



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 329 674**

51 Int. Cl.:
C22C 21/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **03783507 .1**

96 Fecha de presentación : **17.11.2003**

97 Número de publicación de la solicitud: **1565586**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **24.08.2005**

54 Título: **Producto de una aleación de aluminio que tiene combinaciones mejoradas de propiedades.**

30 Prioridad: **15.11.2002 US 426597 P**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
30.11.2009

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
30.11.2009

73 Titular/es: **Alcoa Inc.**
Alcoa Corporate Center, 201 Isabella Street
Pittsburgh, Pennsylvania 15212-5858, US

72 Inventor/es: **Bray, Gary H.;**
Liu, John y
Oswald, Lynn Eugene

74 Agente: **Carvajal y Urquijo, Isabel**

ES 2 329 674 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).

ES 2 329 674 T3

DESCRIPCIÓN

Producto de una aleación de aluminio que tiene combinaciones mejoradas de propiedades.

5 Antecedentes de la invención

La actual invención se relaciona con un producto de aleación de aluminio que mejora la resistencia a la rotura por fatiga. Esta invención también está relacionada con una aleación de aluminio-cinc-magnesio-cobre que mejora la resistencia a la rotura por fatiga en comparación con las aleaciones de aluminio 7055.

10 El éxito financiero de las compañías aéreas depende de varios factores, incluyendo el coste y el rendimiento de sus aviones. Los fabricantes de aviones se dedican activamente a producir aviones que utilicen con eficiencia materiales de alto rendimiento, tecnologías de fabricación de bajo coste y conceptos avanzados de diseño de bajo coste con el fin de reducir el coste de adquisición y/o aumentar la capacidad de carga en cuanto a autonomía y peso de sus aviones.

15 Otro factor de coste importante para las compañías aéreas son los gastos de explotación del avión. En los gastos de explotación se incluye el coste de inspección de seguridad periódica de los componentes del avión para comprobar si existen daños estructurales. Un avión requiere generalmente dos tipos de inspecciones: una inspección inicial y una inspección periódica durante la vida útil del avión. Ambos tipos de inspección son muy costosos, especialmente la inspección periódica, porque el avión debe permanecer fuera de servicio para poder llevarla a cabo. Las inspecciones pueden requerir una inspección visual detallada y un ensayo no destructivo extenso de estructuras exteriores e interiores.

20 El principal objetivo de los fabricantes de aviones es obtener componentes estructurales de alta resistencia que destaquen por su durabilidad y tolerancia al daño. La durabilidad y la tolerancia al daño permiten ampliar el intervalo de tiempo transcurrido entre la inspección inicial y la primera inspección periódica, así como los intervalos de tiempo entre las inspecciones periódicas. Los componentes estructurales de aleación de aluminio (tales como juntas de fijación) que muestran rendimiento de fatiga por número elevado de ciclos y resistencia a la propagación de grietas por fatiga permiten ampliar el intervalo de tiempo transcurrido entre las inspecciones del avión.

30 Por tanto, se necesitan aleaciones de la serie 7000 que tengan las propiedades deseadas en cuanto a fuerza, dureza y resistencia a la corrosión y, además, tengan una resistencia mejorada a la rotura por fatiga. También es necesario que las partes estructurales de los aviones presenten una resistencia mejorada a la rotura por fatiga.

35 La patente de los EE.UU. 6.027.582 propone un producto de aleación de aluminio con un grosor que supere los 60 mm y un peso que respete los siguientes porcentajes por peso: 5,7-8,7% de cinc; 1,7-2,5% de magnesio; 1,2-2,2% de cobre; 0,7-0,14% de hierro, 0,05-0,15% de circonio; menos del 0,11% de silicio; menos del 0,02% de manganeso y menos del 0,02% de cromo, con menos del 4,1% de cobre más magnesio.

40 EP 1158068 propone un producto de aleación de aluminio cuyo peso respete los siguientes porcentajes por peso: 4-10% de cinc; 12-14% de magnesio; 12-13,5% de cobre; menos del 0,3% de cromo; menos del 0,3% de circonio, menos del 0,5% de silicio y menos del 0,5% de hierro.

45 La patente de los EE.UU. 4.305.763 propone una aleación de aluminio que respete los siguientes porcentajes: 5,9-6,9% de cinc, 2,27% de magnesio, 1,9-2,5% de cobre, un máximo del 0,15% de hierro, un máximo del 0,12% de silicio, un máximo del 0,06% de titanio y un máximo del 0,04% de cromo.

Resumen de la invención

50 Uno de los objetivos principales de esta invención es el uso de ciertas cantidades de silicio en las aleaciones de aluminio que tengan una resistencia mejorada a la rotura por fatiga.

55 Según la actual invención, se utiliza entre el 0,01% y menos del 0,04% de silicio en un producto de aleación de aluminio de resistencia mejorada a la rotura por fatiga incluyendo, por peso, 7,6-8,4% de cinc, 2,0-2,6% de cobre, 1,8-2,3% de magnesio, 0,088-0,25% de circonio, el equilibrio a 100 del % del peso del aluminio y las impurezas, y donde el porcentaje de peso del hierro es del 0,01-0,09% para dejar la aleación sustancialmente libre de partículas intermetálicas de Mg₂Si.

Breve descripción de las ilustraciones

60 Otras características, así como otros objetivos y ventajas de esta invención, quedarán más claros tras la siguiente descripción detallada referente a los dibujos, en los cuales:

65 La Figura 1 es un gráfico que indica la tensión neta máxima en comparación con los ciclos hasta la rotura de las aleaciones de la invención y las aleaciones de la comparación;

La Figura 2 es un gráfico que indica la tensión neta máxima en comparación con los ciclos hasta la rotura de las aleaciones de la invención y la aleación de la comparación.

ES 2 329 674 T3

La Figura 3 es un dibujo esquemático de una probeta de ensayo;

La Fig. 4 es un gráfico que representa la vida cíclica de las juntas hechas a partir de las aleaciones de la invención y de la comparación;

La Fig. 5 es un gráfico que representa la vida cíclica de las juntas hechas a partir de las aleaciones de la invención y de la comparación; y

La Fig. 6 es un gráfico que representa la vida cíclica de las juntas hechas a partir de las aleaciones de la invención y de la comparación.

Descripción detallada de las representaciones preferentes

Según lo utilizado a lo largo de esta descripción de la invención, se aplicarán las siguientes definiciones:

El término “derivado de lingote” significará solidificado a partir de metal líquido por procesos de fundición conocidos o desarrollados posteriormente y no a través de la pulvimetalurgia o técnicas similares. El término incluye expresamente, pero no de forma limitada, la colada continua de fundición en coquilla directa, la colada continua electromagnética y las consecuentes variaciones.

Los términos “7XXX” o “serie 7000”, cuando se refieren a aleaciones, se entenderán por aleaciones de aluminio estructural que contengan zinc como su principal elemento de aleación, o el ingrediente presente en mayor cantidad.

El término “contraparte”, cuando se utiliza para comparar diferentes productos elaborados a partir de aleaciones 7XXX, se entenderá por una parte o producto, por ejemplo, una extrusión, de grosor o historial de fabricación similar, o ambos.

El término “7055” significará cualquier aleación registrada actualmente o con posterioridad en esta familia o sub-grupo de aleaciones 7XXX.

El término “sustancialmente libre” significa que no existe una cantidad concreta de un elemento. Sin embargo, se entiende que los materiales de aleación, las condiciones de funcionamiento y el equipo no son siempre ideales, por lo que pequeñas cantidades de contaminantes no deseados o de elementos no agregados pueden encontrar la manera de colarse en la aleación de la invención.

Estos y otros objetivos de la invención se obtienen a través de las reivindicaciones.

La invención proporciona una aleación que mejora las propiedades de fatiga. El uso de la aleación ofrece a los fabricantes de aviones la oportunidad de aumentar la capacidad de carga y/o de ampliar el intervalo de tiempo transcurrido entre la inspección inicial y las inspecciones periódicas asociadas al avión. En comparación con la aleación 7055, los rangos de los elementos de aleación más importante de la aleación de la invención (Cu, Mg, Zn y Zr) son similares, tal y como indica la Tabla I.

TABLA I

Límites de la composición de la aleación estándar 7055 y de la aleación de la invención

	Si	Fe	Cu	Mg	Zn	Zr
Estándar 7055	0,10 máx.	0,15 máx.	2,0-2,6	1,8-2,3	7,6-8,4	0,08-0,25
Aleación de la invención	0,01-0,06	0,01-0,09	2,0-2,6	1,8-2,3	7,6-8,4	0,08-0,25

Las diferencias importantes de composición entre la aleación de la invención y la aleación 7055 son los niveles de Si y Fe. La aleación de la invención posee un sorprendente y realmente mejorado rendimiento de fatiga asociado a los cambios de composición del Si y del Fe en comparación con la aleación 7055. Los inventores han descubierto que una mejora en la resistencia a la rotura por fatiga de la aleación de la invención se asocia con la disminución de la iniciación de la fatiga por parte de las partículas intermetálicas de Mg_2Si . Cuando la concentración de silicio se mantiene por debajo del 0,06%, especialmente por debajo del 0,04%, el Mg_2Si que se aprecia generalmente en un sistema de aleación está ausente o casi ausente, de modo que se retrasa la aparición de la rotura por fatiga de forma significativa.

ES 2 329 674 T3

Los inventores consideran que la aleación de la serie 7000 experimenta una jerarquía de los modos de rotura por fatiga. Con el fin de reducir las roturas, la iniciación de las partículas de Mg_2Si es la más fácil, la iniciación de las partículas portadoras de Fe es más difícil y la estructura reticular de desplazamiento es la más difícil. En la aleación de la invención, que está substancialmente libre de Mg_2Si , y en la cual la concentración de partículas portadoras de Fe es extremadamente baja, el modo de rotura por fatiga dominante sería una estructura reticular de desplazamiento. El modo de rotura de la estructura reticular de desplazamiento requiere tensiones más altas de fatiga o ciclos más largos de fatiga para iniciar y propagar las grietas de fatiga que las aleaciones de la serie 7000, tales como 7055 con mayor contenido de Si y Fe.

Los productos hechos a partir de la aleación de la invención, con niveles más bajos de Si y Fe que el 7055, muestran una resistencia a la rotura por fatiga sustancialmente mejor que los productos 7055 de tamaño y temple similares.

Gracias a las combinaciones de propiedades posibles, la aleación de la invención es especialmente adecuada para aplicaciones aeroespaciales críticas, tales como paneles o piezas con revestimiento reforzado ala sobre ala (normalmente placa y extrusión, pero pueden ser placa o extrusión integral) y otros usos finales de gran fatiga. Los productos pueden fundirse directamente o se les puede dar forma útil a partir de esta aleación mediante cualquier técnica de formación, incluyendo laminación, forja y extrusión. La hoja, placa, extrusión, forja, varilla, barra o similar resultante puede variar considerablemente en cuanto a forma y tamaño. Para la mayoría de aplicaciones aeroespaciales, los productos de placa hechos de acuerdo con esta invención pueden tener grosores de la sección transversal que van desde aproximadamente 7,5-8,7 mm (0,3 o 0,35 pulgadas), hasta alrededor de 37,5, 50 ó incluso 75 mm o más (1,5, 2 ó incluso 3 pulgadas o más). Sin embargo, debe entenderse que la aleación de la invención también puede hacerse en productos con grosores de la sección transversal incluso inferiores a los 7,5 mm (0,3 pulgadas).

Los productos de aleación de esta invención normalmente derivan de lingotes y muestran unas características internas en cuanto a estructura propias de la derivación de lingotes. Una vez que un lingote se ha fundido de la composición de la invención, se homogeneiza calentándolo a una o varias temperaturas que varían entre 460°C y 493°C (860°F y 920°F). A continuación, se trabaja con él (en ocasiones a máquina) para darle la forma deseada. Si se desea, el producto debe entonces someterse a un recocido de solubilización calentándolo a una o varias temperaturas que varían entre 450°C ó 454°C (840°F ó 850°F) y entre 471°C ó 482°C (880°F ó 900°F) para tomar porciones sustanciales (preferiblemente todas o substancialmente todas) de cinc, magnesio y cobre solubles e introducirlas en la solución. Se entiende además que los procesos físicos no son siempre perfectos y que es probable que no todos los últimos vestigios de estos ingredientes de aleación principales se disuelvan durante el recocido de solubilización (solutionizing). Después de calentarlo a temperaturas elevadas tal y como se ha descrito, el producto debe refrescarse o enfriarse rápidamente para terminar el proceso de recocido de solubilización. Dicho enfriamiento se logra normalmente mediante inmersión en un tanque del tamaño adecuado lleno de agua fría, aunque pueden utilizarse pulverizadores de agua y/o refrigeración por aire como medios adicionales o sustitutos de enfriamiento. Tras el enfriamiento rápido, ciertos productos pueden requerir trabajos en frío, por ejemplo estiramientos, para aliviar tensiones internas. Se considera que un producto sometido a un recocido de solubilización (y enfriamiento rápido), con o sin trabajos en frío, está en una condición de endurecimiento por precipitación, o preparado para el envejecimiento artificial según uno de los dos métodos preferentes. Según lo utilizado en adelante, el término "recocido de solubilización" incluirá el enfriamiento rápido a menos que se indique lo contrario.

Los métodos de envejecimiento artificial de uso con las aleaciones de la invención se describen detalladamente en las patentes de los EE.UU. 5.108.520 (Liu) y 5.221.377 (Hunt). Además, el proceso de envejecimiento artificial también puede llevarse a cabo mediante enfoques de uno o dos pasos.

Los productos de la invención, bien sean placas o extrusiones, también son susceptibles de someterse a moldeado por envejecimiento. El moldeado por envejecimiento implica colocar los productos inicialmente planos o rectos en una configuración curvada aplicando una carga mediante medios mecánicos o cámaras de vacío. El subconjunto de las partes y las herramientas se colocan en dicho equipo como autoclaves u hornos para afectar a un proceso de envejecimiento artificial. Tras el proceso de envejecimiento, el producto se libera de las herramientas y normalmente se da cierta cantidad reproducible de recuperación elástica. La configuración curvada compensa en realidad la recuperación elástica de modo que la forma final es la forma deseada. Un ciclo térmico típico para el moldeado por envejecimiento implica tenerlo primero 10 horas a remojo a 150°C (302°F) y, a continuación, 24 horas a 121°C (250°F). El temple derivado de un ciclo térmico de ese tipo también se conoce como el temple T79XX según la nomenclatura usada por la Aluminum Association (Asociación del aluminio).

Hasta cierto punto, las propiedades mecánicas y las características de corrosión de la aleación de la invención pueden intercambiarse ajustando el proceso de envejecimiento, es decir, el aumento de la temperatura y/o del tiempo dentro de los límites durante el envejecimiento artificial pueden proporcionar productos de aleación con una mayor resistencia a la corrosión pero con una fuerza menor. En caso contrario, disminuir la temperatura y/o el tiempo dentro de los límites, puede proporcionar productos de aleación con una fuerza mayor pero con una resistencia a la corrosión menor. Por lo tanto, otras combinaciones de temperaturas de remojo y de tiempos y temperaturas, diferentes de los ciclos térmicos típicos descritos con anterioridad, son posibles dependiendo de la combinación deseada de características mecánicas y de corrosión.

La aleación de la invención proporciona productos adecuados para el uso en aviones de gran tamaño, tales como aviones comerciales destinados al transporte de personas y de mercancías. Tales productos, por sí mismos, son normal-

ES 2 329 674 T3

mente grandes, con una longitud que varia entre 1,5 ó 3 ó 75 m (5 ó 10 ó 50 pies) hasta incluso 30 m (100 pies) o más. A pesar de su gran tamaño, los productos de la invención logran unas buenas propiedades de resistencia a la fatiga. Por lo tanto, una ventaja particular de la invención es ofrecer productos lo suficientemente grandes como para adaptarse a los principales componentes estructurales del avión, tales como componentes importantes del ala, componentes de la caja del ala, componentes de la viga de la quilla y similares, así como subconjuntos, por ejemplo, sección del ala, sección del fuselaje, sección de la cola (empenaje).

Las representaciones preferentes de esta invención poseen una resistencia mejorada a la rotura por fatiga que no se lograba previamente con las altas aleaciones de cinc-aluminio. Dado que tales combinaciones de propiedades se logran con un coste bajo para la densidad de la aleación, la invención es especialmente adecuada para aplicaciones aeroespaciales críticas, incluyendo los montajes del ala superior y similares. Para demostrar la eficacia de la resistencia mejorada a la fatiga en una aleación de la serie 7000 reduciendo el contenido de Si de la aleación, se han llevado a cabo las siguientes pruebas. Los resultados se presentan aquí a modo de ilustración y sin limitación.

Ejemplo 1

Se fundieron cuatro lotes por cada tipo de aleación (la de la invención y la del estándar 7055) y se convirtieron en placas. Las composiciones reales y el grosor de las placas se muestran en la Tabla II.

TABLA II

Aleación	Nº de lote	Temple	Grosor (mm)	Si	Fe	Cu	Mg	Zn	Zr
Invención	A	T7751	31.7	0.020	0.030	2.15	1.89	8.05	0.130
	B	T7751	31.7	0.019	0.032	2.17	1.93	8.08	0.120
	C	T7751	31.7	0.014	0.037	2.15	1.88	7.92	0.120
	D	T7751	31.7	0.029	0.039	2.10	1.88	7.83	0.110
Aleación de la comparación (Estándar 7055)	E	T7751	25.4	0.082	0.110	2.40	2.06	8.32	0.120
	F	T7751	31.7	0.073	0.100	2.40	1.96	8.16	0.110
	G	T7751	31.7	0.076	0.110	2.40	1.90	7.97	0.130
	H	T7751	44.5	0.072	0.100	2.36	1.96	8.16	0.110

Estas placas se sometieron a un recocido de solubilización, se estiraron y se envejecieron al temple T7751 de acuerdo con las patentes de los EE.UU. 5.108.520 y 5.221.377. Se llevó a cabo la prueba de fatiga para obtener curvas de fatiga de resistencia a la tensión (S-N o S/N). Las pruebas de fatiga de resistencia a la tensión caracterizan la resistencia de un material para la iniciación de la fatiga y el crecimiento de grietas de pequeño tamaño que abarcan una parte importante de la resistencia a la fatiga total. Por lo tanto, las mejoras en las propiedades de fatiga S-N pueden permitir a un componente funcionar a una tensión mayor durante su vida útil prevista o funcionar a la misma tensión con una vida útil más larga. La primera opción puede traducirse en un ahorro significativo del peso por disminución del tamaño, mientras que la segunda opción puede traducirse en menos inspecciones y costes de soporte inferiores.

Los datos de fatiga S-N para la invención y el producto del estándar 7055 en la Figura 1 se obtuvieron para un coeficiente de concentración de tensiones neto, Kt, de 2,5 con probetas de ensayo de doble orificio abierto. Las probetas de ensayo medían 230 mm de largo por 25,4 mm de ancho por 3,17 mm de grosor y tenían dos orificios de 4,75 mm de diámetro, separados por 25,4 mm a lo largo de la longitud de la probeta. Las probetas de ensayo se tensionaron axialmente con una relación de tensiones (carga min./carga máx.) de R = 0,1. La frecuencia del ensayo fue de 25 Hz y la prueba se llevó a cabo en aire ambiente de laboratorio. Los expertos en la materia estiman que la vida a la fatiga dependerá no sólo del coeficiente de concentración de tensiones Kt sino también de otros coeficientes entre los que se incluyen, aunque no de forma limitada, tipo y dimensiones del espécimen, grosor, método de preparación de la superficie, frecuencia del ensayo y entorno de la prueba. De este modo, mientras que las mejoras de fatiga observadas en la aleación de la invención correspondieron al tipo y a las dimensiones anotados específicos de la probeta de ensayo, se espera observar mejoras en otros tipos y tamaños de especímenes de fatiga de orificio abierto aunque la vida útil y la magnitud de la mejora podrían diferir.

En estos ensayos, la invención mostró mejoras significativas en resistencia a la fatiga con respecto al producto del estándar 7055. Por ejemplo, a una tensión de sección neta aplicada de 207 MPa, la aleación de la invención tenía una vida útil (basada en el promedio de registro de todos los especímenes comprobados a esa tensión) de 355.485

ES 2 329 674 T3

5 ciclos en comparación con los 47.692 de la aleación del estándar 7055. Esto representa una mejora que multiplica por siete la vida útil (mejora del 645%), la cual podría utilizarse para retrasar el intervalo de la inspección inicial en la estructura de un avión. Inversamente, la aleación de la invención muestra una mejora significativa en el nivel de tensión correspondiente a una vida útil dada. Por ejemplo, en la aleación de la invención una vida útil de 100.000 ciclos se
 5 corresponde con una tensión de sección neta máxima de 224 MPa en comparación con los 190 MPa en la aleación del estándar 7055. Esto representa una mejora del 18% que podría utilizar un fabricante de aviones para aumentar la tensión admisible de un avión, por lo que ahorraría peso y conservaría el mismo intervalo de inspección para el avión.

10 Ejemplo 2

Se fundieron seis lotes de la aleación de la invención y siete lotes del estándar 7055 y se convirtieron en placas. Las composiciones reales y el grosor de las placas se muestran en la Tabla III.

TABLA III

Aleación	Nº de lote	Temple	Grosor (mm)	Si	Fe	Cu	Mg	Zn	Zr
Invención	I	T7951	27.2	0.029	0.039	2.10	1.88	7.83	0.110
	J	T7951	27.2	0.014	0.037	2.15	1.88	7.92	0.120
	K	T7951	31.8	0.018	0.032	2.09	2.00	8.19	0.107
	L	T7951	31.8	0.028	0.044	2.17	1.92	7.94	0.117
	M	T7951	38.1	0.018	0.032	2.09	2.00	8.19	0.107
	N	T7951	38.1	0.019	0.032	2.15	1.93	8.08	0.120
Aleación de la comparación (Estándar 7055)	O	T7951	19.0	0.079	0.122	2.31	1.89	7.99	0.120
	P	T7951	19.0	0.077	0.109	2.43	1.94	8.10	0.120
	Q	T7951	25.4	0.077	0.109	2.35	1.91	8.12	0.120
	R	T7951	25.4	0.078	0.105	2.31	1.93	8.11	0.117
	S	T7951	31.8	0.077	0.113	2.43	1.93	8.30	0.120
	T	T7951	31.8	0.074	0.116	2.44	1.93	8.15	0.120
	U	T7951	40.0	0.080	0.115	2.45	1.93	8.05	0.120

Estas placas se sometieron a un recocido de solubilización, se estiraron y se envejecieron artificialmente. La práctica del envejecimiento se llevó a cabo según el ciclo térmico típico descrito previamente para el proceso de formación por envejecimiento. La prueba de fatiga se realizó usando una probeta de ensayo de orificio único abierto con un coeficiente de concentración de tensiones neto, Kt, de 2,3. Las probetas de ensayo medían 200 mm de largo por 30 mm de ancho por 3 mm de grosor con un solo agujero de 10 mm de diámetro. El orificio se avellanó hasta una profundidad de 0,3 mm en cada lado. Las probetas de ensayo se tensionaron axialmente con una relación de tensiones (carga min./carga máx.) de R = 0,1. La frecuencia del ensayo fue de 25 Hz y la prueba se llevó a cabo en un entorno con humedad elevada (RH>90%). Los resultados individuales de estas pruebas se muestran en la Figura 2. Las líneas en la figura se ajustan a los datos usando el análisis de Box-Cox adecuado para el análisis estadístico de datos de fatiga.

Como en el Ejemplo 1, la aleación de la invención mostró mejoras significativas en la resistencia a la fatiga con respecto a los productos 7055 de la comparación. Por ejemplo, en una tensión de sección neta aplicada la aleación de la invención tenía una vida útil media (basada en el ajuste de Box-Cox) de 415.147 ciclos que representaban una mejora que multiplica por 2,4 la vida útil (mejora del 144%) en comparación con la aleación del estándar 7055 que tenía una vida útil media de 170.379 ciclos. La tensión de sección neta máxima en una vida útil de 100.000 ciclos fue de 240 MPa en la aleación de la invención en comparación con los 220 en la aleación del estándar 7055, una mejora del 9%. A pesar de que esta mejora no es tan grande como la observada anteriormente en el Ejemplo 1, se espera que la magnitud de la mejora varíe con diferencias en cuanto a diseño del espécimen, procedimientos de fabricación del espécimen y condiciones de prueba, tal y como se ha discutido previamente.

ES 2 329 674 T3

Ejemplo 3

Se fundieron tres lotes por cada tipo de aleación (la de la invención y la del estándar 7055) y se convirtieron en placas. Las composiciones reales y el grosor de las placas se muestran en la Tabla 4.

TABLA 4

Aleación	N° de lote	Temple	Grosor (mm)	Si	Fe	Cu	Mg	Zn	Zr
Invención	V	T7751	31.7	0.020	0.030	2.15	1.89	8.05	0.130
	W	T7751	31.7	0.020	0.030	2.15	1.89	8.05	0.130
	X	T7751	31.7	0.029	0.039	2.10	1.88	7.83	0.110
Aleación de la comparación (Estándar 7055)	Y	T7751	31.7	0.076	0.110	2.40	1.90	7.97	0.130
	Z	T7751	31.7	0.076	0.110	2.40	1.90	7.97	0.130
	ZZ	T7751	19.0	0.077	0.112	2.42	1.93	8.08	0.120

Estas placas se sometieron a un recocido de solubilización, se estiraron y se envejecieron al temple T7751 de acuerdo con las patentes de los EE.UU. 5.108.520 y 5.221.377. Se fabricaron tres conjuntos de especímenes de fatiga de juntas de transferencia de baja carga a partir de estos lotes usando un diseño de hueso de perro doble inverso mostrado esquemáticamente en la Figura 3. Este diseño está compuesto por dos detalles de hueso de perro (es decir, una sección de prueba de anchura reducida en el centro entre dos extremos más anchos de agarre) unidos en la sección de prueba por dos sujeciones aeroespaciales. La transferencia de baja carga indica que solamente un pequeño porcentaje de la carga aplicada (aproximadamente el 5%) se transfiere a través de la sujeción. Esto se logra compensando la sección reducida de los dos huesos de perro en el montaje ensamblado. El resto de la carga evita la sujeción y se desplaza por el área de la sección de ensayo gracias a los dos especímenes de hueso de perro. Este espécimen representa un revestimiento para el accesorio del larguero como el que se encuentra en la cubierta del ala superior o inferior de un avión comercial.

El primer conjunto de juntas de transferencia de baja carga fabricado a partir del lote V de la invención y del lote Y de la comparación estaba compuesto por dos detalles de hueso de perro con una anchura en la sección reducida de 25,4 mm y un grosor de 8 mm. La longitud de la sección reducida era de 70 mm mientras que la longitud total del espécimen (es decir, incluyendo los extremos de agarre) era de 455 mm. Antes del montaje, los detalles de hueso de perro se anodizaron en ácido crómico y se les aplicó una imprimación de cromato de cinc. Los dos orificios de la sujeción fueron perforados y escariados a un diámetro final de 6,16 mm (0,2465 pulgadas). El paso del orificio era de 25,4 mm. Un lado de un agujero en cada detalle se avellanó usando una herramienta de avellanado de 100° para acomodar la cabeza de la sujeción. El sellador del depósito de combustible de calidad aeroespacial se extendió por las superficies de contacto de los detalles de hueso de perro. Los dos detalles se unieron entonces a dos sujeciones de ajuste de interferencia de 6,25 mm (0,250 pulgadas) de diámetro que tenían una interferencia nominal de 0,0625 mm (0,0025 pulgadas). Las sujeciones eran un vástago de Ti HST755KN y una tuerca de acero NSA 5474. Las tuercas se apretaron a 3,7-4,3 IVm (60-70 pulgadas-lbs). Se sometieron a prueba cinco especímenes de la aleación de la invención y cinco de la aleación del estándar 7055 a una tensión media de -60 MPa y una tensión alternante de +155 MPa. El entorno de la prueba era un ambiente de laboratorio con una humedad relativa del 35 al 52% y la frecuencia del ensayo era de 18 Hz. Los resultados de estas pruebas se proporcionan en la Figura 4. La línea entre los resultados de las dos aleaciones conecta la media de la aleación de la invención y la aleación de la comparación. La aleación de la invención tenía una vida útil media de 211.141 ciclos en comparación con los 134.176 de la aleación del estándar 7055, un aumento que multiplica por 1,5 la vida útil o una mejora del 57%.

El segundo conjunto de juntas de transferencia de baja carga fabricado a partir del lote W de la invención y del lote Z de la comparación estaba compuesto por dos detalles de hueso de perro con una anchura en la sección reducida de 31,7 mm y un grosor de 6,35 mm. La longitud de la sección reducida era de 76,2 mm mientras que la longitud total del espécimen (es decir, incluyendo los extremos de agarre) era de 355 mm. El paso del orificio de la sujeción era de 31,75 mm. El resto de los detalles del montaje y la fabricación era esencialmente igual al del Conjunto 1 excepto por las sujeciones. En el Conjunto 2, las sujeciones eran un vástago de acero HL19B y un collar de aluminio HL70. Se sometieron a prueba siete especímenes de la aleación de la invención y siete de la aleación del estándar 7055 a una tensión media de +102,4 MPa y una tensión alternante de ±83,8 MPa. El entorno de la prueba era un ambiente de humedad elevada con una humedad relativa que superaba el 90% y la frecuencia del ensayo era de 11 Hz. Los resultados de estas pruebas se proporcionan en la Figura 5. La aleación de la invención tenía una vida útil media de 551.701 ciclos en comparación con los 210.824 para la aleación del estándar 7055, un aumento que multiplica por 2,6 la vida útil o una mejora del 162%.

ES 2 329 674 T3

5 El tercer conjunto de juntas de transferencia de baja carga fabricado a partir del lote X de la invención y del
lote Z de la comparación tenían las mismas dimensiones que el segundo conjunto y su fabricación y montaje eran
esencialmente iguales a los Conjuntos 1 y 2, excepto por las sujeciones. En el Conjunto 3, las sujeciones eran un
vástago de Ti HST755 y una tuerca de aluminio KFN 587. Se sometieron a prueba cuatro especímenes de la aleación
de la invención y seis de la aleación del estándar 7055 a una tensión media de -60 MPa y una tensión alternante de
+155 MPa. El entorno de la prueba era un ambiente de humedad elevada con una humedad relativa que superaba el
90% y la frecuencia del ensayo era de 18 Hz. Los resultados de estos ensayos se proporcionan en la Figura 6. La
aleación de la invención tenía una vida útil media de 445.866 ciclos en comparación con los 217.572 de la aleación
del estándar 7055, un aumento que multiplica por 2 la vida útil o una mejora del 105%.

10 La mejora observada en la vida de una junta de transferencia de baja carga variaba del 57% al 162%. Los espe-
címenes de fatiga de juntas se utilizan en la industria aeronáutica para estimar el rendimiento del material en juntas
estructurales típicas de aviones. En el caso de las juntas de transferencia de baja carga, están pensadas para representar
un detalle del revestimiento del larguero de un panel del ala. Sin embargo, los expertos en la materia opinan que la
resistencia a la fatiga dependerá del tipo de junta, del diseño de la junta, de los detalles de fabricación y montaje, del
tipo de sujeción, así como de los parámetros de carga y del ambiente de la prueba. De ese modo, mientras que las
mejoras de fatiga observadas en la aleación de la invención se correspondían con los diseños de juntas específicos, el
método de fabricación, el tipo de sujeción y los parámetros de la prueba utilizados, se espera que se observen mejoras
en otros tipos de diseños de juntas aunque la vida útil y la magnitud de la mejora puedan diferir.

20 Tras describir las representaciones actualmente preferentes, debe entenderse que la invención puede por lo demás
representarse dentro del alcance de las reivindicaciones añadidas.

25

30

35

40

45

50

55

60

65

ES 2 329 674 T3

REIVINDICACIONES

5 1. Uso de entre el 0,01% y el 0,04% de silicio en un producto de aleación de aluminio con una resistencia mejorada a la rotura por fatiga incluyendo, por peso, 7,6-8,4% de cinc, 2,0-2,6% de cobre, 1,8-2,3% de magnesio, 0,088-0,25% de circonio, el equilibrio a 100 del % del peso del aluminio y las impurezas, y donde el porcentaje de peso del hierro se mantiene en 0,01-0,09% para dejar la aleación sustancialmente libre de partículas intermetálicas de Mg₂Si.

10 2. El uso de la reivindicación 1, donde el producto mencionado es una placa, hoja, extrusión, forja o fundición.

3. El uso de la reivindicación 1, donde la aleación es sustancialmente libre de Mg₂Si.

4. El uso de la reivindicación 3, donde el producto mencionado es una placa, hoja, extrusión, forja o fundición.

15 5. El uso de la reivindicación 4 que es una placa adecuada para su uso como pieza del ala superior.

6. El uso de la reivindicación 1 que se ha sometido a un recocido de solubilización, una liberación de tensión mediante trabajos en frío y un envejecimiento artificial.

20 7. El uso de la reivindicación 1, donde el producto mejorado de la aleación es una extrusión de la aleación con una sección transversal que incluye un grosor inferior a los 76.2 mm (3 pulgadas).

8. El uso de la reivindicación 7, donde la extrusión de la aleación tiene mejor resistencia a la rotura por fatiga que un producto 7055 de tamaño, forma, grosor y temple similares.

25

30

35

40

45

50

55

60

65

Figura 1. Resultados de Fatiga por Orificio Abierto, ($K_t = 2,5$)

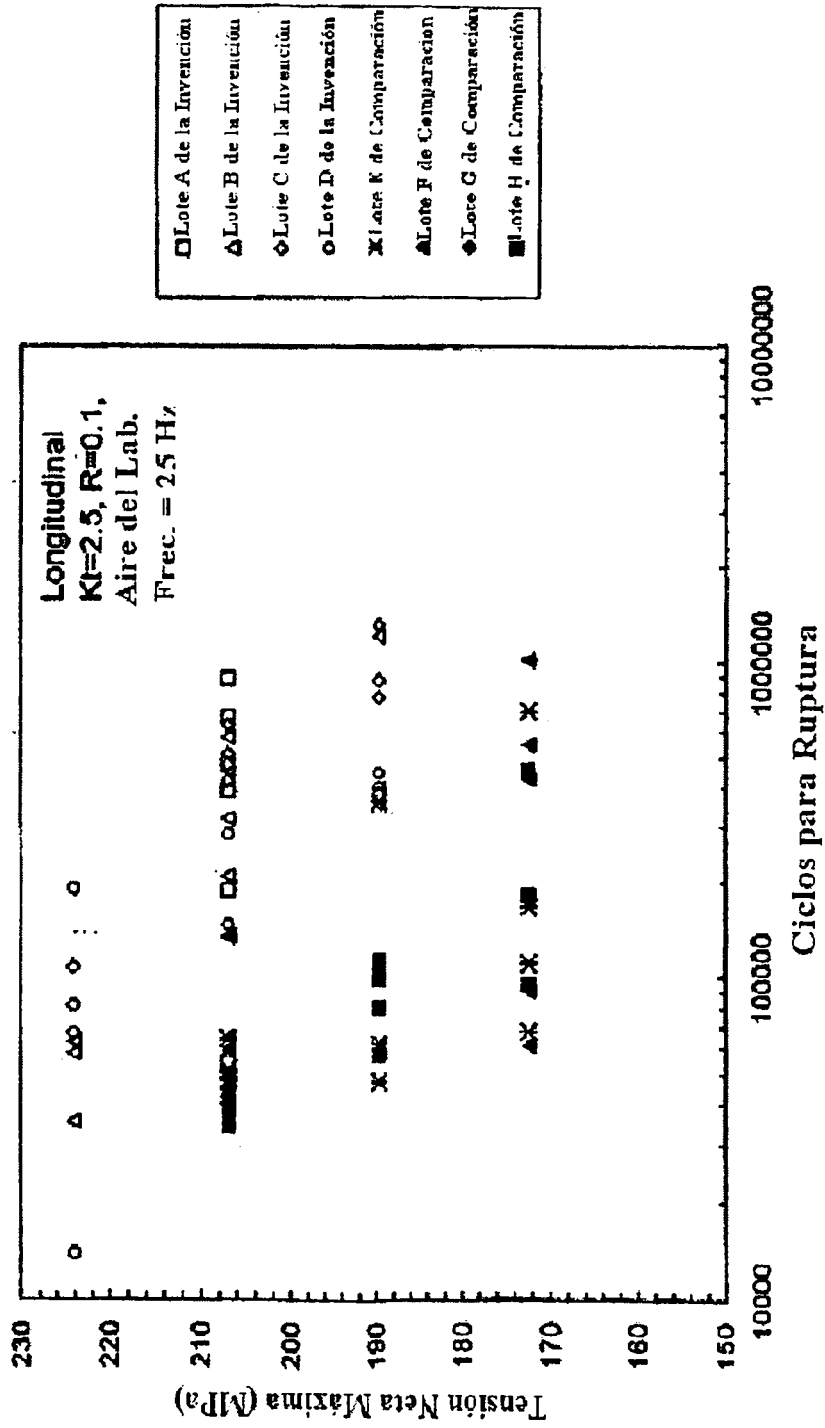


Figura 2. Resultados de fatiga por Orificio Abierto ($K_t = 2,3$)

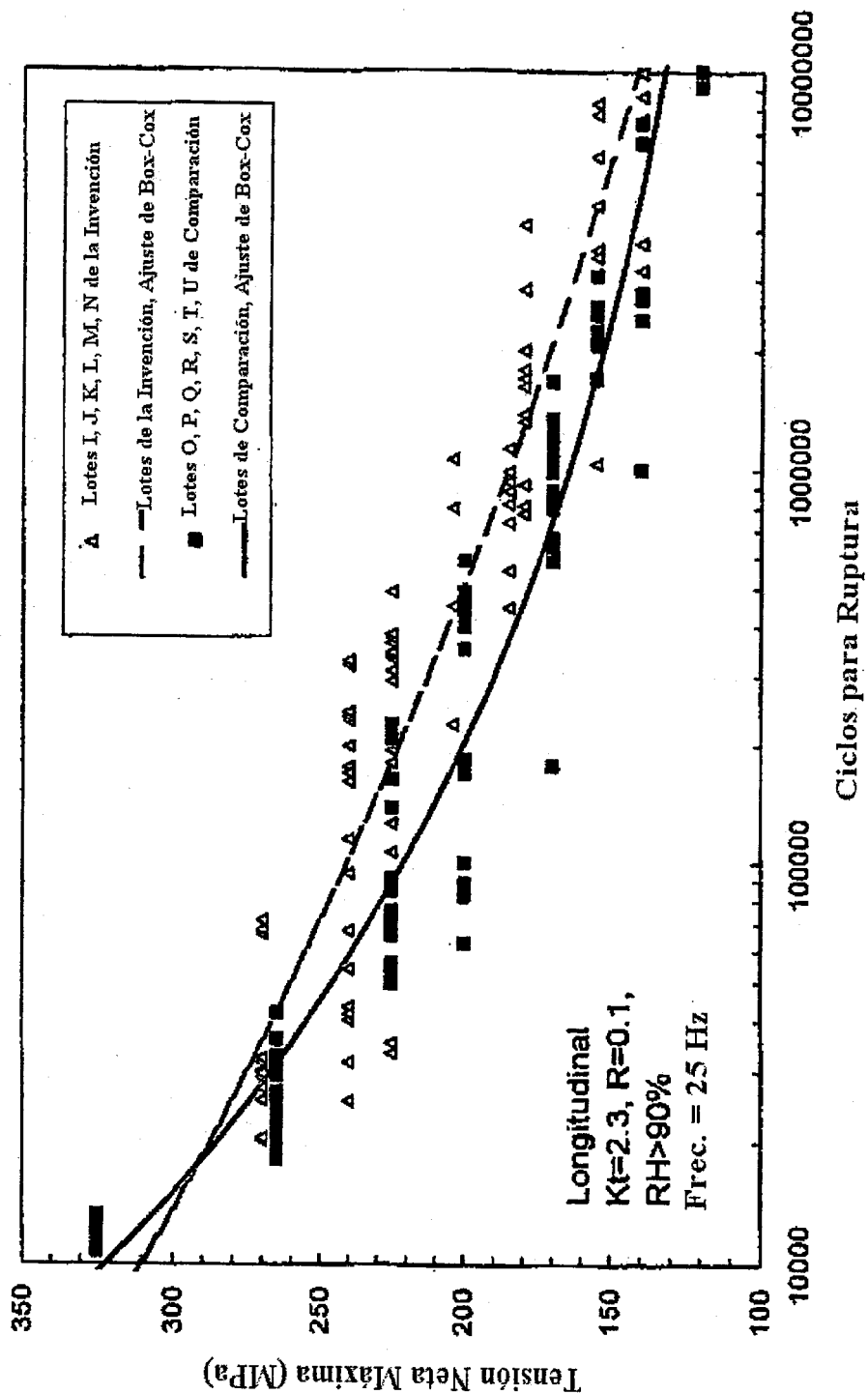
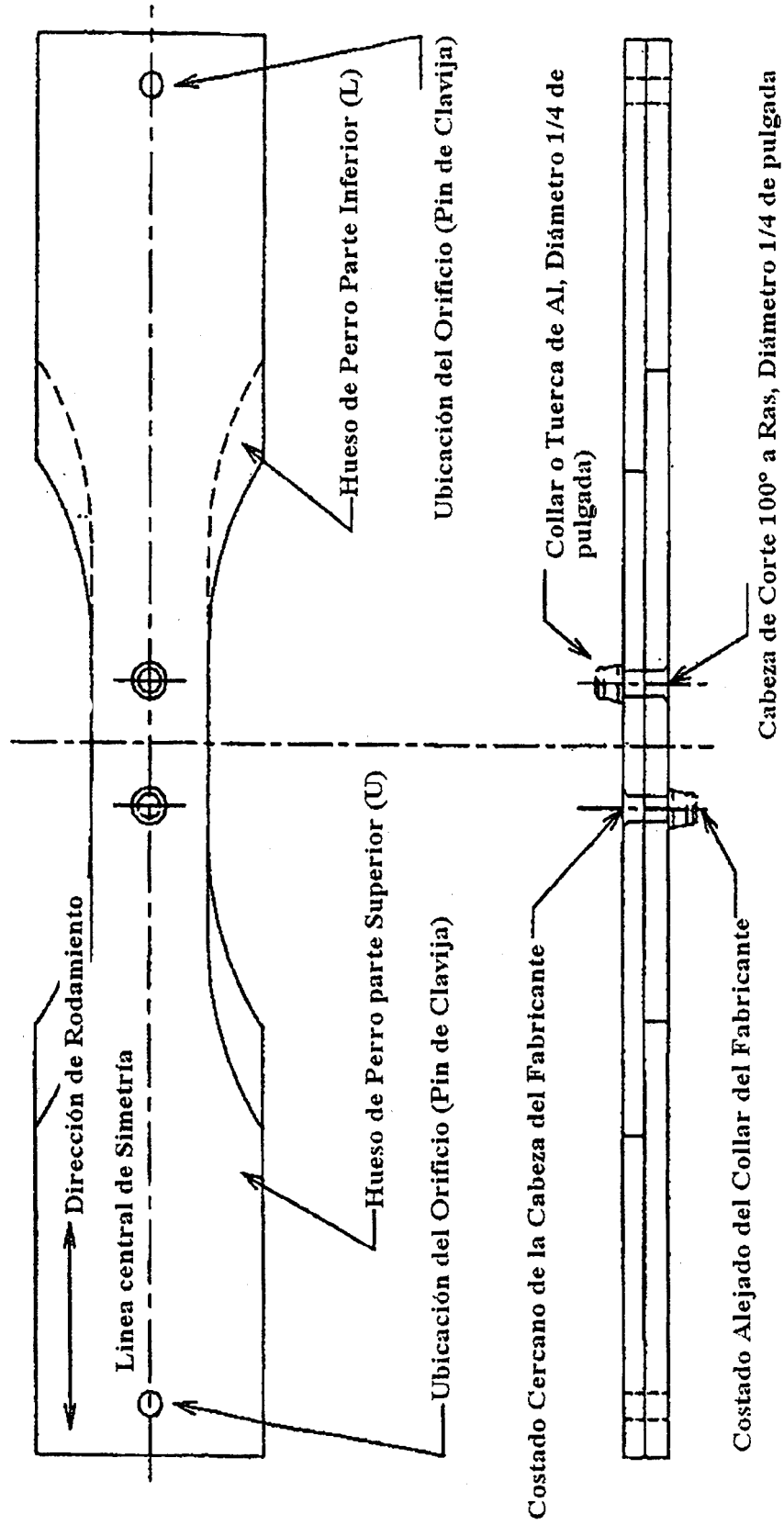
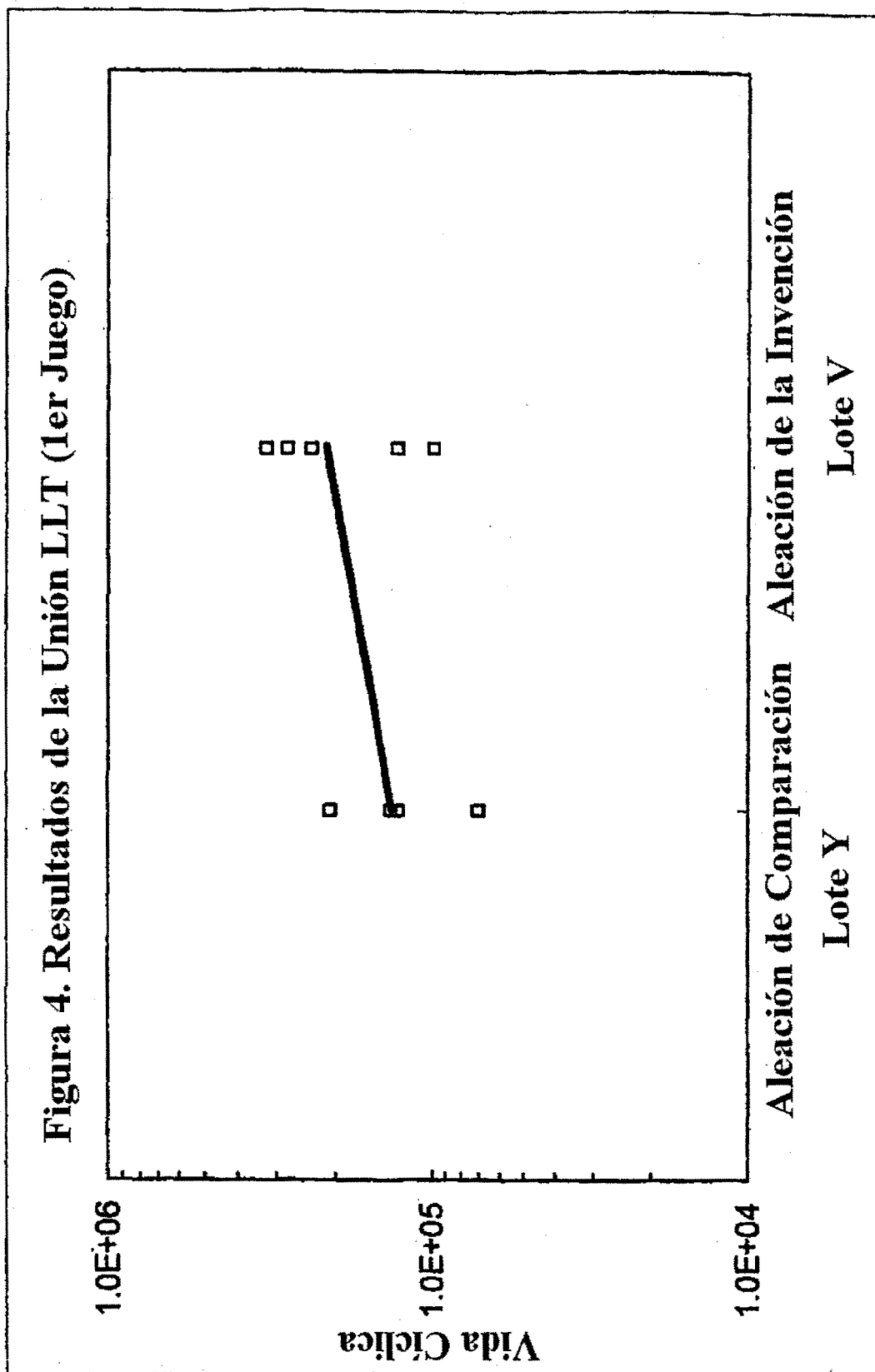


Figura 3. Esquema del Diseño de Unión LLT (Hueso de Perro Doble Invertido)





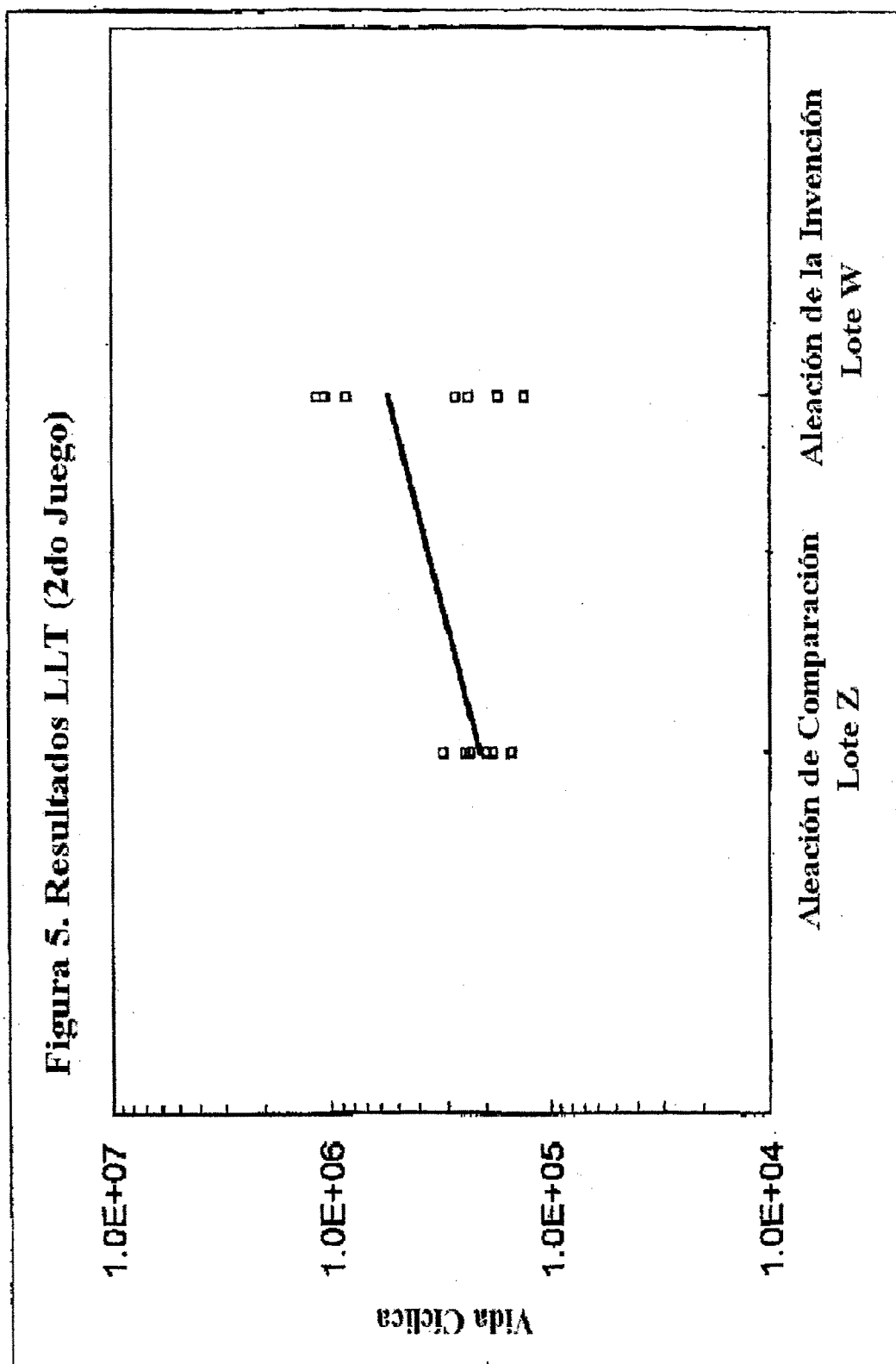


Figura 6. Resultados LLT (3er Juego)

