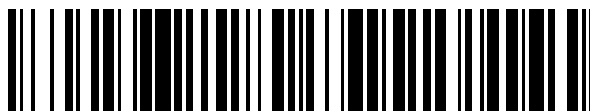


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 747 360**

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 15199878 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.07.2019 EP 3026136**

54 Título: **Productos de aleación de aluminio que tienen combinaciones de propiedades mejoradas y método para su envejecimiento artificial**

30 Prioridad:

**14.05.2007 US 748021**

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

**10.03.2020**

73 Titular/es:

**ARCONIC INC. (100.0%)  
201 Isabella Street  
Pittsburgh, PA 15212, US**

72 Inventor/es:

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

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

**ES 2 747 360 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 combinaciones de propiedades mejoradas y método para su envejecimiento artificial

**Antecedentes**

5 **Campo de la descripción**

La presente descripción se refiere a aleaciones de aluminio, particularmente aleaciones de aluminio ("Al") de la serie 7000 (o 7XXX), así designada por la Aluminum Association. Más particularmente a productos de aleaciones de aluminio útiles para fabricar elementos estructurales para aviones comerciales que tienen un espesor máximo de 63,5 mm (2,5 pulgadas).

10 **Descripción de la técnica relacionada**

Las demandas de la industria en lo referente a las aleaciones de aluminio se están haciendo cada vez más estrictas con cada nueva serie de aviones fabricados por la industria aeroespacial. A medida que aumenta el tamaño de los nuevos aviones a reacción, o a medida que los modelos actuales de aviones de pasajeros crecen para acomodar cargas útiles más pesadas y/o distancias de vuelo más largas para mejorar el rendimiento y economía, la demanda de ahorro de peso en componentes estructurales como los componentes de las alas continúa en aumento.

Una estructura tradicional del ala del avión se muestra en la Figura 1 e incluye una caja de ala que se designa en general por el número 2. La caja de ala 2 se extiende hacia fuera del fuselaje como el componente de resistencia principal del ala y corre generalmente perpendicular al plano de la Figura 1. En la caja de ala 2, los revestimientos superiores e inferiores del ala 4 y 6 se espacian por elementos estructurales verticales o largueros 12 y 20 que se extienden entre o superponen los revestimientos superiores e inferiores del ala. La caja de ala 2 incluye, además, nervaduras que se extienden generalmente de un larguero a otro. Estas nervaduras yacen paralelas al plano de la Figura 1 mientras que los revestimientos del ala y los largueros corren perpendiculares al plano de la Figura 1.

La cubierta superior del ala se compone típicamente de un revestimiento 4 y elementos de refuerzo o larguerillos 8. Estos elementos de refuerzo pueden unirse separadamente mediante sujeción o formar parte integral del revestimiento para eliminar la necesidad de larguerillos y remaches separados. Durante el vuelo, la estructura superior de un ala de avión comercial se carga por comprensión, lo que exige aleaciones con alta resistencia a la compresión. Este requisito ha llevado al desarrollo de aleaciones con una resistencia a la compresión cada vez más alta a la vez que mantienen un nivel nominal de tenacidad a la fractura. Los elementos estructurales superiores del ala de un avión grande de hoy en día se fabrican típicamente con aleaciones de aluminio de la serie 7XXX de alta resistencia tales como el aluminio 7150 (Patente de reemisión de los EE. UU. núm. 34,008), 7449 (Patente de los EE. UU. núm. 5,560,789) o 7055 (Patente de los EE. UU. núm. 5,221,377). Más recientemente, la Patente de los EE. UU. núm. 7,097,719 describe una aleación de aluminio 7055 mejorada.

Sin embargo, el desarrollo de aviones de capacidad ultra alta llevó a nuevos requisitos de diseño. Debido a un ala más grande y pesada y a los altos pesos totales de despegue de los aviones, estos aviones experimentan altas cargas de flexión hacia abajo durante el aterrizaje lo que produce cargas de alta resistencia a la tracción en los elementos estructurales superiores del ala. Si bien la resistencia a la tracción en las actuales aleaciones superiores del ala es más que adecuada para soportar estas cargas de flexión hacia abajo, su tenacidad de fractura se convierte en un criterio de diseño limitante para las partes internas de la cubierta superior. Esto llevó a un deseo de aleaciones para los elementos estructurales superiores de aviones ultra grandes que tienen una tenacidad de fractura muy alta más similar a la de las aleaciones del revestimiento inferior del ala tal como la 2324 (Patente de los EE. UU. núm. 4,294,625) incluso aunque deba sacrificarse una alta resistencia hasta cierto punto. Es decir, ha habido un desplazamiento en la combinación óptima de resistencia y tenacidad necesarias para maximizar el ahorro de peso en los elementos estructurales superiores del ala de un avión ultra grande para alcanzar una tenacidad de fractura significativamente mayor y menor resistencia.

Las nuevas tecnologías de soldadura tales como la soldadura por fricción con agitación también abrieron muchas nuevas posibilidades tanto para el diseño como para los productos de aleación para uso en los componentes de los largueros y de las costillas del ala con el fin de reducir el peso y/o ahorrar costes. Para obtener el máximo rendimiento de un larguero, la parte del larguero que se une al revestimiento superior del ala tendrá propiedades similares a las del revestimiento superior, y la parte del larguero que se conecta al revestimiento inferior del ala tendrá propiedades similares a las del revestimiento inferior del ala. Esto llevó al uso de largueros "construidos", que comprenden una tapa de larguero superior 14 o 22, una banda 18 o 20, y una tapa de larguero inferior 16 o 24, que se unen por sujetadores (no se muestran). Este diseño "construido" permite usar productos de aleación óptimos para cada componente. Sin embargo, la instalación de los muchos sujetadores requeridos aumenta el coste de montaje. Los sujetadores y los orificios de los sujetadores pueden ser, además, enlaces débiles estructurales y es posible que haya que engrosar las piezas lo que reduce de cierta manera el beneficio de rendimiento de usar múltiples aleaciones.

Una estrategia usada para superar el coste de ensamblaje vinculado a un larguero construido es mecanizar todo el

larguero a partir de una placa gruesa, extrusión o forjado de una aleación. A veces, esta operación de mecanizado se conoce como "fresar" la pieza. Con este diseño, se elimina la necesidad de hacer uniones de banda a larguero superior y de banda a larguero inferior. Un larguero de una pieza fabricado de esta manera a veces se conoce como un "larguero integral". Una aleación ideal para fabricar largueros integrales debe tener las características de resistencia de una aleación superior del ala combinada con la tenacidad de fractura y otras características de tolerancia al daño de la aleación inferior del ala. Típicamente, lograr ambas propiedades simultáneamente es difícil y requiere un compromiso entre los requisitos de propiedad para el revestimiento superior y para el revestimiento inferior. Una desventaja que debe superar un larguero integral es que las propiedades de resistencia y tenacidad de un producto grueso que se usa como material inicial son generalmente menores que las de los productos más delgados que se usan típicamente en un larguero "construido", incluso si el larguero integral se fabrica de la misma aleación y temple. Así, el compromiso en las propiedades y el uso de productos gruesos para un larguero integral puede dar como resultado una penalización de peso. Una aleación de producto grueso que cumple razonablemente con los requisitos de propiedades de una tapa de larguero superior e inferior y conserva buenas propiedades incluso en productos gruesos debido a su baja sensibilidad al enfriamiento, es la aleación 7085 descrita en la patente de los EE. UU. núm. 6,972,110. Otra desventaja de los largueros integrales, independientemente de la aleación, es la alta relación entre el peso de compra (es decir, del material que se compra) y el peso de vuelo (es decir, el peso del material que vuela en el avión) que se conoce como razón "compra/vuelo". Esto al menos en parte disminuye las ventajas de coste de un larguero integral sobre un larguero construido que se logran a través de un coste de montaje reducido.

Sin embargo, las nuevas tecnologías tales como la soldadura por fricción con agitación hacen mejoras adicionales tanto en el peso como en el coste. Un larguero multicomponente unido por soldadura por fricción con agitación u otros métodos avanzados de soldadura o unión combina las ventajas de un larguero construido integral. El uso de tales métodos permite el uso de productos de menor espesor así como el uso de múltiples aleaciones, formas de productos y/o temples que se optimizan para cada componente del larguero. Esto expande las opciones de temples/productos de aleaciones y mejora el material de compra para volar como en un larguero construido, mientras que conserva una parte significativa de la ventaja de coste de ensamblaje de un larguero integral. El documento US 2005/0150579 describe una aleación de aluminio para componentes estructurales aeroespaciales.

La Patente de los EE. UU. núm. 5,865,911 describe una aleación de la serie 7000 prevista para su uso como elementos estructurales del revestimiento inferior del ala y para elementos de los largueros del ala de aviones de capacidad ultra alta. Esta aleación mostró mejoras en la resistencia, la tenacidad, y la resistencia a la fatiga en forma de placa delgada en relación con las aleaciones inferiores de alas tradicionales tales como 2024 y 2324 (Patente de los EE. UU. núm. 4,294,625). Se obtuvieron propiedades similares en resistencia y tenacidad en la aleación 7085 (Patente de los EE. UU. núm. 6,972,110) en forma de placa delgada como se muestra en la Tabla 1. Cualquiera de estas aleaciones en forma de producto delgado sería útil para los elementos estructurales de una cubierta inferior de ala y para la tapa inferior del larguero y la banda de un larguero de múltiples componentes unidos mediante fijación mecánica o soldadura. Estas aleaciones son adecuadas, además, para aplicaciones de costillas ya sea en un diseño construido o integral. Sin embargo, los niveles de resistencia alcanzables en estas aleaciones son típicamente insuficientes para su uso en elementos estructurales superiores del ala de grandes aviones comerciales. Una mayor resistencia es beneficiosa, además, para la tapa superior del larguero, la lámina del larguero y las costillas siempre que se mantenga una tenacidad adecuada.

Tabla 1. Propiedades de la aleación de Miyasato (patente de los EE. UU. núm. 5,865,911) y 7085 (patente de los EE. UU. núm. 6,972,110) en forma de placa 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) **	L-T	. 47,5	. 44,0
	RT	. 40,7	. 35,9
Klc, Kq (ksi/in) ** -53,9 C (-65 F)	L-T	. 42,0	. 40,5
	T-L	na	. 34,3
Kapp (ksi/in) **	L-T	. 120,8	. 128,7
	RT	. 94,3	. 104,4
Kapp (ksi/in) ** -53,9 C (-65 F)	L-T	. 115,5	106,8
	T-L	. 74,7	. 79,0
Kc (ksi/in) **	L-T	. 172,9	. 165,7
	RT	. 123,9	. 129,1
Kc (ksi/in) ** -53,9 (-65 F)	L-T	. 166,4	. 140,1
	T-L	. 79,8	. 84,8

## ES 2 747 360 T3

Patente de los EE. UU. núm. 5,865,911: Placa enrollada de .1,2 pulgadas de espesor, .86 pulgadas de ancho

(1) 7085, patente de los EE.UU núm. 6,972,110: Placa enrollada de 38,1 mm (1,5 pulgadas) de espesor, 2590,8 mm (102 pulgadas) de ancho

5     \*: 1 ksi = 6,8948 MPa

\*\* : 1 ksi/in = 1,099 MPa√m

10    Así, existe la necesidad, para aviones de capacidad ultra alta, de una aleación con una tenacidad significativamente más alta que las aleaciones actuales que se usan en los elementos estructurales superiores del ala al tiempo que se mantiene un nivel aceptable de resistencia. Tal aleación sería valiosa, además, para su uso en la tapa superior del larguero y la banda del larguero de un larguero de múltiples componentes unidos por sujeción mecánica o soldadura así como para las costillas de las alas de un diseño construido o integral. Si bien las necesidades de los aviones y alas de capacidad ultra alta se discutieron específicamente, una aleación de este tipo puede resultar beneficiosa, además, para el uso en aplicaciones de fuselaje y en aviones más pequeños tanto en estructuras construidas como integrales. En adición, las partes no aeroespaciales tales como blindajes para vehículos militares, también pueden fabricarse con la presente aleación.

### Compendio de la descripción

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

La aleación de aluminio comprende 7,9 - 8,2 % en peso de Zn, 2,05 - 2,15 % en peso de Cu, 1,75 - 1,85 % en peso de Mg, hasta 0,25 % en peso de al menos uno de Zr, Hf, Sc, Mn, y V, siendo el resto aluminio e impurezas. El producto de aleación tiene menos de aproximadamente 2,5 o 2,0 pulgadas (63,5 o 50,8 mm) de espesor en su punto más grueso.

25    El producto de aleación puede tener propiedades mejoradas de resistencia y tenacidad. En una realización, el producto de aleación incluye una sección de no más de aproximadamente 63,5 o 50,8 mm (2,5 pulgadas o 2,00 pulgadas) de espesor y tiene una resistencia de elasticidad a la tracción mínima en la dirección longitudinal y una tenacidad de fractura por deformación en el plano en la dirección L-T en o por encima de y a la derecha de la línea A-A en la Figura 3A o la Figura 3B (por ejemplo, la región sombreada). En una realización, la aleación incluye una sección de no más de aproximadamente 63,5 o 50,8 mm (2,5 pulgadas o 2,00 pulgadas) de espesor y tiene una resistencia de elasticidad a la tracción y una tenacidad de fractura por tensión del plano aparente en la dirección L-T en o por encima de y hacia la derecha de la línea B-B en la Figura 4 (por ejemplo, la región sombreada) cuando se mide en un panel de 406,4 mm (16 pulgadas) de ancho de centro agrietado que tiene una longitud de fisura inicial (2a<sub>o</sub>) de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas) y un espesor de aproximadamente 6,4 mm (0,25 pulgadas).

35    El producto de aleación puede, además, tener una excelente resistencia a la corrosión. En una realización, el producto de aleación tiene una clasificación de resistencia a la corrosión EXCO de "EB" o mejor. En una realización, el producto de aleación pasa consistentemente pruebas de resistencia al agrietamiento por corrosión bajo tensión por inmersión alternada a un nivel de tensión de 241,3 MPa (35 ksi) para un temple T74, a un nivel de tensión de 172,4 MPa (25 ksi) para un temple T76, y un nivel de tensión de 103,4 MPa (15 ksi) para un temple T79. En una realización, el producto de aleación pasa consistentemente pruebas de resistencia al agrietamiento por corrosión bajo tensión en el ambiente marino a un nivel de tensión de 241,3 MPa (35 ksi) para un temple T74, a un nivel de tensión de 172,4 MPa (25 ksi) para un temple T76, y un nivel de tensión de 103,4 MPa (15 ksi) para un temple T79. En una realización, el producto de aleación logra consistentemente una calificación de resistencia a la corrosión EXCO de "EB" o mejor, y pasa consistentemente tanto las pruebas de resistencia al agrietamiento por corrosión bajo tensión por inmersión alternada como las pruebas de resistencia al agrietamiento por corrosión bajo tensión en el ambiente marino a un nivel de tensión de 241,3 MPa (35 ksi) para un temple T74, a un nivel de tensión de 172,4 MPa (25 ksi) para un temple T76, y a un nivel de tensión de 103,4 MPa (15 ksi) para un temple T79. En una realización, el producto de aleación logra consistentemente una calificación de resistencia a la corrosión EXCO de "EB" o mejor, y pasa constantemente pruebas de resistencia al agrietamiento por corrosión bajo tensión por inmersión alternada y resistencia al agrietamiento por corrosión por tensión en el medio marino a un nivel de tensión de 241,3 MPa (35 ksi) para un temple T74, a un nivel de tensión de 172,4 MPa (25 ksi) para un temple T76, y a un nivel de tensión de 103,4 MPa (15 ksi) para un temple T79, y alcanza las propiedades de resistencia de elasticidad a la tracción y la tenacidad de fractura descritas anteriormente. El producto de aleación puede pasar, además, otras pruebas de resistencia al agrietamiento por corrosión bajo tensión.

55    El producto de aleación puede utilizarse en una variedad de aplicaciones. En una realización, el producto de aleación es un componente estructural aeroespacial. El componente estructural del avión puede ser cualquiera de un panel superior del ala (revestimiento), un larguerillo superior del ala, una cubierta superior del ala con larguerillos integrales, una tapa de larguero, una banda de larguero, una costilla, un pie de costilla o una banda de costilla, elementos de refuerzo y combinaciones de estos. En una realización, el producto de aleación es un componente del fuselaje (por ejemplo, una cubierta de fuselaje). En una realización, el producto de aleación es un componente de

blindaje (por ejemplo, de un vehículo motorizado). En una realización, el producto de aleación se usa en la industria del petróleo y el gas (por ejemplo, como tuberías, componentes estructurales).

Los productos de aleación pueden producirse por una variedad de métodos. Por ejemplo, el componente puede fabricarse de un producto de aleación que se suelda por métodos de fusión o de estado sólido a uno o más productos de aleación de aluminio fabricados sustancialmente de la misma aleación del mismo o diferente temple para fabricar el componente. En una realización, el producto de aleación se une a uno o más productos de aleación de aluminio de diferente composición de aleación para hacer un componente de multialeación. En una realización, el producto se une mediante fijación mecánica. En una realización, el producto de aleación se une mediante métodos de fusión o soldadura en estado sólido. En una realización, el producto de aleación se forma por envejecimiento solo o después de unirse a otros productos de aleación en el proceso de fabricación de un componente. En una realización, el producto de aleación se refuerza por laminados de fibra de metal u otros materiales de refuerzo.

Se proporcionan, además, métodos para producir aleaciones de aluminio y productos de aleación de aluminio. En un enfoque, un método incluye las etapas de formar o conformar una aleación de aluminio en un componente estructural del avión. 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, mediante homogeneización y trabajo en caliente de la aleación por uno o más métodos seleccionados del grupo que consiste en laminado, extrusión y forja, tratamiento térmico de la solución de la aleación, enfriamiento de la aleación, y alivio de la tensión de la aleación. El componente estructural en una condición envejecida artificialmente puede exhibir una combinación mejorada de resistencia y tenacidad de fractura. En una realización, la aleación tiene menos de aproximadamente 101,6 mm (4 pulgadas) de espesor cuando se enfría. En una realización, el método incluye la formación por envejecimiento del componente solo o después de unirse a otros componentes.

En una realización, la etapa de formación o conformación del componente estructural incluye el mecanizado. En una realización, el mecanizado se realiza después del envejecimiento artificial o entre una de las etapas de envejecimiento. En una realización, el mecanizado se realiza antes del tratamiento térmico de la solución.

En una realización, la etapa de formación o conformación del componente estructural incluye la formación por envejecimiento, ya sea antes o después de unirse a otros componentes. En una realización, al menos parte de la etapa de formación o conformación del componente estructural se realiza antes o durante al menos algo del envejecimiento artificial.

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

En otra realización, la aleación se envejece artificialmente por un método que comprende (i) una primera etapa de envejecimiento dentro del intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 168,3 °C (de 290 a aproximadamente 335 °F), y (ii) una segunda etapa de envejecimiento dentro del intervalo de aproximadamente 93,3 a aproximadamente 135,0 °C (de 200 a aproximadamente 275 °F). En una realización, la primera etapa de envejecimiento (i) transcurre de aproximadamente 4 a aproximadamente 30 horas dentro del intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 162,8 °C (de 290 a aproximadamente 325 °F). En una realización, la primera etapa de envejecimiento (ii) transcurre de aproximadamente 6 a aproximadamente 30 horas dentro del intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 157,2 °C (de 290 a aproximadamente 315 °F). En una realización, la primera etapa de envejecimiento (i) transcurre de aproximadamente 7 a aproximadamente 26 horas dentro del intervalo de aproximadamente 148,9 a aproximadamente 162,8 °C (de 300 a aproximadamente 325 °F). En una realización, una o ambas etapas de envejecimiento incluyen una integración de múltiples efectos de envejecimiento por temperatura. En una realización, una o ambas etapas de envejecimiento se interrumpen con el fin de soldar la pieza a otro componente de esta o a una aleación o temple diferente.

En otra realización, la aleación se envejece artificialmente mediante un método que comprende (i) una primera etapa de envejecimiento dentro del intervalo de aproximadamente 65,6 a aproximadamente 135,0 °C (de 150 a aproximadamente 275 °F), (ii) una segunda etapa de envejecimiento dentro del intervalo de aproximadamente 143,3

a aproximadamente 168,3 °C (de 290 a aproximadamente 335 °F), y (iii) una tercera etapa de envejecimiento dentro del intervalo de aproximadamente 93,3 a aproximadamente 135,0 °C (de 200 a aproximadamente 275 °F). En una realización, la primera etapa de envejecimiento (i) se desarrolla dentro del intervalo de aproximadamente 93,3 a aproximadamente 126,7 °C (de 200 a aproximadamente 260 °F). En una realización, la primera etapa de envejecimiento (i) transcurre durante aproximadamente 2 a aproximadamente 18 horas. En una realización, la segunda etapa de envejecimiento (ii) transcurre de aproximadamente 4 a aproximadamente 30 horas dentro del intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 162,8 °C (de 290 a aproximadamente 325 °F). En una realización, la segunda etapa de envejecimiento (ii) transcurre de aproximadamente 6 a aproximadamente 30 horas dentro del intervalo de aproximadamente 143,3 a aproximadamente 157,2 °C (de 290 a aproximadamente 315 °F). En una realización, la segunda etapa de envejecimiento (ii) transcurre de aproximadamente 7 a aproximadamente 26 horas dentro del intervalo de aproximadamente 148,9 a aproximadamente 162,8 °C (de 300 a aproximadamente 325 °F). En una realización, la tercera etapa de envejecimiento (iii) transcurre durante al menos aproximadamente 2 horas dentro del intervalo de aproximadamente 110,0 a aproximadamente 126,7 °C (de 230 a aproximadamente 260 °F). En una realización, la tercera etapa de envejecimiento (iii) transcurre durante aproximadamente 18 horas o más dentro del intervalo de aproximadamente 115,6 a aproximadamente 123,9 °C (de 240 a aproximadamente 255 °F). En una realización, una, dos o todas las etapas de envejecimiento incluyen una integración de múltiples efectos de envejecimiento por temperatura. En una realización, una, dos o todas las etapas de envejecimiento se interrumpen con el fin de soldar la pieza a otro componente de esta o a una aleación o temple diferente.

El(los) método(s) puede(n) incluir la unión de los componentes de aleación. En una realización, uno o más de los componentes se unen mediante un sujetador mecánico. En una realización, uno o más de los componentes se unen mediante soldadura. En una realización, los componentes se sueldan mediante soldadura por haz de electrones. En una realización, los componentes se sueldan mediante soldadura por fricción con agitación. En una realización, un componente se sujeta o se suelda a otro producto de aluminio para hacer un componente multialeación y/o multitemple.

Como puede apreciarse, varios de los aspectos, enfoques y/o realizaciones mencionados anteriormente pueden combinarse 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 descripción que sigue y serán evidentes para los expertos en la técnica después del examen de la siguiente descripción y figuras, o pueden aprenderse mediante la práctica de la descripción.

### 30 Breve descripción de las figuras

Para una comprensión más completa de la presente descripción, se hace referencia a la siguiente descripción tomada en relación con las figuras acompañantes, en las cuales:

La Figura 1 es una vista en sección transversal de una construcción típica de caja de ala de un ala de avión;

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

Las Figuras 2C-1, 2C-2, 2D-1, y 2D-2 ilustran varias realizaciones de la composición de aleación de la presente descripción, tales como composiciones útiles para producir placas de aleación de aluminio que tienen un espesor no mayor que 50,8 o 63,5 mm (2 o 2,5 pulgadas);

La Figura 3A es un gráfico que ilustra la tenacidad a fractura en deformación en el plano L-T típica  $K_{Ic}$  frente a las resistencias de elasticidad a tracción longitudinal mínima de (i) ejemplo de aleaciones A-D en forma de placa y de un temple T79, y (ii) varias otras aleaciones convencionales en forma de placa delgada;

La Figura 3B es un gráfico que ilustra la tenacidad a fractura en deformación en el plano L-T típica  $K_{Ic}$  frente a las resistencias de elasticidad a tracción longitudinal mínima de (i) ejemplo de aleaciones A-D en forma de placa y de un temple T79, y (ii) varias otras aleaciones convencionales en forma de placa;

La Figura 4 es un gráfico que ilustra la tenacidad a fractura en tensión en el plano L-T típica  $K_{app}$  en comparación con las resistencias de elasticidad a la tracción reales o medidas de (i) ejemplo de aleaciones A-D en forma de placa y de un temple T79 y (ii) varias otras aleaciones convencionales en forma de placa;

La Figura 5 es un gráfico que compara el porcentaje de resistencia retenida después de la exposición a la corrosión en la dirección L-T de dos de las composiciones de aleación de ejemplo para tres tiempos de envejecimiento de la tercera etapa de 0, 6 y 12 horas;

La Figura 6 es un gráfico que compara el porcentaje de resistencia retenida después de la exposición a la corrosión en la dirección L-T de una aleación de ejemplo y una aleación 7055 de la técnica anterior para un tiempo de envejecimiento de la segunda etapa de 12 horas.

55 Los caracteres de referencia similares denotan elementos similares en todas las figuras.

### Descripción detallada

La Figura 1 es un esquema que ilustra una vista en sección transversal de la típica construcción de caja 2 de ala que comprende el revestimiento superior 4 del ala y los larguerillos 8, el revestimiento inferior 6 del ala y los larguerillos 10, espaciados por los largueros 12 y 20. Los larguerillos 4 y 10 pueden unirse por separado por sujeción o integrarse con el revestimiento para eliminar la necesidad de larguerillos y remaches separados. Normalmente, se necesitan dos, tres o cuatro paneles alares 4 o 6 para cubrir cada una de las superficies superior e inferior del ala en función del tamaño del avión y del diseño del ala. Es posible que se necesiten más paneles para un diseño integral de revestimiento y larguerillos. Los paneles múltiples que comprenden los revestimientos superior e inferior se unen típicamente mediante sujeción mecánica. Estas uniones añaden peso al avión.

Los largueros pueden tener un diseño "construido" compuesto por una tapa de larguero superior 14 o 22, una tapa de larguero inferior 16 o 24 y un alma 18 o 26 unidos por una sujeción mecánica o pueden tener un diseño integral de una pieza, donde cada tipo de diseño tiene sus propias ventajas y desventajas. Un larguero construido permite el uso de productos de aleación óptimos para cada uno de sus componentes y presenta mejor razón "compra/vuelo" en comparación con un larguero integral. Normalmente, la tapa superior del larguero requiere una alta resistencia a la compresión, mientras que las tapas inferiores del larguero requieren menos resistencia pero propiedades de tolerancia al daño más altas, como la tenacidad a fractura y la resistencia al crecimiento de grietas por fatiga. Un larguero integral tiene costes de ensamblaje mucho más bajos, pero su rendimiento puede ser menor que para un diseño construido, ya que sus propiedades son necesariamente un compromiso entre los requisitos para el revestimiento superior y el revestimiento inferior. Además, la resistencia y la tenacidad de un producto grueso usado como material inicial para un larguero integral son generalmente menores que las de los productos más delgados usados para un larguero construido.

La caja del ala también incluye costillas (no se muestran) que se extienden generalmente de un larguero a otro. Estas costillas se encuentran paralelas al plano de la Figura 1 mientras que los revestimientos y los largueros de las alas son perpendiculares a dicho plano de la Figura 1. Al igual que los largueros, las costillas pueden ser, además, de diseño construido o integral, donde cada tipo tiene ventajas o desventajas similares a las de los largueros. Sin embargo, las propiedades óptimas en las costillas difieren algo ya que la alta resistencia es ventajosa para los pies de las costillas que se conectan a los largueros y al revestimiento superior e inferior del ala y una mayor rigidez es ventajosa para la banda de la costilla. Más típicamente, las costillas del ala son de un diseño integral con un compromiso en las propiedades entre los requisitos para los pies de la costilla y la banda de la costilla.

Las nuevas tecnologías de soldadura, como la soldadura por fricción con agitación y la soldadura por haz de electrones permiten nuevos conceptos estructurales que conservan las ventajas de los diseños actuales y construidos y minimizan sus desventajas. Por ejemplo, los diferentes paneles alares 4 usados para fabricar el revestimiento superior pueden unirse mediante soldadura por fricción con agitación en lugar de una unión mecánicamente sujeta lo que reduce el peso del revestimiento superior. Los largueros y las costillas pueden fabricarse a partir de múltiples aleaciones, temple y/o productos optimizados para cada componente de costilla o larguero unidos mediante soldadura por fricción con agitación, lo que conserva la ventaja de rendimiento y una mejor razón compra/vuelo de los productos más delgados como en un larguero construido mientras se reducen los costes de montaje como en una costilla o larguero integral. Por ejemplo, las tapas superiores 14 y 22 del larguero podrían fabricarse de una aleación de alta resistencia o extrusión del temple, las tapas inferiores 16 y 24 del larguero de una aleación de tolerancia al daño de resistencia más baja o extrusión del temple, y las bandas 18 y 26 de larguero de una aleación de resistencia moderada o placa del temple, los tres componentes unidos por soldadura por fricción o soldadura por haz de electrones. Los diseños que contienen una mezcla de diseño integral y construido podrían utilizarse para mejorar la seguridad de falla y la tolerancia al daño de un componente al tiempo que reduce el coste de montaje. Por ejemplo, las tapas superiores 14 y 22 del larguero podrían unirse mediante soldadura por fricción con agitación a las bandas 12 y 20 del larguero para reducir los costes de montaje, mientras que las tapas inferiores 16 y 24 del larguero podrían sujetarse mecánicamente para mejorar la tolerancia al daño. Las mejoras adicionales en la tolerancia al daño en estructuras soldadas construidas, integrales y estructuras que contienen una mezcla de ambas podrían lograrse mediante el refuerzo con laminados de fibra de metal y otros materiales de refuerzo como se describe en la Patente de los EE. UU. núm. 6,595,467.

La aleación descrita en la Patente de los EE. UU. núm. 6,972,110, que tiene la designación comercial 7085, se dirige principalmente a calibres más gruesos, generalmente de 101,6 a 203,2 mm (de 4 a 8 pulgadas) o más, donde la sensibilidad al enfriamiento es importante. La baja sensibilidad al enfriamiento se logra al proporcionar una composición cuidadosamente controlada que permite enfriar calibres más gruesos y al mismo tiempo lograr combinaciones superiores de alta resistencia y tenacidad y resistencia a la corrosión en comparación con las aleaciones de productos gruesos anteriores como 7050, 7010 y 7040. La cuidadosa composición registrada como AA7085 incluye niveles bajos de Cu (de aproximadamente 1,3 a aproximadamente 1,9 % en peso) y niveles bajos de Mg (de aproximadamente 1,3 a aproximadamente 1,68 % en peso), que se encuentran entre los niveles más magros usados para las aleaciones aeroespaciales comerciales. Los niveles de Zn (de aproximadamente 7 a aproximadamente 9,5 % en peso) en los cuales las propiedades se optimizaron más correspondieron a niveles mucho más altos que los especificados para 7050, 7010 y 7040. Esto fue contra las enseñanzas pasadas de que un mayor contenido de Zn aumenta la sensibilidad al enfriamiento. Por el contrario, los niveles más altos de Zn en 7085 en realidad se probaron para ser beneficiosos contra las condiciones de enfriamiento lento de las piezas de

secciones gruesas. La Patente de los EE. UU. núm. 6,972,110 enseña que una buena parte de la resistencia y tenacidad mejoradas para las secciones gruesas de su presente aleación se deben a la combinación específica de ingredientes de la aleación.

5 La Patente de los EE. UU. núm. 5,221,377 se refiere a la aleación 7055, que se usa típicamente para placas y extrusiones de 50,8 mm (2 pulgadas) de espesor o menos, y enseña que la reducción de los niveles de Mg da como resultado una mejor tenacidad a fractura. Se aprecia ampliamente en la técnica anterior, además, que el aumento de la resistencia a través del aumento del contenido de soluto típicamente produce una reducción en la tenacidad.

10 La presente aleación se dirige principalmente a productos de aleación más delgados, de un espesor de aproximadamente 50,8 o 63,5 mm (2,0 o 2,5 pulgadas) o menos, para los elementos estructurales superiores del ala de grandes aviones comerciales, que incluyen revestimientos de alas, largueros de alas y tapas superiores de larguero. Estas aplicaciones se beneficiarán de y en muchos casos requerirán una mayor resistencia de la que puede lograrse con la composición 7085. Las Figuras 2A y 2B ilustran realizaciones de la composición de presente aleación en términos de los principales elementos de aleación Cu y Zn y Mg y Zn y en comparación con las composiciones de 7085 (Patente de los EE. UU. núm. 6,972,110) y 7055 (Patente de los EE. UU. núm. 5,221,377) y 7449. Las composiciones adecuadas de la aleación divulgada en la presente se designan mediante una caja rectangular con líneas continuas. Las composiciones de las aleaciones de ejemplo A-F, descritas a continuación, la aleación del ejemplo C está dentro de la definición de las reivindicaciones y las aleaciones de ejemplo A, B y de la D a la F están fuera de las reivindicaciones, también se incluyen en las Figuras 2A y 2B.

20 En un enfoque, las aleaciones descritas en la presente tienen la forma de una placa que tiene un espesor de menos de 2,5 pulgadas, tal como un espesor de no más de 2,00 pulgadas. En una realización (no reivindicada), la aleación de aluminio de la placa 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 uno de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y hasta aproximadamente 89,95 % en peso de aluminio (por ejemplo, como se ilustra en las Figuras 2A y 2B). En otras realizaciones (no reivindicadas), y con referencia a las Figuras 2C-1, 2C-2, 2D-1 y 2D-2, la aleación de aluminio comprende 7,5 - 8,5 % en peso de Zn, 1,9 - 2,3 % en peso de Cu, 1,5 - 2,0 % en peso de Mg, hasta 0,25 % en peso de al menos uno de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y hasta aproximadamente 89,1 % en peso de aluminio (como se proporciona en la realización 1 de las Figuras 2C-1 y 2C-2). En otra realización (no reivindicada), la aleación de aluminio comprende 7,8 - 8,5 % en peso de Zn, 1,95 - 2,25 % en peso de Cu, 1,7 - 2,0 % en peso de Mg, hasta 0,25 % en peso de al menos uno de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y hasta aproximadamente 88,55 % en peso de aluminio (como se proporciona en la realización 2 de las Figuras 2C-1 y 2C-2). La aleación de aluminio reivindicada comprende 7,9 - 8,2 % en peso de Zn, 2,05 - 2,15 % en peso de Cu, 1,75 - 1,85 % en peso de Mg, hasta 0,25 % en peso de al menos uno de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y hasta aproximadamente 88,3 % en peso de aluminio (como se proporciona en la realización 3 de las Figuras 2C-1 y 2C-2). En una realización (no se reivindica), la aleación de aluminio comprende 7,4 - 8,0 % en peso de Zn, 1,95 - 2,25 % en peso de Cu, 1,7 - 2,0 % en peso de Mg, hasta 0,25 % en peso de al menos uno de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y hasta aproximadamente 88,95 % en peso de aluminio (como se proporciona por la realización 4 de las Figuras 2D-1 y 2D-2). En una realización (no se reivindica), la aleación de aluminio comprende 7,5 - 7,9 % en peso de Zn, 2,05 - 2,20 % en peso de Cu, 1,8 - 1,9 % en peso de Mg, hasta 0,25 % en peso de al menos uno de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y hasta aproximadamente 88,65 % en peso de aluminio (como se proporciona por la realización 5 de las Figuras 2D-1 y 2D-2). En varias de estas realizaciones, la aleación de aluminio puede comprender de 0,05 a aproximadamente 0,3 % en peso de Zr, menos de aproximadamente 0,1 % en peso de Mn, menos de aproximadamente 0,05 % en peso de Cr. En cualquiera de estas realizaciones, la aleación de aluminio puede consistir esencialmente en los ingredientes indicados (aparte del aluminio), el resto es aluminio y elementos incidentales e impurezas.

45 A partir de las enseñanzas de la Patente de los EE. UU. núm. 6,972,110, los cambios de composición en las aleaciones descritas en la presente aumentarían algo la sensibilidad al enfriamiento de la aleación en comparación con la aleación 7085 y este es posiblemente el caso. Sin embargo, las aleaciones descritas en la presente probablemente conservan parte del beneficio de la composición 7085, y en cualquier caso, la sensibilidad al enfriamiento es una preocupación menor en los productos de aleación más finos a los que se dirigen las aleaciones descritas en la presente. Se esperaba, además, que los cambios en la composición tuvieran una influencia perjudicial sobre la tenacidad a fractura debido al aumento resultante en la resistencia y al mayor contenido de Mg. 50 Con el intervalo de Mg entre el de 7085 y las aleaciones superiores del ala existentes 7055 y 7449, se creía que la resistencia y la tenacidad de las aleaciones descritas en la presente caerían entre estas aleaciones. Este fue de hecho el caso de la resistencia. Sin embargo, la combinación de resistencia y tenacidad a fractura de las aleaciones descritas en la presente se mejoró no solo en 7055 y 7449 como se esperaba, sino que, sorprendentemente, se mejoró, además, con respecto a la aleación 7085. Así, las aleaciones descritas en la presente identifican una región 55 de composición "dulce" inesperada que ofrece combinaciones más altas de resistencia y tenacidad a fractura que las exhibidas por las aleaciones establecidas.

60 Los productos de aleación de la presente descripción pueden prepararse mediante prácticas más o menos convencionales que incluyen fundición y enfriamiento directo (DC) en forma de lingotes y exhiben características de estructura interna características de la derivación de los lingotes. Los refinadores de grano convencionales tales como los que contienen titanio y boro, o titanio y carbono, también pueden usarse como se conoce bien en la técnica. Una vez que se moldea un lingote a partir de esta composición, se escaldan (si es necesario) y se homogeneizan mediante calentamiento a una o más temperaturas entre aproximadamente 426,7 y



aproximadamente 482,2 °C (800 y aproximadamente 900 °F), o entre aproximadamente 454,4 y aproximadamente 482,2 °C (de 850 a aproximadamente 900 °F). Después de la homogeneización, estos lingotes se trabajan, por ejemplo, mediante laminación en una placa o lámina o extrusión o forjado en secciones con formas especiales. Para la mayoría de las aplicaciones aeroespaciales, los productos de aleación fabricados de la composición descrita instantáneamente tienen un espesor de sección transversal de aproximadamente 63,5 o 50,8 mm (2,5 o 2,0 pulgadas) de espesor o menos. El producto, si se desea, debe tratarse térmicamente en solución mediante calentamiento a una o más temperaturas entre aproximadamente 454,4 y aproximadamente 482,2 °C (850 y aproximadamente 900 °F) para tomar porciones sustanciales, a veces todas o sustancialmente todas, de zinc, magnesio y cobre solubles en solución, con el entendimiento de que con procesos físicos que no siempre son perfectos, probablemente no se disolverá hasta el último vestigio de estos ingredientes principales de la aleación durante el tratamiento térmico de la solución. Después de calentar a temperaturas elevadas, como se describe, el producto debe enfriarse rápidamente o inactivarse para completar el procedimiento de tratamiento térmico de la solución. Tal enfriamiento se realiza típicamente por inmersión en un tanque de agua fría de tamaño adecuado o por pulverización de agua. Puede usarse, además, el enfriamiento por aire como un medio de enfriamiento suplementario o sustituto. Después del enfriamiento, es posible que ciertos productos deban aliviarse de la tensión mecánicamente tal como por estiramiento y/o compresión hasta aproximadamente el 8 %, por ejemplo, desde aproximadamente el 1 % hasta aproximadamente el 3%.

Una solución tratada térmicamente y el producto enfriado, con o sin trabajo en frío, se considera que está en una condición de endurecimiento por precipitación, o está listo para el envejecimiento artificial. La práctica puede ser una práctica de dos o tres etapas y para algunas aplicaciones incluso una práctica de una sola etapa puede ser suficiente. Sin embargo, es posible que no existan líneas claras de demarcación entre cada etapa o fase. En general se sabe que la aceleración y/o disminución de las temperaturas de tratamiento dadas (o específicas), en sí mismas, puede producir efectos de precipitación (envejecimiento) que pueden, y con frecuencia deben tenerse en cuenta, al integrar tales condiciones cambiantes y sus efectos de endurecimiento por precipitación, en el programa de tratamiento de envejecimiento total. Tal integración se describió con mayor detalle en la patente de los EE. UU. núm. 3,645,804, cuya descripción se incorpora completamente como referencia en la presente descripción.

La Patente de los EE. UU. núm. 6,972,110, cuya descripción se incorpora completamente como referencia en la presente descripción, describe una práctica de envejecimiento de tres (3) etapas para la aleación 7085. Una práctica de envejecimiento de 3 etapas con los mismos intervalos de temperatura o similares a los descritos en la patente '110 también puede usarse con la aleación divulgada en la presente, pero una práctica de 2 etapas también es adecuada para algunas de las principales aplicaciones contempladas. La práctica de 2 etapas puede ser la etapa de baja temperatura seguida de la etapa de alta temperatura, o viceversa. Por ejemplo, una práctica de 2 etapas se utiliza a menudo para revestimientos y largueros superiores del ala. Estos componentes a menudo se forman por el fabricante del avión para obtener el contorno del ala. Durante la formación por envejecimiento, la pieza se restringe en un troquel a una temperatura elevada generalmente 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 logra a través de procesos de relajación de tensión y arrastre. La formación por envejecimiento a menudo se realiza junto con el tratamiento de envejecimiento artificial, especialmente durante el etapa de alta temperatura en la que el arrastre se produce más rápidamente. La formación por envejecimiento se realiza típicamente en un horno de autoclave. El autoclave y las matrices requeridas para envejecer un panel de ala de avión para un avión comercial grande son grandes y costosos y como resultado se emplean pocos en el proceso de fabricación. Así, es deseable que el ciclo de formación por envejecimiento sea tan corto como sea posible mientras se logran el contorno y las propiedades requeridas en el producto de aleación para maximizar el rendimiento de producción. Una reducción de la tercera etapa o su eliminación completa es beneficiosa para lograr este objetivo. En una práctica de 2 etapas de bajo a alto el productor de la aleación puede aplicar la primera etapa, y minimizar aún más el tiempo empleado en el proceso de formación por envejecimiento.

Los resultados de los estudios de SCC sobre las aleaciones de ejemplo indican que la tercera etapa puede acortarse e incluso eliminarse al tiempo que se cumplen los requisitos de SCC para el revestimiento y los largueros superiores del ala. La práctica de 3 etapas para aleaciones 7085 en aplicaciones de productos gruesos generalmente no es necesaria para las aleaciones de descripción instantánea en el ala superior y otras aplicaciones de alta resistencia por varias razones. Por ejemplo, los requisitos de SCC para los componentes superiores del ala son menos estrictos que los de una aplicación de producto grueso como una costilla o un larguero. Los componentes superiores del ala se someten predominantemente a tensiones de compresión, mientras que el larguero, en particular la porción inferior, se somete a tensiones de tracción. Sólo las tensiones de tracción contribuyen a SCC. Además, un larguero integral o una costilla mecanizada a partir de un producto grueso puede tener importantes tensiones de diseño en la dirección ST. Por ejemplo, las tapas de larguero de un larguero integral fabricado de placa están en el plano L-ST de la placa principal. En comparación, las principales tensiones de diseño en el revestimiento superior y el larguero son predominantemente en el plano L-LT, que es menos propenso a SCC. Como resultado de estas diferencias, el requisito mínimo de SCC en la dirección ST para las aleaciones superiores del ala predominantes 7055 y 7449 es de 103,4 o 110,3 MPa (15 o 16 ksi) lo que permite que estas aleaciones se usen en el temple de alta resistencia -T79 mientras los productos gruesos para largueros, costillas y otras aplicaciones se usan normalmente en los temples de resistencia inferior -T76 y -T74 que tienen típicamente mínimos de SCC de 172,4 MPa (25 ksi) y 241,3 MPa (35 ksi), respectivamente.

Las aleaciones descritas en la presente se prevén, además, para su uso en un larguero o costilla multicomponente, multialeación unidas por sujeción mecánica o soldadura. Como ya se describió, es probable que estas aplicaciones tengan requisitos de SCC más altos que para el revestimiento y los largueros superiores del ala. Sin embargo, en un larguero multicomponente compuesto de productos más delgados, la estructura de grano puede orientarse más favorablemente para la resistencia a SCC que para un larguero integral mecanizado a partir de una placa gruesa. Las tapas de larguero, por ejemplo, pueden mecanizarse a partir del plano L-LT más resistente a SCC de una placa principal o extrusión en lugar del plano L-ST. El rendimiento mínimo de SCC en las direcciones L y LT suele ser superior a 275,8 MPa (40 ksi), incluso en los temple de alta resistencia menos resistentes a SCC, en comparación con 172,4 MPa (25 ksi) o 241,3 MPa (35 ksi) en la dirección ST para los temple de menor resistencia, más resistentes a SCC. Así, puede darse el caso de que la práctica de envejecimiento de la 3era etapa a menudo utilizada para aleaciones 7085 también pueda acortarse o eliminarse para las aleaciones descritas en la presente, incluso para largueros, costillas y otras aplicaciones que tienen requisitos de SCC más exigentes. El acortamiento o eliminación de la tercera etapa resulta en una pequeña reducción de la resistencia generalmente de aproximadamente 6,9 a aproximadamente 13,8 MPa (de 1 a aproximadamente 2 ksi). Sin embargo, puede darse el caso de que esta reducción de la resistencia pueda compensarse con el uso de un temple de mayor resistencia que no es factible en productos gruesos. Aun así, para algunas aplicaciones construidas, integrales o de múltiples componentes de la presente descripción, los temple de menor resistencia como el -T74 o -T73 pueden ser deseables, ya sea por la resistencia adicional a la corrosión proporcionada o por mejoras adicionales en la tenacidad a fractura.

En el caso de largueros o costillas de múltiples aleaciones unidas por soldadura, la flexibilidad en la práctica de envejecimiento exhibida por las aleaciones descritas en la presente es una característica deseable. La soldadura, ya sea por métodos de soldadura por fusión o por métodos de estado sólido como la soldadura por fricción con agitación, puede realizarse 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 la resistencia y las propiedades de corrosión de la soldadura. Por ejemplo, la soldadura de las aleaciones descritas en la presente a otra aleación que tenga propiedades de resistencia y tolerancia al daño más adecuadas para la tapa del larguero inferior, podría realizarse después de la aplicación de la primera etapa de envejecimiento de una práctica de 2 o 3 etapas en la aleación divulgada en la presente. La otra aleación podría ser otra aleación 7XXX o una composición bastante diferente, por ejemplo, una aleación de aluminio-litio de acuerdo con la Patente de los EE. UU. núm. 4,961,792, y tendrá su propia práctica de envejecimiento típica que puede comprender una, dos o tres etapas. Dado que el envejecimiento posterior a la soldadura de los dos productos de aleación unidos necesariamente deben ocurrir juntos, la práctica de envejecimiento para las aleaciones descritas inmediatamente debe ser de dos o tres etapas, en dependencia de los requisitos de envejecimiento de la aleación a la que se une. Así, la flexibilidad de las aleaciones descritas en la presente con respecto al número de etapas de envejecimiento y los tiempos que pueden utilizarse con éxito es beneficiosa para los componentes multialeación soldados. Aun así, pueden requerirse algunos compromisos con la práctica de envejecimiento típica para cada aleación en dependencia de las aleaciones específicas involucradas.

La fabricación y el envejecimiento de un componente de aleación múltiple que utiliza las aleaciones descritas en la presente unidas por soldadura podría simplificarse de alguna manera mediante el uso de aleaciones 7XXX con composiciones similares a las aleaciones descritas en la presente, pero que son más simples o más ricas en elementos de aleación adicionales para fortalecerlos y lograr así el balance deseado de resistencia y tenacidad en cada componente. Las prácticas típicas de envejecimiento antes y después de la soldadura para tales aleaciones probablemente serían más compatibles que para aleaciones más disímiles que requieren menos ajustes a sus prácticas típicas. Alternativamente, las diferencias deseadas en resistencia y tenacidad podrían lograrse en algunos casos con el uso de las aleaciones descritas en la presente solas mediante el empleo de diferentes temple. Por ejemplo, un larguero multitemple fabricado exclusivamente a partir de las aleaciones descritas en la presente podría usar el endurecimiento de alta resistencia -T79 en la tapa superior, el temple -T76 de resistencia moderada, mayor tenacidad en la lámina del larguero, y el temple -T73 de menor resistencia, mayor tenacidad en la tapa inferior del larguero. Normalmente, los tiempos de envejecimiento para el -T76 y -T73 serían mayores que para el temple -T79. En un larguero multitemple soldado, el envejecimiento previo a la soldadura para el larguero superior de -T79 podría componerse, por ejemplo, solo por una primera etapa, la banda del larguero de -T76 componerse por una primera etapa y una parte de la segunda etapa y la tapa inferior del larguero de -T73 de una primera etapa y una parte mayor de la segunda etapa. Esto podría llevarse a cabo por separado en cada componente o mediante el escalado de su extracción del mismo horno. Una vez soldados, se usará la misma práctica de envejecimiento posterior a la soldadura en los componentes unidos. Con la selección adecuada de la práctica de envejecimiento anterior y posterior a la soldadura, la práctica típica de envejecimiento puede aplicarse a cada componente esencialmente sin compromiso.

#### Ejemplo 1

Los lingotes A-D que tienen composiciones similares a las realizaciones descritas anteriormente para la familia de aleaciones descritas en la presente se moldearon como lingotes grandes a escala comercial. Además, se fundió un lingote de aleación de aluminio 7085 como control. Los lingotes se cortaron y homogeneizaron con una temperatura de remojo final de aproximadamente 465,6 °C a aproximadamente 482,2 °C (de 870 °F a aproximadamente 900 °F). Un lingote de cada una de las aleaciones A y B se laminó en caliente en una placa con un espesor de 27,2 mm (1,07

5 pulgadas) y un ancho de 3429 mm (135 pulgadas). Cada lingote de cada una de las aleaciones A y B se laminó en caliente en una placa con un espesor de 27,9 mm (1,10 pulgadas) y un ancho de 2819,4 mm (111 pulgadas). En lo sucesivo a la primera se le llamará Placa 1 y a la segunda Placa 2. Un lingote de cada una de las aleaciones C y D se laminó en caliente con el mismo espesor y anchura que la Placa 2. Los tamaños de la Placa 1 y la Placa 2 son representativos de los paneles del ala superior de un avión de capacidad ultra grande. La aleación de control 7085 se laminó en caliente al mismo espesor y ancho que la Placa 1. Las placas se trataron térmicamente con solución entre aproximadamente 471,1 y aproximadamente 479,4 °C (de 880 a aproximadamente 895 °F) durante aproximadamente 70-100 minutos, se enfrió con pulverización con agua hasta temperatura ambiente y se estiró en frío de aproximadamente 1,5 a aproximadamente 3 %. Las muestras de las placas de las aleaciones de la A a la D y el control 7085 se envejecieron a un temple de tipo T79 de alta resistencia adecuado para los componentes del ala superior mediante el uso de una práctica de envejecimiento convencional de tres etapas (por ejemplo, según lo dispuesto por la Patente de los EE. UU. núm. 6,972,110). La práctica de tres etapas consistió 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 unos 121,1 °C (250 °F). En adición, se cortaron muestras de una versión mejorada de la aleación de aluminio 7055 (Patente de los EE. UU. núm. 7,097,719) de varios lotes de producción diferentes de placas del mismo o similar ancho o espesor y se les otorgó el temple T7951 de alta resistencia y varios tratamientos de templado por sobre-envejecimiento para disminuir el nivel de resistencia y aumentar la tenacidad a fractura. La composición de los lingotes A-D y las composiciones de varias aleaciones convencionales se ilustran en la Tabla 2. La práctica de envejecimiento para el temple –T7951 de la versión mejorada de 7055 fue una práctica de dos etapas que consiste en una primera etapa de 10 horas a 150,0 °C (302 °F) y una segunda etapa de 6 horas. Los temples excesivos se obtuvieron mediante el aumento de la primera etapa de aproximadamente 10 horas a de aproximadamente 19 a aproximadamente 24 horas.

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 de 7085	7,6	1,62	1,48	0,032	0,015	0,11
Intervalo de AA de 7085	7,0 - 8,0	1,3 - 2,0	1,2 - 1,8	0,08 máx	0,06 máx	0,08-0,15
7055 Mejorado	7,6 - 8,4	2,0 - 2,6	1,8 - 2,3	0,09 máx	0,06 máx	0,08-0,25
Intervalo de AA de 7055	7,6 - 8,4	2,0 - 2,6	1,8 - 2,3	0,15 máx	0,10 máx	0,08-0,25
Intervalo de AA de 7449	7,5 - 8,7	1,4 - 2,1	1,8 -2,7	0,15 máx	0,12 máx	(1)

(1) 0,25 máx Zr + Ti

\*: fuera de los intervalos reivindicados

25 La resistencia a la tracción y la compresión, la tenacidad a fractura en deformación en el plano ( $K_{IC}$ ) y tensión en el plano aparente ( $K_{app}$ ) y la resistencia a la exfoliación de las aleaciones de ejemplo de la A a la D y de los controles 7055 mejorados y el 7085 se midieron. La prueba de tracción se realizó de acuerdo con los estándares de prueba ASTM E8 y ASTM B557 y la prueba de compresión de acuerdo con la ASTM E9. De acuerdo con la norma ASTM E399 se realizaron pruebas de tenacidad a fractura por deformación del plano ( $K_{IC}$ ). Las muestras de tenacidad a fractura por deformación del plano tenían un espesor total de la placa y tenían una anchura W de 76,2 mm (3 pulgadas). De acuerdo con las normas ASTM E561 y B646 se llevaron a cabo pruebas de tenacidad a fractura por deformación del plano ( $K_{app}$ ). Los expertos en la técnica apreciarán que el valor numérico de  $K_{app}$  aumenta típicamente a medida que aumenta el ancho de la muestra de prueba. La  $K_{app}$  tiene influencia, además, del espesor de la muestra, la longitud de la grieta inicial y la geometría del cupón de prueba. Así, los valores de  $K_{app}$  solo pueden compararse de manera confiable a partir de muestras de prueba de geometría, ancho, espesor y longitud de grieta inicial equivalentes. En consecuencia, las pruebas en las aleaciones de ejemplo y en los controles 7085 y 7055 se realizaron mediante el uso de muestras M(T) agrietadas en el centro que tienen las mismas dimensiones nominales, un ancho de 406,4 mm (16 pulgadas), un espesor de 6,35 mm (0,25 pulgadas) y una longitud inicial de pregrieta de fatiga ( $2a_0$ ) de 101,6 mm (4 pulgadas). Las muestras se centraron en el espesor medio (T/2) de la placa. Las

pruebas de exfoliación mediante el uso del método EXCO también se realizaron de acuerdo con la norma ASTM G34. Las muestras de prueba se tomaron en espesores medios (T/2) y de una décima parte de espesor (T/10).

5 Las propiedades medidas de las aleaciones de ejemplo de la A a la D y la composición nominal de 7085 se dan en la Tabla 3. La aleación A exhibió un aumento de aproximadamente 20,7 MPa (3 ksi) en la resistencia de elasticidad a la tracción y a la tracción final sobre la composición nominal de 7085 en el tamaño de la Placa 1 en la dirección L y LT, un aumento de la resistencia de aproximadamente el 4 %; mientras que la aleación B mostró aproximadamente un aumento de 34,5 MPa (5 ksi) en la resistencia de elasticidad a la tracción y a la tracción final, una mejora de aproximadamente el 6 %. Las aleaciones C y D mostraron una resistencia aún mayor. El aumento en el rendimiento y la resistencia a la tracción final para ambas aleaciones fue de aproximadamente 48,3 MPa (7 ksi), una mejora de aproximadamente el 8 %. Estas se consideran mejoras significativas de la resistencia por los fabricantes de aviones. 10 La mejora en la resistencia se obtuvo con la retención de una excelente resistencia a la exfoliación, y todos los especímenes de las aleaciones de ejemplo lograron una calificación de EA.

Tabla 3

Aleación/Panel	Dir	UTS (ksi) **	TYS (ksi) **	CYS (ksi) **	K <sub>IC</sub> (ksi√in) ***	Kapp (ksi√in)***	EXCO
Muestra de 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)
Ejemplo aleación A Placa 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)
Ejemplo aleación A Placa 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)
Ejemplo aleación B Placa 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)
Ejemplo aleación B Placa 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)
Ejemplo aleación 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)
Ejemplo aleación 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)

\*\* : 1 ksi = 6,8948 MPa

\*\*\* : 1 ksi√in = 1,099 MPa√m

15 Las combinaciones de resistencia y tenacidad de las aleaciones de ejemplo de la A a la D se muestran en las Figuras 3A, 3B y 4 donde se comparan con las aleaciones de la técnica anterior. Las Figuras 3A y 3B comparan la tenacidad a fractura en deformación en el plano K<sub>IC</sub> en la orientación L-T, que corresponde a la dirección principal de carga en el ala superior, en función de la resistencia de elasticidad a la tracción mínima en la dirección L (laminación) de las aleaciones de ejemplo de la A a la D, los lotes de control de muestra 7085 (Tabla 3), otros cuatro lotes de placa delgada de 7085 dada una práctica de envejecimiento de menor resistencia más adecuada para las alas inferiores (Tabla 1), y valores de la versión mejorada de 7055 en el temple T7951 y con tratamientos de templado excesivos. En adición, se muestran la tenacidad típica de fractura K<sub>IC</sub> de otras aleaciones de la técnica anterior en forma de placa delgada. Para las aleaciones de ejemplo y los temples excesivos de 7055, para los cuales no existen actualmente especificaciones de material, la resistencia de elasticidad a la tracción mínima se estimó mediante la resta de 20,7 MPa (3 ksi) del valor medido. Una línea de rendimiento mínimo para las aleaciones descritas en la presente se designa por la línea A-A, que tiene una ecuación de FT = (-2,3\*(TYS)/6,8948+229)\*1,099 (FT = -2,3\*(TYS)+229), en donde TYS es la resistencia de elasticidad a la tracción en L de la placa en MPa (ksi) medida de acuerdo con la Norma E8 y ASTM B557 de ASTM, y en donde FT es la tenacidad a fractura por deformación del plano L-T de la placa en MPa√m (ksi√pulgada) según lo medido de acuerdo con la ASTM E399. 20 25 30

La Figura 3A incluye, además, una región sombreada que destaca las propiedades potenciales de los productos de aleación de placa delgada de la presente descripción. La región sombreada se limita por una tenacidad mínima de L-T de 39,6 MPa√m (36 ksi√pulgada), una resistencia mínima de 510,2 MPa (74 ksi) y una línea A-A, que tiene una ecuación de FT = (-2,3\*(TYS)/6,8948+229)\*1,099, como se indicó anteriormente. La región sombreada de la Figura 3A es particularmente adecuada para productos de aleación de placa delgada de un temple T74, aunque pueden producirse aleaciones que tienen otros temples (por ejemplo, T6, T73, T76, T79) que pueden tener propiedades que se encuentran dentro de la región sombreada. 35

La Figura 3B incluye, además, una región sombreada que destaca las propiedades potenciales de los productos de aleación de placa delgada de la presente descripción. La región sombreada se limita por una tenacidad mínima de 33,0 MPa√m (30 ksi√pulgadas), una resistencia mínima de 544,7 MPa (79 ksi) y una línea A-A, que tiene una ecuación de  $FT = (-2,3*(TYS)/6,8948+229)*1,099$ , como se indicó anteriormente. La región sombreada de la Figura 3B es particularmente adecuada para productos de aleación de placa delgada de un temple T76, aunque pueden producirse aleaciones que tienen otros temples (por ejemplo, T6, T73, T74, T79) que pueden tener propiedades que se encuentran dentro de la región sombreada.

La Figura 4 compara la resistencia de elasticidad a la tracción en L y la tenacidad a fractura en deformación en el plano aparente ( $K_{app}$ ) de las realizaciones de las aleaciones descritas en la presente en la orientación L-T de nuevo con los cinco lotes de 7085 y los valores de 7055 mejorados. La combinación mejorada de resistencia y tenacidad de 7085 con respecto a la versión mejorada de 7055 es obvia. Una línea de rendimiento mínimo para las aleaciones descritas en la presente se designa por la línea B-B, que tiene una ecuación de  $FT = (-4*(TYS)/6,8948+453)*1,099$  ( $FT = -4,0*(TYS)+453$ ), donde TYS es la resistencia de elasticidad a la tracción en L de la placa en MPa (ksi) medida de acuerdo con la Norma E8 y ASTM B557 de ASTM, donde FT es la tenacidad a fractura en deformación en el plano LT ( $K_{app}$ ) de la placa en MPa√m (ksi√pulgadas), donde FT se mide de acuerdo con la norma ASTM E561 y B646 en una muestra de aleación de aluminio agrietada en el centro tomada de la ubicación T/2 de una placa de aleación de aluminio, y donde la muestra tiene un ancho de 406,4 mm (16 pulgadas), un espesor de 6,35 mm (0,25 pulgadas) y una longitud inicial de grieta previa a la fatiga de 101,6 (4 pulgadas).

Incluso con una sobreestimación significativa para lograr el mismo nivel de resistencia o similar al de la aleación divulgada en la presente, la tenacidad a fractura de 7055 es significativamente menor. Dado que los niveles de Cu y Mg en las aleaciones descritas en la presente se encuentran entre la de 7085 y la versión mejorada de 7055, mientras que los niveles de Fe y Si son igualmente bajos, la expectativa era que la combinación de resistencia y tenacidad alcanzable en las aleaciones descritas en la presente disminuiría a entre la de 7085 y la de la 7055 mejorada. Sorprendentemente, las aleaciones descritas en la presente exhibieron una combinación mejorada de resistencia y tenacidad, no solo sobre 7055 sino también sobre 7085. Así las realizaciones de las aleaciones descritas en la presente identifican una región de composición "dulce" que ofrece combinaciones más altas de resistencia y tenacidad a fractura que las que se muestran en las aleaciones de la técnica anterior. Si bien los valores de  $K_{app}$  y las mejoras relativas corresponden a un cupón de prueba del tipo y las dimensiones anotadas, se espera que se observen mejoras relativas similares en otros tipos y tamaños de cupones de prueba. Sin embargo, los expertos en la técnica también apreciarán que los valores reales de  $K_{app}$  pueden variar significativamente en otros tipos y tamaños de muestras como se describió anteriormente y la magnitud de la diferencia también puede variar.

La Figura 4 incluye, además, una región sombreada que destaca las propiedades potenciales de los productos de aleación de placa delgada de la presente descripción. La región sombreada se limita por una resistencia mínima ( $K_{app}$ ) de 109,9 MPa√m (100 ksi√pulgada), una resistencia de elasticidad a la tracción de 551,6 MPa (80 ksi), y una línea B-B, que tiene una ecuación de  $FT = (-4*(TYS)/6,8948+453)*1,099$ , como se indica anteriormente. La región sombreada de la Figura 4 es particularmente adecuada para productos de aleación de placa delgada de un temple T79, aunque pueden producirse aleaciones que tienen otros temples (por ejemplo, T6, T73, T74, T76) que pueden tener propiedades que se encuentran dentro de la región sombreada. Además, algunos productos de placa delgada de la presente descripción pueden ser capaces de alcanzar tanto los valores de tenacidad a fractura por deformación del plano como los valores de resistencia de elasticidad a la tracción definidos por la región sombreada de la Figura 4, así como los valores de tenacidad a fractura por deformación del plano y de resistencia de elasticidad a la tracción definidos por la región sombreada de las Figuras 3A y/o 3B.

#### Ejemplo 2 (fuera de las reivindicaciones)

A los cuatro conjuntos de muestras en la solución tratadas térmicamente, templadas y estiradas (temple W51) de las aleaciones de ejemplo A y B fabricadas en el Ejemplo 1 se les dieron las dos primeras etapas de envejecimiento de la práctica de tres etapas usada en el Ejemplo 1. Posteriormente, el primer conjunto de muestras recibió una 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 recibieron tiempos de envejecimiento más cortos, de 6 y 12 horas. En el cuarto conjunto de muestras, la tercera etapa no se aplicó (0 horas). Las muestras 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 una prueba de resistencia al agrietamiento por corrosión por inmersión alternada (AI) como para la prueba de exposición marina (SC) (también a veces referida en la presente descripción como la prueba de resistencia al agrietamiento por corrosión en ambiente marino). Se realizaron pruebas de inmersión alternada de acuerdo con las ASTM G44, G47 y/o G49. Más específicamente, las muestras se expusieron a ciclos de inmersión en una solución acuosa de NaCl al 3,5 % durante 10 minutos, seguidos de 50 minutos de secado al aire mientras se sometía a tensión bajo una tensión constante necesaria para lograr el nivel de tensión deseado. Las pruebas de exposición marina se realizaron en Judtih de Pt. de Alcoa, sitio de exposición de la costa de RI, como se describe a continuación.

Tres tiempos de envejecimiento de la tercera etapa, 0, 12 y 24 horas, y dos niveles de tensión, 16 y 137,9 MPa (20 ksi) se seleccionaron para la dirección ST. El primer nivel de tensión representa el requisito mínimo para las actuales

## ES 2 747 360 T3

5 aleaciones de ala superior, 7055 y 7449 en la dirección ST. El segundo nivel de tensión corresponde a un nivel de tensión un 25 % más alto. El período de exposición para las pruebas de IA para las aleaciones 7XXX para la dirección ST suele ser de 20 o 30 días o hasta que se produce el fallo. En estas pruebas, el período de exposición máximo para la IA se extendió a 150 días para evaluar mejor el desempeño de las diferentes prácticas de envejecimiento. Para las exposiciones marinas, el período máximo de exposición fue de 466 días. Los resultados de las pruebas de agrietamiento por corrosión bajo tensión (SCC) se muestran en la Tabla 4.

Tabla 4

Aleación	Panel	Tiempo de la 3era etapa (h)	Tracción LT (ksi) *		Prueba SCC			Falla (días)
			YS	UTS	Ubicación	Estrés (ksi) *	# de pruebas	
A	2	0	82,5	86,2	AI	16	5	48,101,101,101,115
					AI	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	AI	16	5	78,97,101
					AI	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	AI	16	5	101,101,101,115,129
					AI	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	AI	16	5	87,129,143,143
					AI	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	AI	16	5	115,135,135
					AI	20	5	29,54,101,101,115
					SC	16	5	234,332
					SC	20	5	122,311,325

\* : 1 ksi = 6,8948 MPa

10 Los resultados de la aleación A de ejemplo, Panel 2 con tiempos de envejecimiento de la tercera etapa de 0 (es decir, sin 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 con o sin una tercera etapa de envejecimiento o para un tiempo de envejecimiento de la tercera etapa más corto o más largo. En todos los casos, el número de días hasta el fallo superó los tiempos de exposición estándar de 20 o 30 días para las aleaciones 7XXX para el SCC de las AI tanto en

15 el nivel de tensión de 110,3 MPa (16 ksi), el requisito mínimo para las aleaciones del ala superior actuales, como en un nivel de tensión 25 % mayor de 137,9 MPa (20 ksi). El número de días hasta el fallo también fue similar para los 3 diferentes tiempos de envejecimiento. La resistencia al SCC de los tres tiempos de envejecimiento de la tercera etapa también fue similar para las exposiciones marinas. La Aleación A, el Panel 1 y la aleación B de ejemplo, el Panel 2 se evaluaron solo para el tiempo de envejecimiento de la tercera etapa de 12 horas. El Panel 1 es más delgado y más ancho que el Panel 2 y por lo tanto se espera que tenga una relación de aspecto de grano diferente y

20 posiblemente una resistencia de SCC diferente. Los resultados para la aleación A, Panel 1, parecieron ser 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.

Se realizaron, además, pruebas de SCC en la dirección LT. Para la dirección LT, las exposiciones se interrumpieron después de 30, 47 y 90 días y las muestras expuestas se sometieron a pruebas de carga de rotura de acuerdo con la norma ASTM G 139. Se determinó el porcentaje retenido o la resistencia residual de la muestra expuesta en comparación con la resistencia a la tracción no expuesta. Los niveles de tensión para la dirección LT fueron 289,6 y 434,4 MPa (42 y 63 ksi), correspondientes a aproximadamente el 50 % y el 75 % de la resistencia de elasticidad de LT de las aleaciones descritas en la presente. Esta prueba es un medio para obtener más información cuantitativa en un tiempo más corto, y por lo tanto es útil para la dirección LT más resistente al SCC, donde se espera que ocurran fallas de muestras en tiempos más largos, y posiblemente con mayor dispersión, que con la dirección ST más resistente al SCC. En un experimento, se llevaron a cabo pruebas de carga de rotura en las aleaciones de ejemplo A y B al considerar una práctica de envejecimiento de tercera etapa de 0, 6 y 12 horas después de un período de exposición de 47 días. En un segundo experimento, se realizaron pruebas de carga de rotura en la aleación A de ejemplo y un control 7055-T7951 después de períodos de exposición de 30 y 47 días en IA y 90 días de exposición marina a niveles de tensión correspondientes al 50 y 75 % de la resistencia de elasticidad de LT para cada aleación. En ambos experimentos, también se incluyeron muestras sin tensión. La inclusión de muestras sin tensión y con tensión permite que la pérdida de resistencia resultante de la corrosión y picadura general y la pérdida a partir de SCC se separen.

Los resultados del primer experimento se muestran en la Figura 5, cada punto representa un promedio de 5 muestras. Aquí, el porcentaje de resistencia retenida es la relación entre la resistencia de una muestra expuesta y la de una muestra no expuesta (es decir, no corroída) expresada en una base porcentual. Los resultados indican que no hubo pérdida en la resistencia general a la corrosión (sin tensión) o en la resistencia a SCC (con tensión) con la eliminación de la tercera etapa de envejecimiento. De hecho, las muestras sin la tercera etapa tenían una mayor resistencia retenida o residual que aquellas con una tercera etapa de 6 o 12 horas. Para un tiempo de envejecimiento dado, la aleación B superó a la aleación A. Los resultados del segundo experimento se dan en la Figura 6, cada punto representa un promedio de 5 muestras. La Figura 6 es un gráfico que compara el porcentaje de resistencia retenida en la dirección LT de las aleaciones descritas en la presente y la aleación 7055 de la técnica anterior para un tiempo de 2da etapa de envejecimiento de 12 horas después de exposiciones de 30 y 47 días en una solución de NaCl al 3,5 % y 90 días de exposición marina a niveles de tensión de 50 y 75 % de la tensión de elasticidad de cada aleación. La aleación A de ejemplo tenía una mayor resistencia retenida en porcentaje que la aleación 7055 para las tres exposiciones, tanto en condiciones de sin tensión como de tensión y en los dos niveles de tensión.

En general, los resultados de corrosión indican que las prácticas de envejecimiento de 2 y 3 etapas proporcionan un rendimiento de corrosión aceptable de las aleaciones descritas en la presente para aplicaciones del ala superior. Una desventaja de la práctica de 2 etapas es que la resistencia es ligeramente inferior, como se ilustra en la Tabla 4, por la aleación A de ejemplo. En comparación con un tiempo de envejecimiento de la 3ra etapa de 24 horas, la resistencia de elasticidad sin la tercera etapa fue de aproximadamente 6,9 MPa (1 ksi) más alto. Como se describió anteriormente, la flexibilidad en la práctica de envejecimiento de las aleaciones descritas en la presente es una característica beneficiosa. Una práctica de 2 etapas es típica para aplicaciones tales como el larguero y revestimiento superiores del ala, donde el envejecimiento se aplica parcial o totalmente durante un proceso de formación por envejecimiento por parte del fabricante del avión o el subcontratista y es deseable que el ciclo de formación por envejecimiento sea lo más corto posible para maximizar el rendimiento de producción. En este sentido, las aleaciones descritas en la presente con la práctica de 2 etapas utilizada en la presente descripción, que tuvieron un tiempo de remojo total de 13 horas, ofrecen una mejora con respecto a las actuales aleaciones superiores del ala. En dependencia de los requisitos de formación por envejecimiento, esto podría acortarse aún más a aproximadamente 7 horas si el productor del material aplica la primera etapa y solo la segunda etapa se lleva a cabo en el proceso de formación por envejecimiento.

Puede usarse una práctica de 3 etapas cuando el material se suministra por el productor en la condición envejecida completamente para aplicaciones tales como una lámina de larguero o larguero superior del ala en un diseño construido. Puede usarse, además, un temple de menor resistencia, como un temple T76 o T74, que usa una práctica de 2 o 3 etapas, para estas aplicaciones en dependencia de los requisitos y la dirección de las tensiones de diseño en relación con la orientación del grano de los productos de aleación. Cuando las aleaciones descritas en la presente se suelden a otro producto de aleación y se envejecen después de la soldadura como parte de un componente de aleación múltiple, podría usarse una práctica de 2 o 3 etapas, en dependencia de la práctica de envejecimiento de la aleación o aleaciones a las cuales se unirán las aleaciones descritas en la presente. La flexibilidad ofrecida por las aleaciones descritas en la presente puede ser útil, además, para combinar los ciclos de curado de los adhesivos usados para unir materiales de refuerzo con el envejecimiento de las aleaciones descritas en la presente.

Ejemplo 3 (fuera de las reivindicaciones)

Muestras de la placa de aleación A de ejemplo en la condición de solución tratada térmicamente, enfriada y estirada (temple W51) fabricada en el Ejemplo 1 se maquinó en paneles de 12,7 mm (0,5 pulgadas) de espesor por 152,4 mm (6 pulgadas) de ancho por 889 mm (35 pulgadas) de largo. Las muestras de extrusión de 2099 se adquirieron en

5 el temple T3511 y se mecanizaron a las mismas dimensiones. En ambos casos, la dimensión de la longitud fue en la dirección del laminado. 2099 es una aleación de aluminio-litio disponible comercialmente registrada en la Aluminum Association que tiene la composición de 2,4-3,0 % en peso de Cu, 0,1-0,5 % en peso de Mg, 0,4-1,0 de Zn, 0,1-0,5 de Mn, 0,05-0,12 de Zr y 1,6-2,0 de Li, el resto Al e impurezas incidentales. Los paneles de la aleación A de ejemplo y 2099 se unieron mediante soldadura por fricción con agitación con la línea de soldadura a lo largo de la longitud de los paneles. Esta combinación de las aleaciones descritas en la presente y 2099, que tienen composiciones muy diferentes, podría usarse, por ejemplo, para un larguero o una costilla multialeación. En un larguero, las aleaciones descritas en la presente podrían usarse en la banda y la tapa superior donde se necesita una alta resistencia a la compresión y 2099 en la tapa inferior del larguero donde es beneficiosa una alta resistencia al crecimiento de grietas por fatiga. Similarmente, en la costilla, las aleaciones descritas en la presente podrían usarse en los pies donde es importante una alta resistencia y 2099 en la lámina de larguero donde son beneficiosas una alta rigidez y una baja densidad.

15 Antes de la operación de soldadura por fricción con agitación, los paneles de aleación A y 2099 se envejecieron por separado. El envejecimiento previo a la soldadura para la aleación A consistió en una primera etapa de 6 horas a 121,1 °C (250 °F), mientras que la práctica del envejecimiento previo a la soldadura de 2099 consistió en una primera y segunda etapa de diferentes tiempos y/o temperaturas diferentes con respecto al usado para las aleaciones descritas en la presente. La práctica de envejecimiento posterior a la soldadura de los paneles unidos fue necesariamente la misma 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 corrosión del área de soldadura. Con el fin de aumentar las propiedades de la soldadura, en particular la resistencia y la resistencia a la corrosión, la mayor parte del envejecimiento debe realizarse después de la soldadura. Sin embargo, para aleaciones diferentes la capacidad de hacerlo de esta manera puede limitarse por los requisitos de envejecimiento individual para cada aleación y el temple final deseado para cada una. Las prácticas de envejecimiento previo a la soldadura para cada aleación y las prácticas de envejecimiento posterior a la soldadura para el panel de múltiples aleaciones se seleccionaron cuidadosamente para apuntar a un temple de tipo T76 en las aleaciones descritas en la presente y un temple de tipo T83 en la 2099. Aun así, fue necesario un cierto compromiso en las prácticas de envejecimiento de ambas aleaciones y la flexibilidad de las aleaciones descritas en la presente con respecto al número de etapas y tiempos de envejecimiento que pueden utilizarse con éxito mientras se obtienen buenas propiedades fue beneficiosa a ese respecto.

30 Las propiedades mecánicas, incluida la resistencia a la tracción, la resistencia a la compresión, el módulo de elasticidad a la tracción y la tenacidad a fractura se midieron en los metales básicos (es decir, fuera de la soldadura y la zona afectada por el calor), la zona afectada por el calor (HAZ) y la soldadura después de la era pos soldadura. La extensión de cada región y la posición de las muestras en la misma se determinaron mediante el uso de las mediciones de microdureza (VHN) de Vicker en la soldadura y las micrografías ópticas. La prueba se realizó de acuerdo con los métodos de prueba ASTM aplicables: ASTM E8 y B557 para pruebas de tracción, E9 para pruebas de compresión, E111 para pruebas de módulo de tracción y compresión, y ASTM E399 para tenacidad a fractura por deformación del plano. Las propiedades de tracción se midieron en las direcciones L y LT. La resistencia a la compresión y el módulo elástico se midieron solo en la dirección L. Las muestras de tenacidad a fractura por deformación del plano estaban en la orientación T-L, tenían una anchura W de 50,8 mm (2 pulgadas) y tenían un espesor de panel completo. Las muestras de fractura se eliminaron del panel de manera que su ranura mecanizada (que representa el plano esperado de extensión de la grieta) se alinea con la región de interés. Se tomaron dos muestras en la soldadura y HAZ, una muestra con la muesca mecanizada apuntada en la misma dirección que la herramienta de soldadura por fricción con agitación viajó durante la operación de soldadura y otra con la muesca mecanizada apuntada en la dirección opuesta. Los resultados de estas pruebas se dan en la Tabla 5.

45 Tabla 5

Propiedad	Dir	Aleación A		Soldadura	2099	
		Metal base	HAZ		HAZ	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 <sup>1</sup> , 36,2 <sup>2</sup>	40,5 <sup>1</sup> , 38,2 <sup>2</sup>	26,4 <sup>1</sup> , 27,1 <sup>2</sup>	32,1

\*\* : 1 ksi = 6,8948 MPa

\*\*\* : 1 Mpsi = 6,8948 GPa

\*\*\*\* : 1 ksi√in = 1,099 MPa√m



Incluso con el compromiso en las prácticas de envejecimiento hechas para cada aleación, el metal base de cada una que recibió la práctica de envejecimiento previo a la soldadura (diferente para cada aleación) y la práctica de envejecimiento después de la soldadura (la misma para cada aleación) logró la resistencia y el nivel de tenacidad deseados para las temperaturas previstas. Las propiedades en el HAZ y la soldadura fueron más bajas como se observa típicamente para las soldaduras. La región de soldadura es esencialmente una solución tratada térmicamente durante el proceso de soldadura por fricción con agitación de manera que el envejecimiento artificial de esta región se produce solo durante la etapa posterior a la soldadura. Del mismo modo, el HAZ también se calienta durante el proceso de soldadura pero a una temperatura inferior a la usada para el tratamiento térmico de la solución y por lo tanto inadecuada para la solución completa de los elementos de la aleación. Esto puede limitar su respuesta de envejecimiento en el HAZ durante la era posterior a la soldadura y degradar su resistencia y tenacidad a fractura. A pesar de estos factores, la eficiencia de la soldadura (es decir, la relación entre la resistencia de la soldadura y la resistencia del metal base) alcanzada fue bastante buena. Medido perpendicular a la línea de soldadura donde la muestra de tracción incluía tanto la soldadura como el HAZ, la eficiencia de la soldadura fue del 71 % para la resistencia de elasticidad a la tracción (TYS) y del 81 % para la resistencia a la tracción final en comparación con la resistencia del metal base para 2099 en la dirección LT.

La tenacidad a fractura lograda en la soldadura y HAZ también fue satisfactoria. En la zona de soldadura, la tenacidad a fractura fue equivalente a la del metal base de la aleación A, mientras que la tenacidad a fractura en el HAZ tanto en el lado de la aleación A como en el de 2099 de la soldadura fue más baja que en su respectivo metal base, pero aun así fue suficiente para cumplir con los requisitos de la mayoría de la estructura de los aviones.

Las pruebas de agrietamiento por corrosión (SCC) y exfoliación se realizaron, además, en los paneles unidos después de la era pos soldadura. Para la prueba de SCC, las muestras tipo tracción planas con un espesor de 6,0 mm (0,235 pulgadas) se mecanizaron a un espesor medio perpendicular a y a través de la soldadura y HAZ. Tres muestras se probaron cada uno a dos niveles de tensión, 179,3 y 241,3 Mpa (26 y 35 ksi) mediante inmersión alternada de acuerdo con las ASTM G44, G47 y/o G49. No se observaron fallos después de un período de exposición de 250 días. Para las pruebas de exfoliación, se analizaron dos muestras rectangulares de panel de espesor completo que contienen la soldadura, HAZ y metales base mediante el uso del método de prueba EXCO de acuerdo con la ASTM G34. Este método de prueba es un método de prueba acelerado apropiado para aleaciones TXXX, como las aleaciones descritas en la presente. Un segundo conjunto de muestras de espesor completo del panel se probó mediante el uso de Dry Bottom MASTMAASIS de acuerdo con la ASTM G85. Este método de prueba es un método de prueba acelerado apropiado para 2099. Tanto el metal base de la aleación A como el de 2099 tenían una calificación de exfoliación de EA. Esta clasificación es indicativa de un buen rendimiento de corrosión y es consistente con el rendimiento típico de los temples seleccionados para cada aleación. La región de soldadura que contenía una mezcla de ambas aleaciones tenía una calificación de EB según el método de prueba EXCO, lo que nuevamente indica una resistencia a la corrosión por exfoliación razonablemente buena. Se espera cierta degradación en el rendimiento de corrosión de la soldadura ya que esta región recibe solo la era posterior a la soldadura. El HAZ en 2099 tenía una calificación MASTMAASIS de P, sin embargo, el HAZ en la aleación A exhibió un ataque localizado y tenía una calificación EXCO de ED. Este rendimiento de corrosión puede ser inaceptable para la estructura interna del avión, como largueros y costillas, pero probablemente podría mejorarse mediante la optimización de los parámetros de soldadura por fricción o mediante el uso de métodos de enfriamiento durante la soldadura para reducir la entrada de calor en HAZ. Esta región también podría protegerse, además, en servicio mediante el uso de métodos de protección contra la corrosión. Por ejemplo, antes de la aplicación de un cebador anodizado y un anticorrosivo, que ya se usan comúnmente para la protección contra la corrosión en la estructura interna, podría aplicarse una aleación de aluminio más anódica que las aleaciones descritas en la presente a lo largo de la línea de soldadura por aspersión térmica u otros métodos. La corrosión galvánica resultante de las diferencias en el potencial de corrosión en la aleación A y 2099 pudo contribuir al ataque localizado en el HAZ de la aleación. En este caso, el uso de aleaciones más delgadas y más ricas de composición similar a las aleaciones descritas en la presente, que deberían tener menos diferencia en el potencial de corrosión que dos aleaciones muy diferentes, o el uso de las aleaciones descritas en la presente solo en diferentes ángulos puede ser beneficioso para mejorar la resistencia a la corrosión en el HAZ.

**REIVINDICACIONES**

1. Un producto de aleación de aluminio que tiene un espesor de menos de 63,5 mm (2,5 pulgadas) que comprende una aleación que consiste en 7,9 - 8,2 % en peso de Zn, 1,75 - 1,85 % en peso de Mg, 2,05 - 2,15 % en peso de Cu; y
  - 5 i. hasta 0,25 % en peso de al menos uno de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y el resto Al e impurezas.
2. El producto de aleación de la reivindicación 1, en donde el producto de aleación incluye una sección de no más de 50,8 mm (2,00 pulgadas) de espesor y tiene una resistencia de elasticidad a la tracción mínima en la dirección longitudinal y una tenacidad a fractura por deformación del plano en la dirección L-T en o por encima y
 10 hacia la derecha de la línea A-A en la Figura 3A o en la Figura 3B.
3. El producto de aleación de la reivindicación 2, que incluye una sección de no más de 50,8 mm (2,00 pulgadas) de espesor y que tiene una resistencia de elasticidad a la tracción y una tenacidad a fractura en deformación en el plano aparente en la dirección L-T en o por encima y a la derecha de la línea B-B en la Figura 4
 15 cuando se mide en un panel agrietado en el centro de 40,64 cm (16 pulgadas) de ancho con una longitud de grieta inicial (2ao) de 101,6 mm (4 pulgadas) y un espesor de 6,35 mm (0,25 pulgadas).
4. El producto de aleación de la reivindicación 1, en donde el producto de aleación es un componente de
 20 fuselaje.
5. El producto de aleación de la reivindicación 1, en donde el producto de aleación es un componente de blindaje.
6. El producto de aleación de la reivindicación 1, en donde el producto de aleación está en forma de una
 25 lámina, placa, producto de extrusión o de forjado.
7. El producto de aleación de la reivindicación 1, en donde el producto de aleación pasa consistentemente una prueba de resistencia al agrietamiento por corrosión bajo tensión en el medio ambiente marino, en donde la prueba de resistencia al agrietamiento por corrosión bajo tensión en el medio ambiente marino se realiza durante un período
 30 de al menos 180 días y con una tensión de al menos 172,4 MPa (25 ksi) en la dirección ST.
8. El producto de aleación de la reivindicación 7, en donde el producto de aleación pasa consistentemente una prueba de resistencia al agrietamiento por corrosión por tensión con inmersión alternada, en donde la prueba de resistencia al agrietamiento por corrosión por tensión con inmersión alternada se realiza durante un período de al
 35 menos 30 días y con una tensión de al menos 172,4 MPa (25 ksi) en la dirección ST, en donde la prueba de resistencia al agrietamiento por corrosión bajo tensión con inmersión alternada se realiza de acuerdo con la ASTM G44.
9. Un componente aeroespacial de un producto de aleación de aluminio que comprende una aleación de
 40 acuerdo con la reivindicación 1.
10. Un método para formar o conformar un metal de aleación de aluminio en un componente estructural de avión, que comprende:
 45
  - (a) proporcionar una aleación de acuerdo con la reivindicación 1;
  - (b) homogeneizar y trabajar en caliente la aleación mediante uno o más métodos seleccionados del grupo que consiste en laminado, extrusión y forja;
  - 50 (c) tratar térmicamente una solución de la aleación;
  - (d) enfriar la aleación; y
  - (e) aliviar la tensión de la aleación,
  - 55 en donde el componente estructural en una condición envejecida artificialmente exhibe una combinación mejorada de resistencia y tenacidad a fractura.
11. Un revestimiento superior del ala para un vehículo aeroespacial, donde el revestimiento superior del ala
 60 comprende una aleación de aluminio que consiste en 7,9 - 8,2 % en peso de Zn, 1,75 - 1,85 % en peso de Mg, 2,05 - 2,15 % en peso de Cu y hasta 0,25 % en peso de al menos uno de Zr, Hf, Sc, Mn y V, y el resto Al e impurezas, en donde el revestimiento superior del ala se fabrica de una placa que tiene un espesor no mayor que 50,8 mm (2,00 pulgadas), en donde la placa tiene una relación de resistencia a tenacidad que satisface la expresión  $FT \geq (-4,0*(TYS)/6,8948 + 4,53)*1,099$ , en donde YYS es la resistencia de elasticidad a la tracción L de la placa en MPa según se mide de acuerdo con las normas ASTM E8 y ASTM B557, en donde FT es la tenacidad a fractura por
 65

## ES 2 747 360 T3

- 5 deformación del plano L-T ( $K_{app}$ ) de la placa en  $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ , en donde la placa tiene un TYS de al menos 551,6 MPa (80 ksi), y en donde la placa tiene un FT de al menos  $109,9 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$  ( $100 \text{ ksi}\sqrt{\text{pulgadas}}$ ), en donde FT se mide de acuerdo con las normas ASTM E561 y B646 en una muestra de aleación de aluminio agrietada en el centro tomada de la ubicación T/2 de una placa de aleación de aluminio, en donde la muestra tiene un ancho de 40,6 cm (16 pulgadas), un espesor de 6,35 mm (0,25 pulgadas) y una longitud inicial de pregrieta de fatiga de 101,6 mm (4 pulgadas).
- 10 12. El revestimiento superior del ala de la reivindicación 11, en donde la placa tiene una relación de resistencia a tenacidad que satisface la expresión de  $\text{FT-K}_{1C} \geq (-2,3*(\text{TYS})/6,8948+229)*1,099$ , en donde  $\text{FT-K}_{1C}$  es la tenacidad a fractura en deformación en el plano L-T de la primera placa en  $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$  según se mide de acuerdo con la ASTM E399, en donde la primera placa tiene un FT de al menos  $37,4 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$  ( $34 \text{ ksi}\sqrt{\text{pulgada}}$ ).

FIG. 1

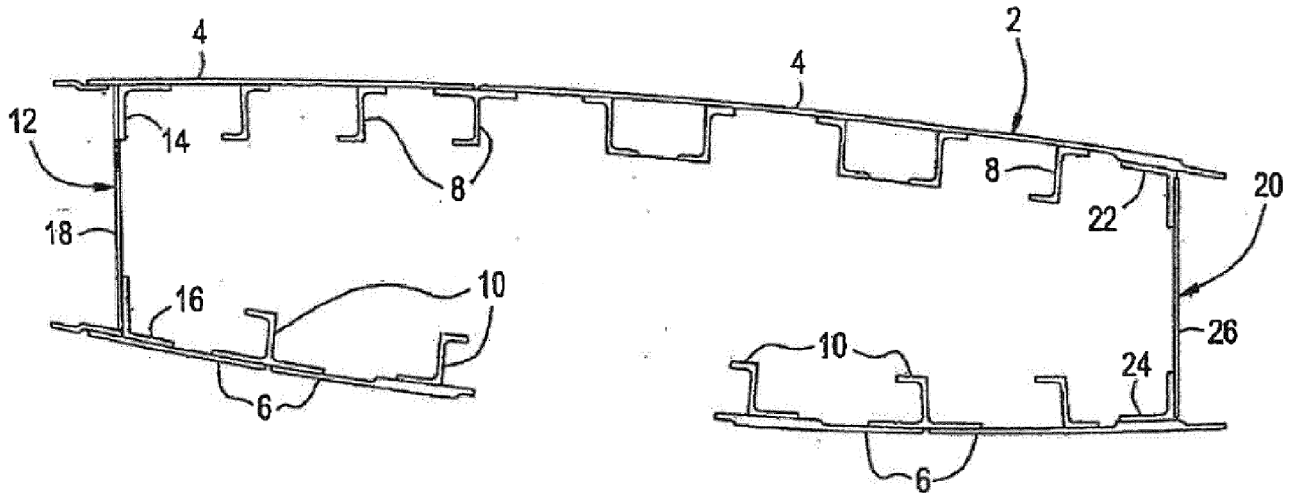


Figura 1

Figura 2A

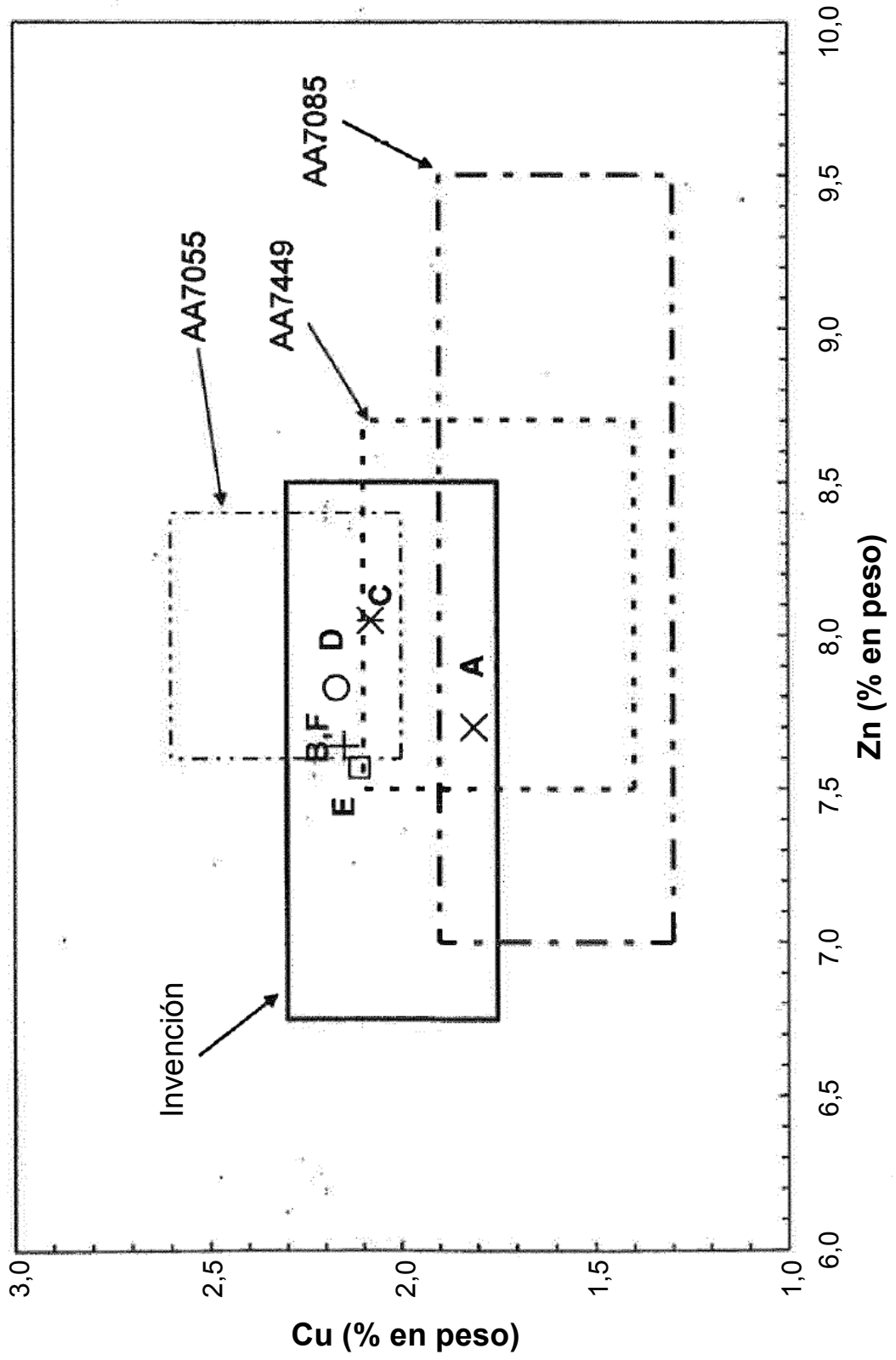


Figura 2B

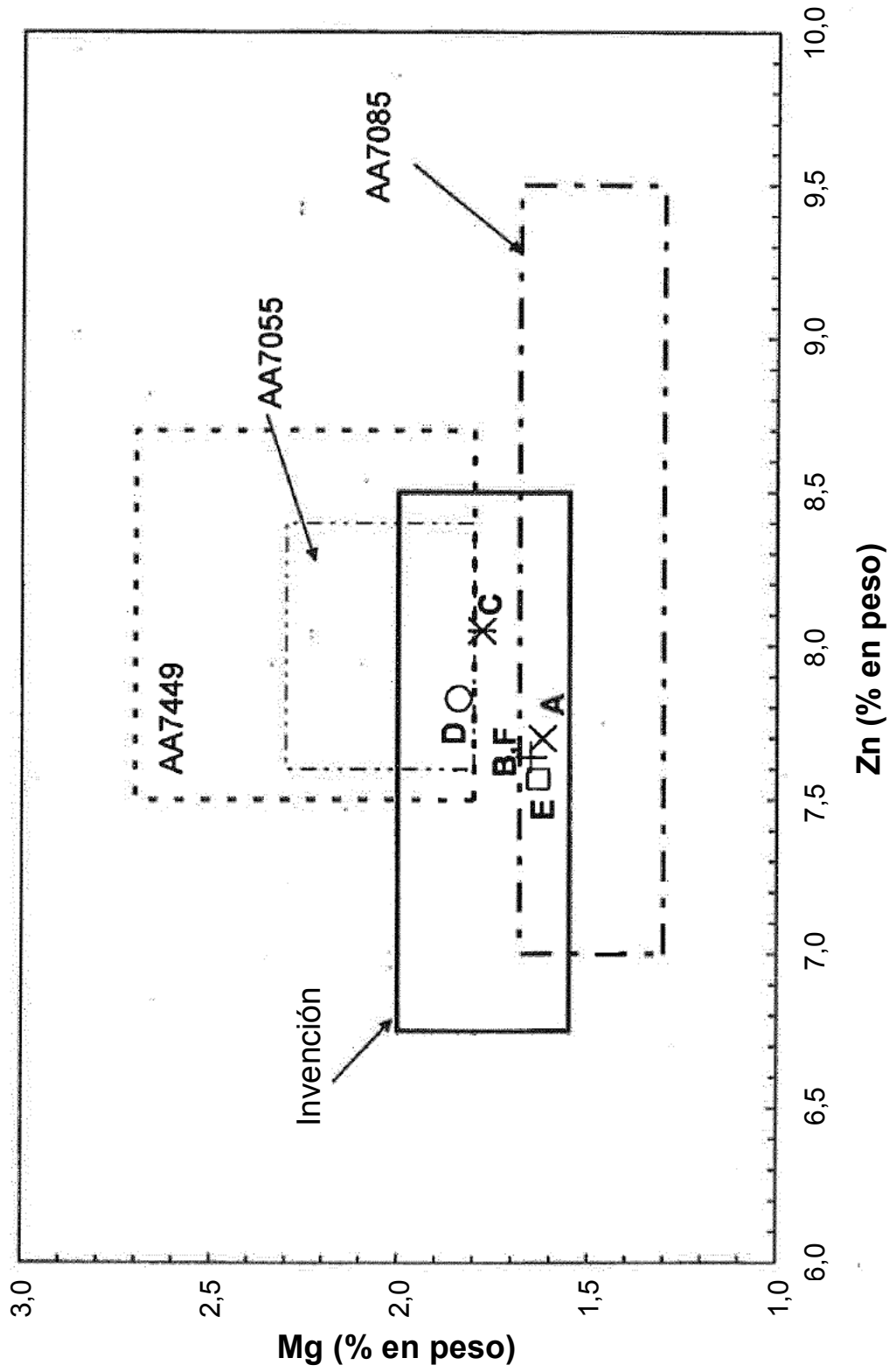


Figura 2C-1

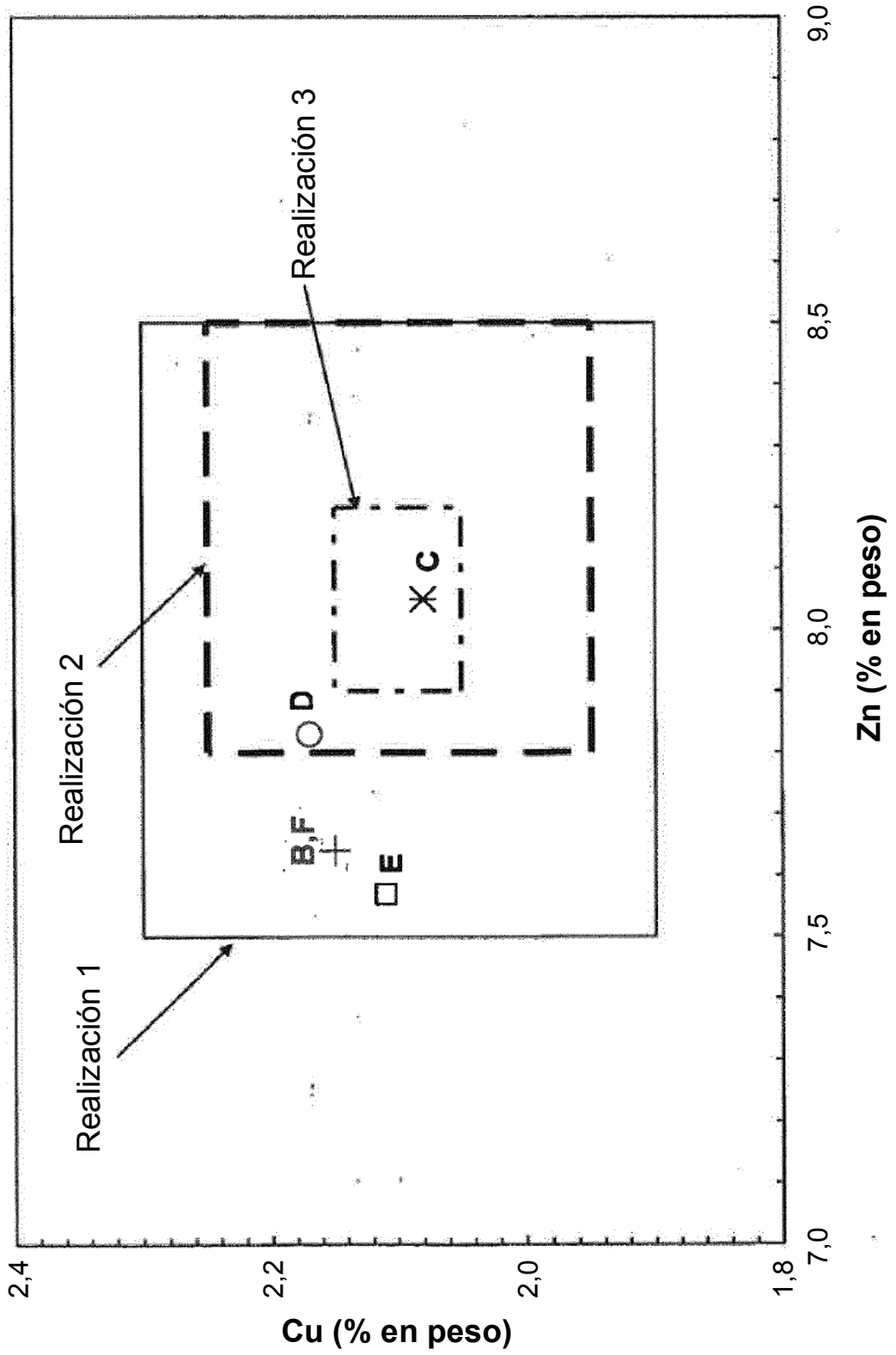


Figura 2C-2

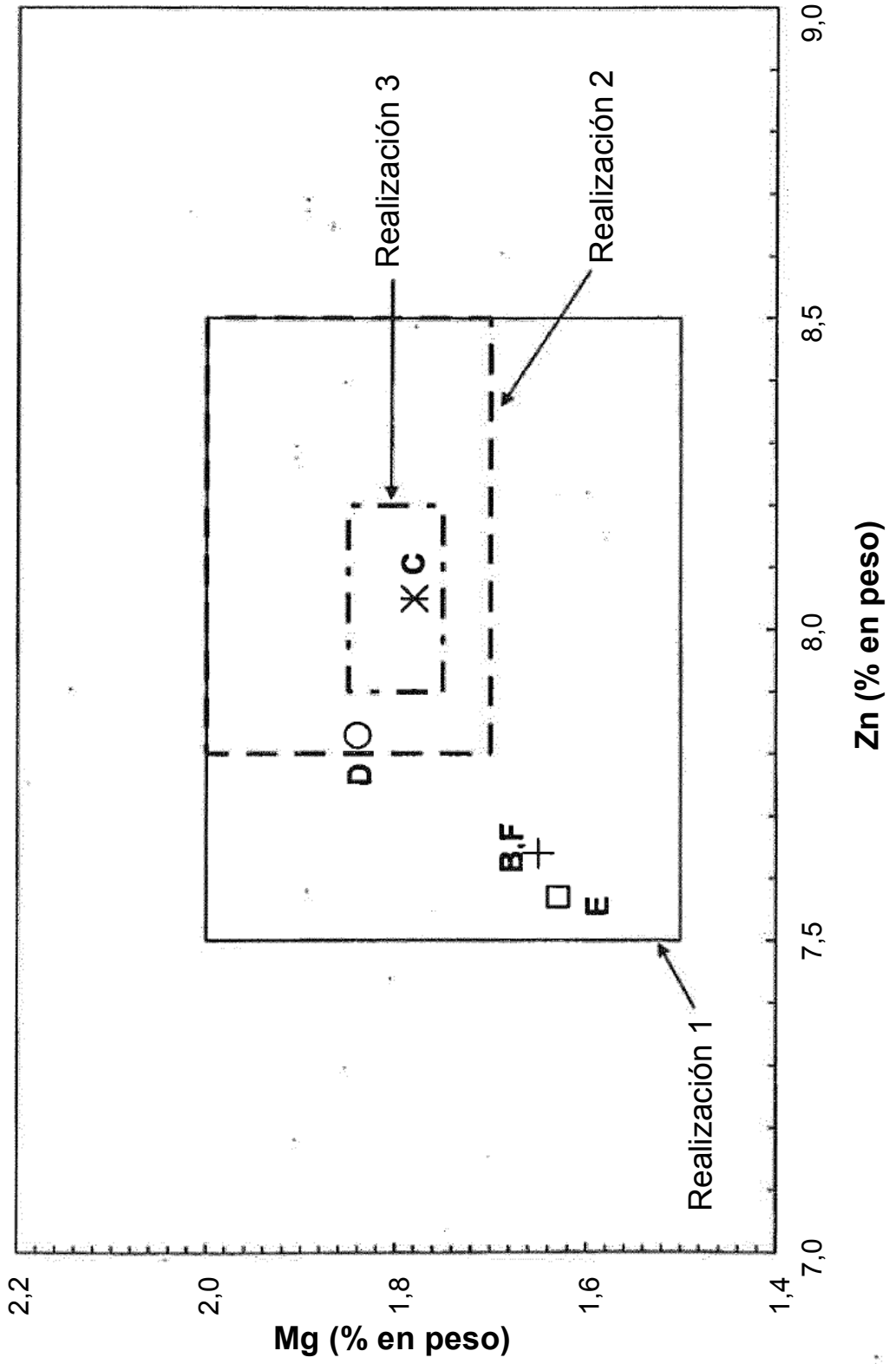




Figura 2D-1

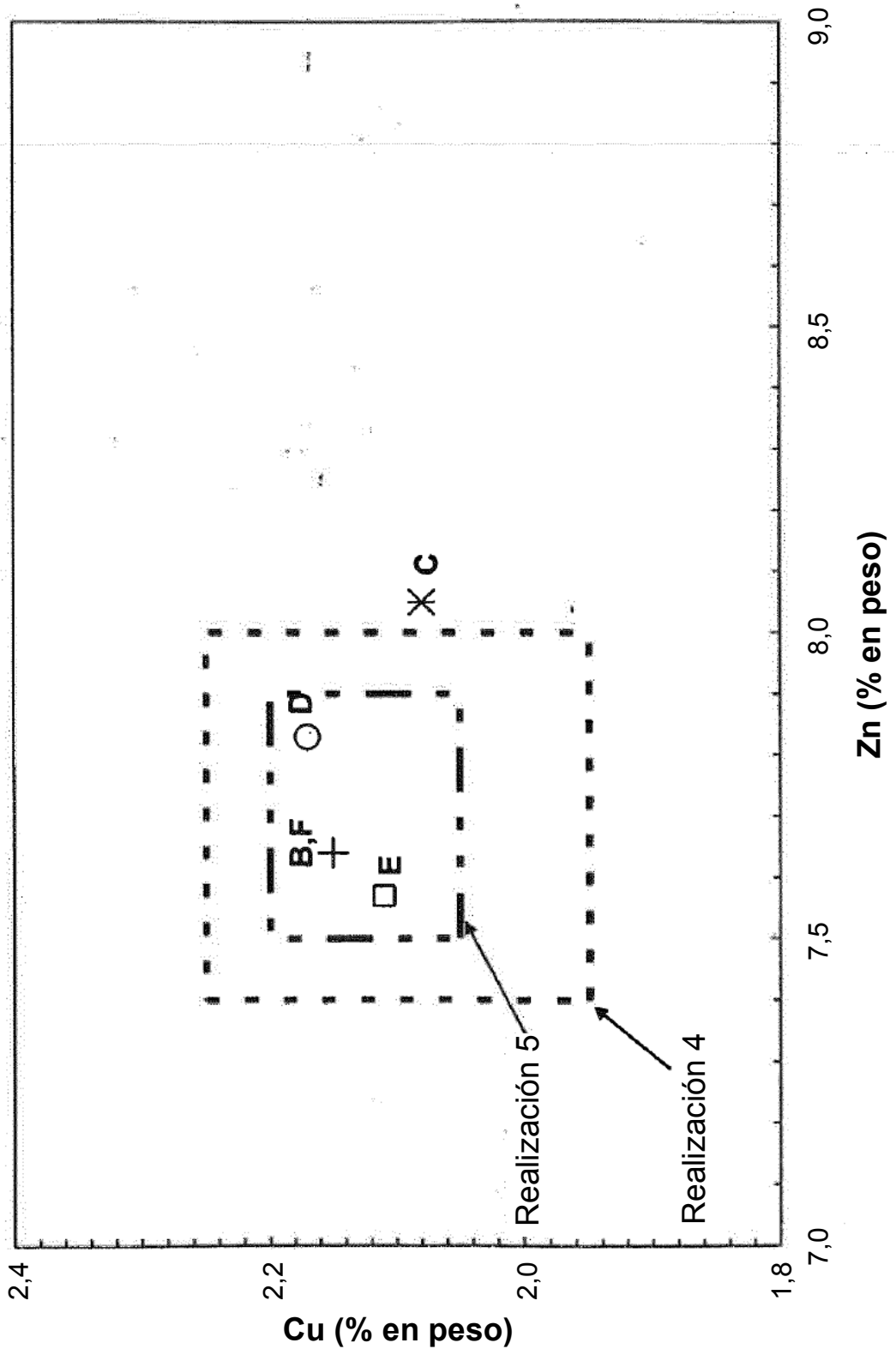
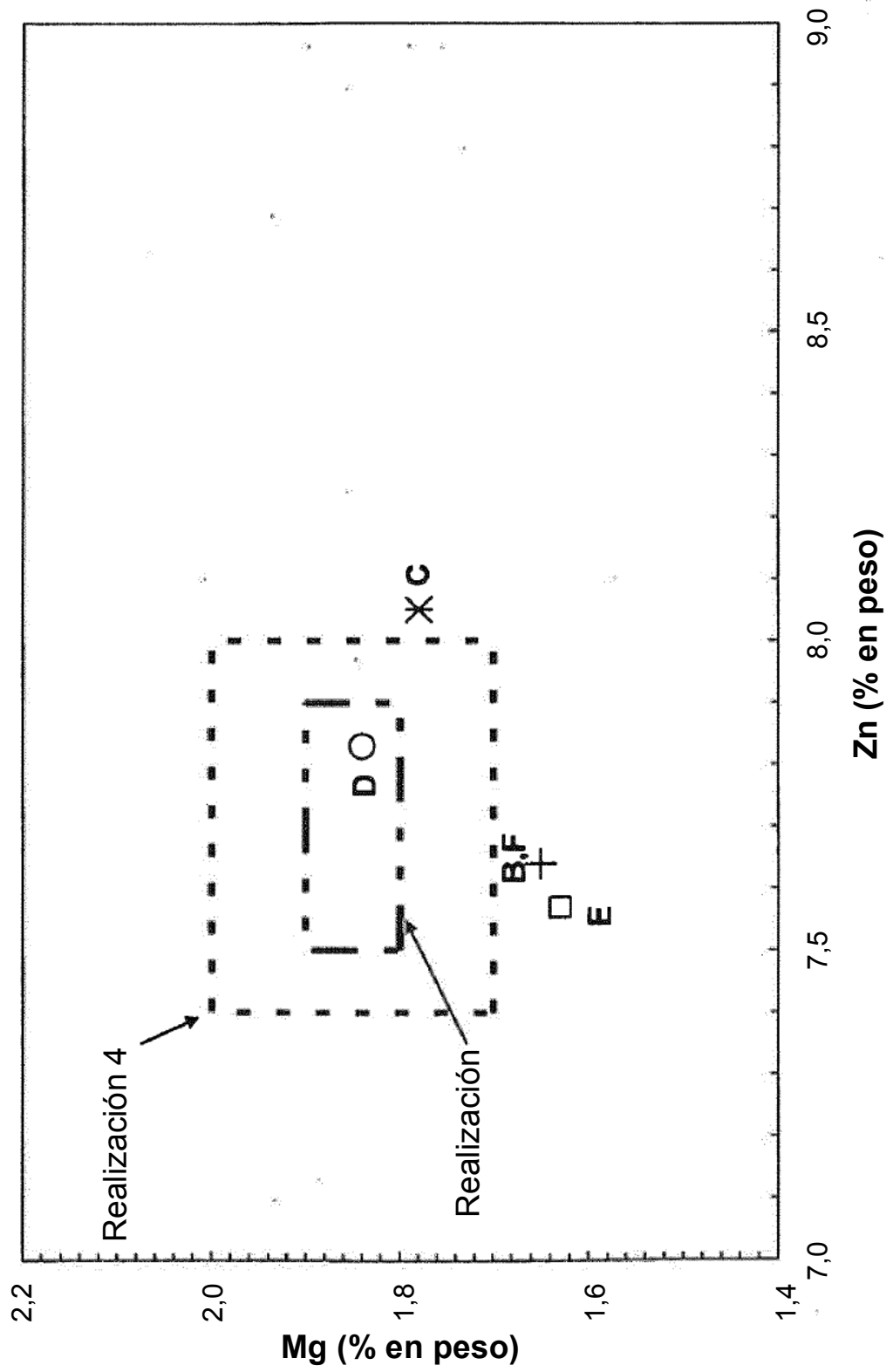


Figura 2D-2



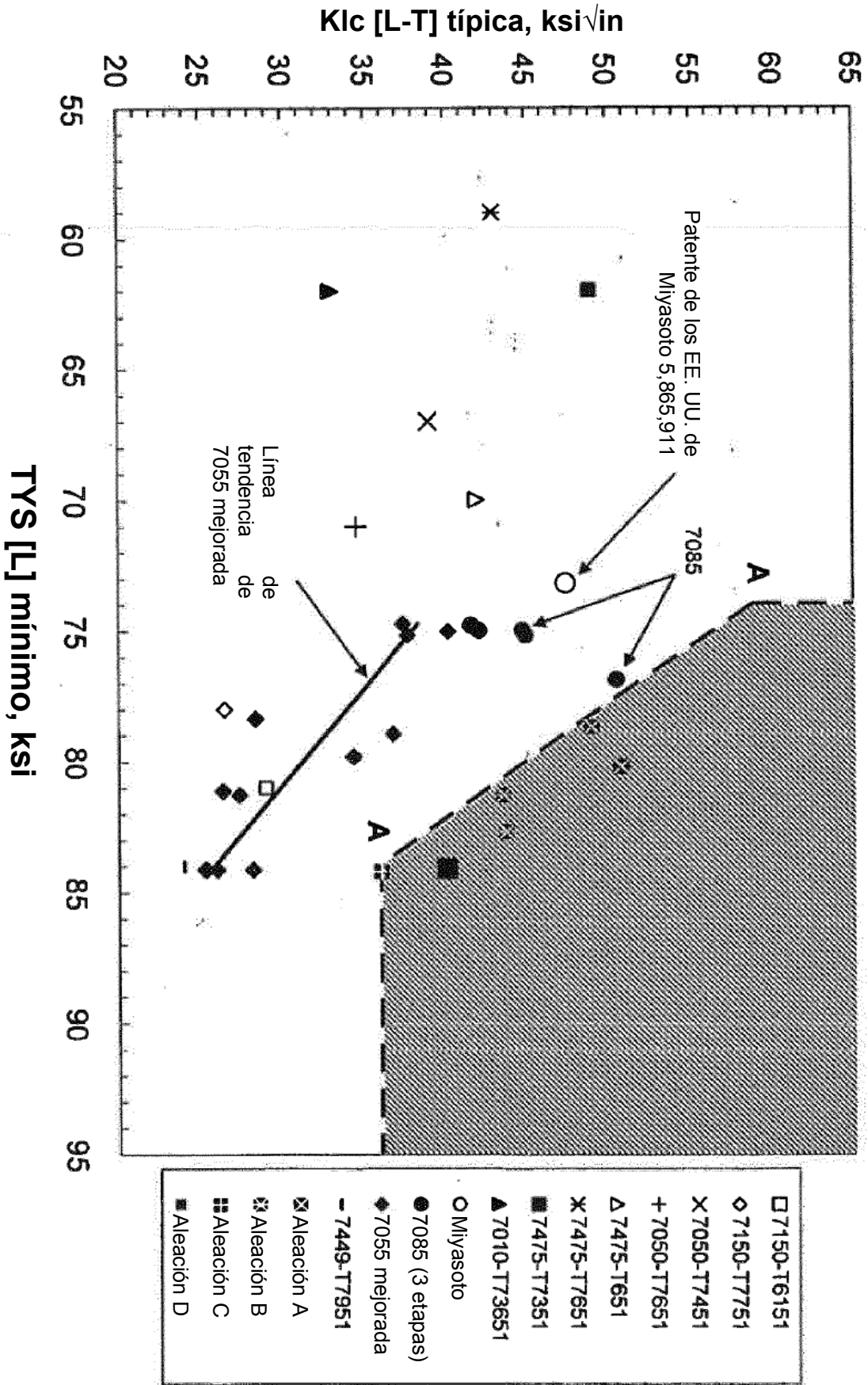


Figura 3A

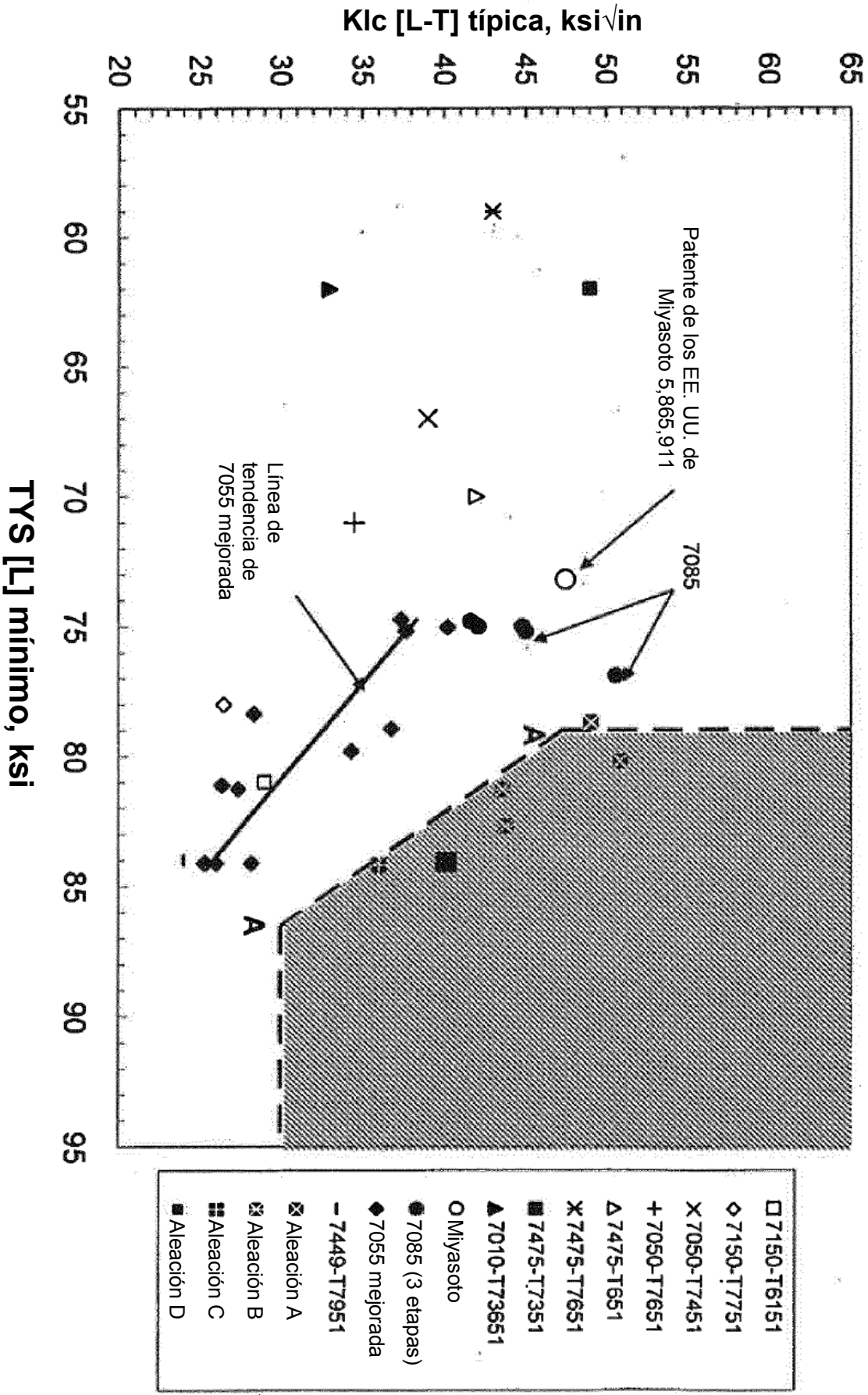


Figura 3B

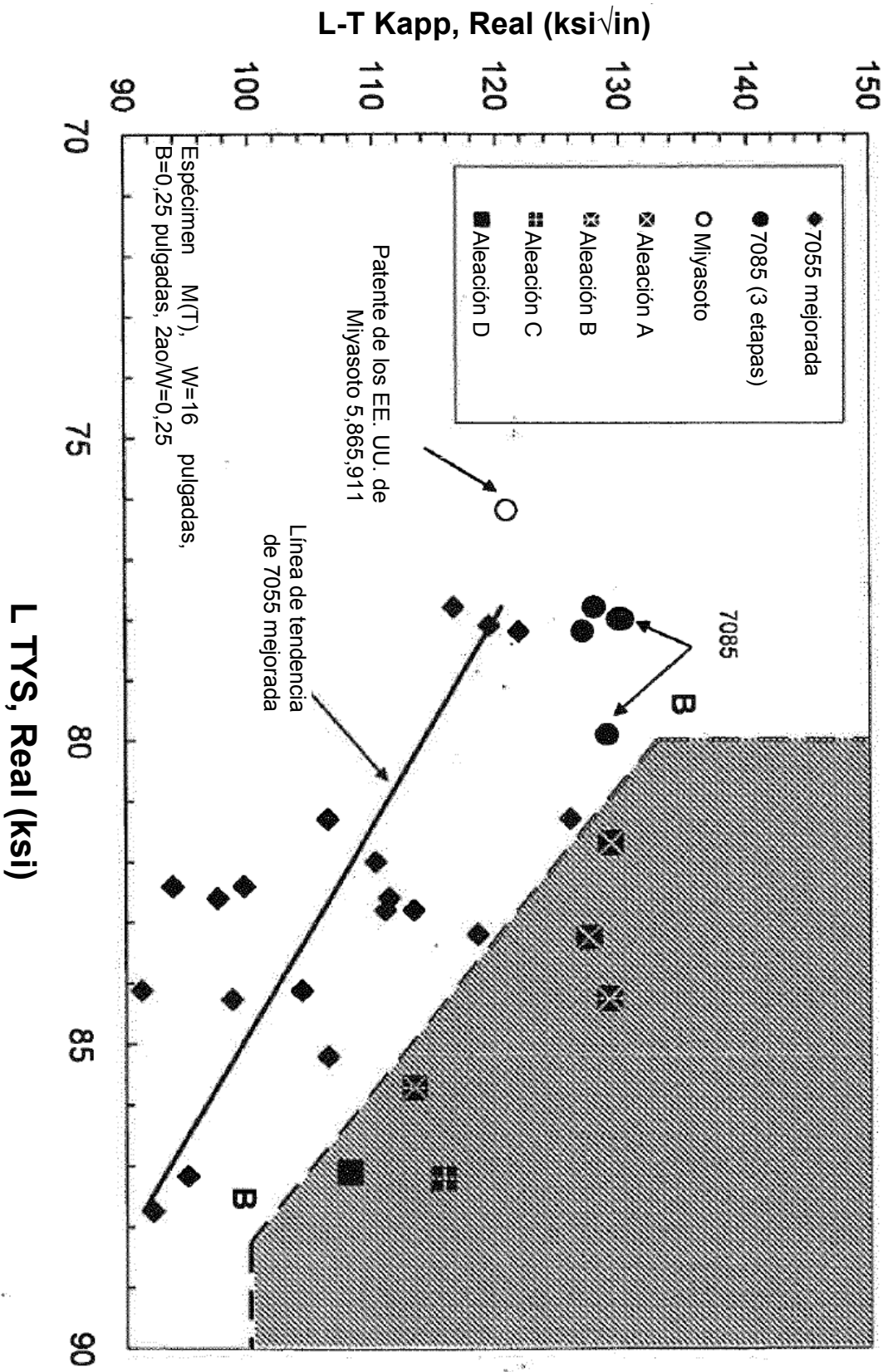


Figura 4

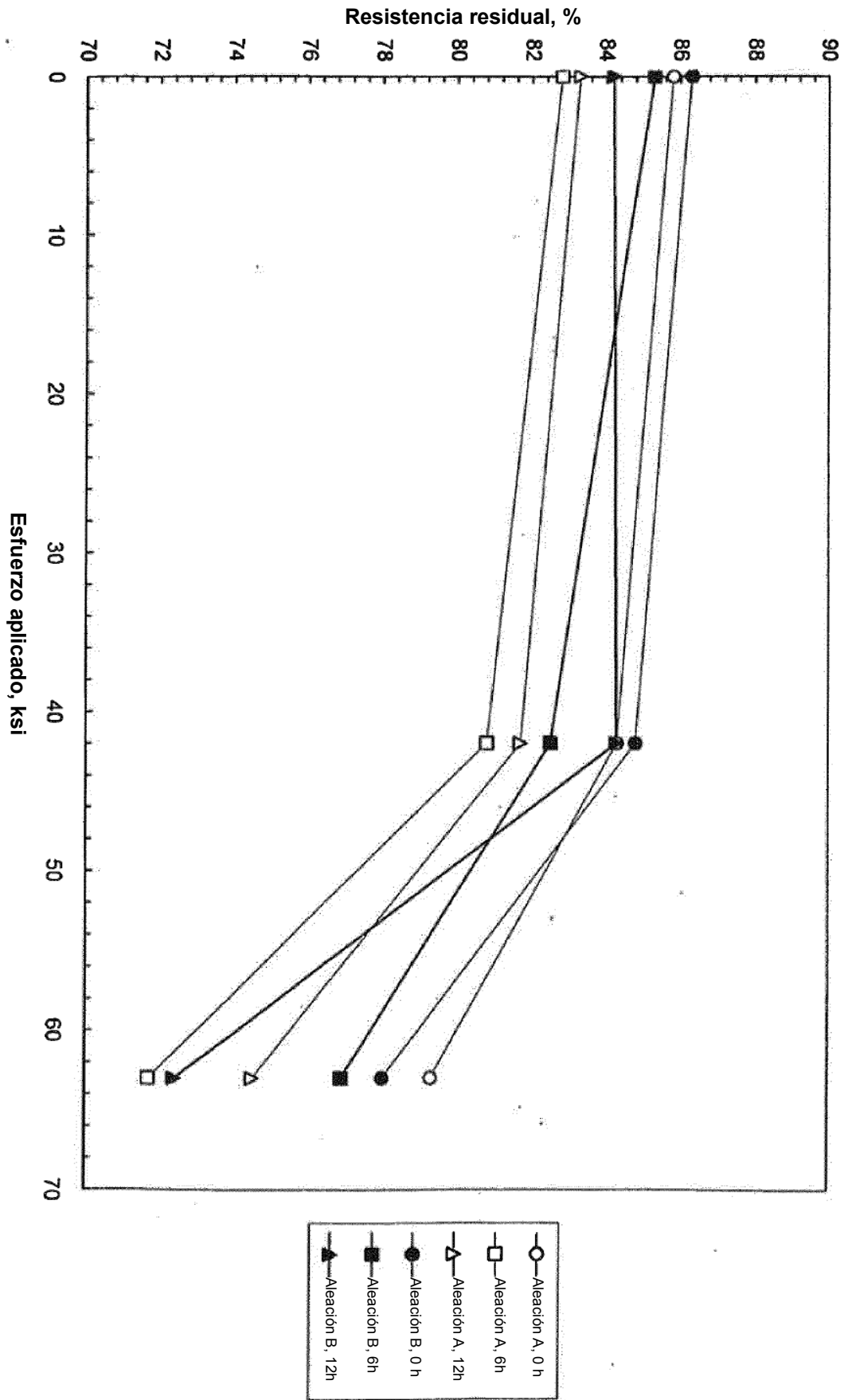


Figura 5

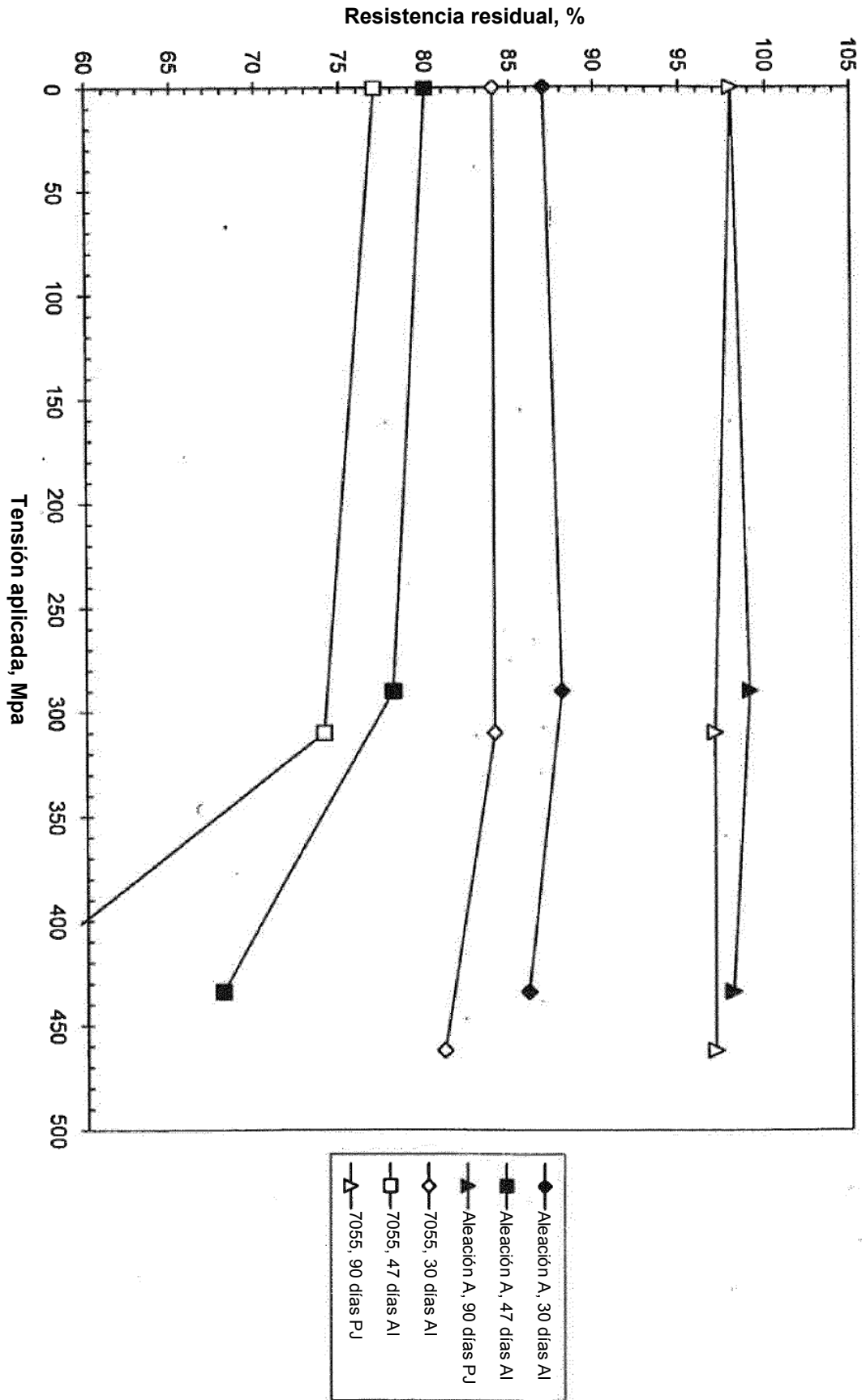


Figura 6