

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 674 320**

51 Int. Cl.:

B64F 5/40

(2007.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **29.03.2012** E 12162261 (7)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **30.05.2018** EP 2644510

54 Título: **Método para el tratamiento de estructuras de aeronaves**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
28.06.2018

73 Titular/es:

RUAG AUSTRALIA PTY LTD (100.0%)
836 Mountain Highway
Bayswater, Victoria 3153, AU

72 Inventor/es:

MATTHEWS, NEIL y
JONES, RHYS

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 674 320 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

Método para el tratamiento de estructuras de aeronaves

Campo de la invención

5 La invención presente se refiere al campo de la fabricación y reparación de aeronaves; y también al mantenimiento preventivo de las aeronaves. En particular, la invención se refiere a la prevención de debilidades estructurales y a la degradación ambiental de los fuselajes de aeronaves y de otras estructuras.

Antecedentes de la invención

10 Los fuselajes de muchas aeronaves constan de miembros de bastidor circunferenciales, largueros longitudinales y un revestimiento delgado, todos hechos de aluminio ligero. Esta construcción permite un equilibrio entre las propiedades de vuelo y el peso.

Las chapas de aluminio que forman el revestimiento están conectadas entre sí como juntas de solape por dos o tres hileras de remaches. Posteriormente, el revestimiento exterior es avellanado en cada punto de remache para que la cabeza del remache quede a tope con el revestimiento, lo que da lugar a óptimas propiedades aerodinámicas.

15 Cuando el revestimiento está sometido a los esfuerzos de la operación normal, particularmente en aeronaves comerciales presurizadas, se pueden producir daños por fatiga en las chapas metálicas y especialmente en lugares de alta concentración de esfuerzos alrededor de los sujetadores. El problema se ve agravado por la entrada de elementos ambientales que causan grietas en las juntas. El crecimiento de las grietas, si no se detecta, puede conducir a un fallo catastrófico, como en el caso del Vuelo 243 de Aloha Airlines en 1988. Cuando el avión alcanzó su altitud normal de vuelo de 7.300 m (24.000 pies), una pequeña sección del lado izquierdo del techo se rompió. La descompresión explosiva resultante arrancó una gran sección del techo, que consistía en toda la mitad superior de la cubierta del avión, y que se extendió desde justo detrás de la cabina hasta la zona delantera del ala. Posteriormente se descubrió que el incidente fue causado por la presencia de múltiples grietas pequeñas que surgieron como resultado de la degradación ambiental de la junta situada detrás de la puerta del pasajero del lado izquierdo del acceso delantero. Este fenómeno se ha denominado posteriormente "daño en múltiples sitios" (msd). Desde el incidente de Aloha, se ha ordenado a los operadores de aeronaves que verifiquen regularmente la presencia de grietas y el msd en el revestimiento del fuselaje. Para identificar la presencia de grietas antes de que alcancen longitudes críticas, se utilizan varias técnicas de inspección.

20 Aunque la inspección visual es una parte importante del proceso de detección, muchas grietas iniciales naturales son simplemente demasiado pequeñas para ser vistas o detectadas. Para ayudar en la detección de estas grietas pequeñas y ocultas, se utilizan métodos de inspección no destructiva (NDI). Los métodos NDI pueden ser usados también para detectar grietas que se encuentran bajo la pintura y detectar zonas de corrosión entre las capas del revestimiento. Algunos de los métodos más comunes de la NDI usados en la detección de grietas en el fuselaje de aeronaves son los métodos de ultrasonidos y corrientes de Foucault. Estos métodos no pueden detectar todas las grietas y son particularmente deficientes en la detección de pequeños defectos que ocurren naturalmente.

35 Después del accidente del Vuelo 243 de Aloha Airlines, se requirió que todos los 737 con más de 50.000 ciclos tuvieran juntas de solapa reforzadas con parches de chapa exterior. Esta modificación es costosa y necesita alrededor de 15.000 horas/hombre.

40 Además, en abril de 2011, una junta de solape del fuselaje de un avión de Southwest Airlines, un Boeing 737-300, abrió un agujero de aproximadamente 457 mm (18 pulgadas) en el techo que hizo que se tuvieran que inmovilizar en tierra 79 de sus aviones Boeing 737 más antiguos para ser inspeccionados [38, 39]. Esto dio lugar a la cancelación de casi 700 vuelos [38, 39]. En estas inspecciones, se encontraron grietas en cuatro aeronaves de Southwest, [38] lo que hizo que la FAA de los Estados Unidos (Federal Aviation Administration) ordenara la inspección de 175 aviones 737 que habían volado más de 35.000 ciclos. Hay más de 931 aviones similares en todo el mundo. El problema no se limita a los aviones 737 y 727. El 26 de octubre de 2010, un avión B-757-200 de American Airlines se vio obligado a aterrizar en el Aeropuerto Internacional de Miami debido a una súbita descompresión provocada por grietas en una junta del fuselaje. Este avión había volado menos de 23.000 ciclos. Esto condujo al descubrimiento de grietas en otros aviones 757 y a una directiva de aeronavegabilidad de la FAA de enero de 2011 [40] que ordena la inspección de todos los aviones 757-200 y 757-300.

50 La degradación ambiental y la posterior iniciación y progresión de grietas no sólo son importantes para las líneas aéreas comerciales. Las aeronaves militares, particularmente las de edad avanzada, pueden desarrollar también degradación ambiental y agrietamiento en los orificios de los sujetadores. Debido a que los militares tratan de mantener su flota en estado de vuelo durante períodos de tiempo más largos, se están desarrollando métodos adicionales de prevención, inspección y mitigación para evitar tanto la degradación ambiental como los fallos catastróficos.

55 Cuando se descubren grietas, generalmente se reparan mediante la aplicación de parches de chapa metálica exterior. Pero, éste es un proceso costoso y lento. Un problema adicional es que la aplicación de parches puede

iniciar realmente una debilidad en la estructura subyacente. Dichas grietas indetectadas e indetectables pueden comprometer la seguridad del revestimiento del fuselaje/ala. Estas reparaciones pueden hacer también que la estructura se vuelva excesivamente rígida localmente y cause un fallo catastrófico del revestimiento del fuselaje/ala como resultado de una grieta que va de reparación en reparación.

5 Se han desarrollado reparaciones con uniones exteriores de material compuesto para hacer frente a este problema. Sin embargo, estas reparaciones no impiden la entrada de humedad y, por tanto, no alivian la degradación ambiental de la estructura. Además, para garantizar una unión duradera, la estructura debe calentarse aproximadamente a 120°C. Además, las reparaciones unidas con materiales compuestos no se pueden utilizar en regiones que tienen un radio de curvatura reducido.

10 Se pueden encontrar ejemplos de reparaciones realizadas, entre otras, mediante deposición supersónica de partículas (SPD) en las referencias citadas al final de esta descripción, y más particularmente en el artículo de R. Jones et al. titulado "On the use of supersonic particle deposition to restore the structural integrity of damaged aircraft structure" (véase la siguiente URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0142112311000892>). Es un objetivo de la invención presente superar o aliviar un problema de la técnica anterior proporcionando un método para evitar una debilidad estructural de una estructura de aeronave. Un aspecto adicional de la invención presente es superar o aliviar un problema de la técnica anterior proporcionando un método para evitar la degradación ambiental de una estructura de aeronave.

15 La exposición de documentos, actas, materiales, dispositivos, artículos y similares se incluye en esta memoria descriptiva únicamente con el fin de proporcionar un contexto para la invención presente. No se sugiere o representa que alguna o todas estas materias formen parte de la base de la técnica anterior o que sean conocimientos generales comunes en el campo relevante de la invención presente tal como existía antes de la fecha de prioridad de cada reivindicación provisional de esta solicitud.

Compendio de la invención

25 En un primer aspecto, la invención presente proporciona un método para prevenir o inhibir el inicio de una debilidad estructural de una junta estructural o de una reparación remachada de una aeronave según la reivindicación 1, en donde la unión de una pluralidad de partículas a la estructura se consigue mediante un proceso de pulverización en frío. En una realización, el método tiene como objeto evitar la entrada de un elemento ambiental en una junta estructural o en una reparación remachada de una aeronave. En un segundo aspecto, la invención presente proporciona una junta estructural o una reparación remachada de una aeronave según la reivindicación 9. En una realización, la capa puede evitar la entrada de un elemento ambiental en la junta estructural o en la reparación remachada de la aeronave. En una realización de la estructura, la capa metálica sustancialmente continua es depositada sobre la superficie de la estructura de la aeronave mediante un método según se describe en esta memoria.

30 En una realización del método o estructura, al menos una proporción de, o sustancialmente todas, las partículas son partículas metálicas.

En una realización del método o estructura, la unión no implica la disolución o fusión de las partículas.

En una realización del método o estructura, la unión mediante un proceso de pulverización en frío según la invención se consigue preferiblemente mediante deposición supersónica de partículas. En una realización del método o de la estructura, la capa sustancialmente continua tiene al menos aproximadamente 0,05 mm.

35 En una realización del método o de la estructura, la capa sustancialmente continua tiene una profundidad sustancialmente uniforme a través de la superficie de aplicación.

40 En una realización del método o de la estructura, la estructura de la aeronave es un componente del fuselaje, tal como una chapa metálica, y puede ser una junta de solape. Cuando la estructura es una junta de solape, la capa sustancialmente continua no se extiende para cubrir una unión entre el extremo libre de un componente de la chapa de la junta de solape.

45 En una realización, la debilidad estructural es una grieta.

Descripción breve de los dibujos

La Figura 1 es un diagrama que muestra la geometría de un panel con muescas de borde, que es una probeta de ensayo 2024T3. El material es: Aleación de aluminio 2024T3 AlClad 350 mm x 100 mm x 1,27 mm (0.050").

50 La Figura 2 es un diagrama que muestra la geometría del panel de la Figura 1 con un duplicador de SPD.

La Figura 3 es una fotografía de una vista en planta de un panel de ensayo 2024T3 con duplicador de SPD.

La Figura 4 es una imagen térmica de infrarrojos que muestra los esfuerzos en un duplicador SPD a 11.100 ciclos (en unidades MPa).

ES 2 674 320 T3

- La Figura 5 es una imagen térmica de infrarrojos que muestra los esfuerzos es un duplicador de SPD a 56.100 ciclos (en unidades MPa).
- La Figura 6 es un gráfico que muestra los historiales de crecimiento de las grietas en ensayos SENT.
- 5 La Figura 7 es un diagrama que muestra la situación de una reparación de una tira de SPD en una probeta de ensayo 2024T3.
- La Figura 8 es una fotografía que muestra una sección transversal de una tira de SPD.
- La Figura 9 es una imagen térmica de infrarrojos que muestra el campo de esfuerzos en el revestimiento y la tira de SPD (en unidades MPa).
- 10 La Figura 10 es una imagen térmica de infrarrojos que muestra los esfuerzos de una SPD a 3.000 ciclos (en unidades MPa).
- La Figura 11 es una imagen térmica de infrarrojos que muestra los esfuerzos de una SPD a 33.000 ciclos (en unidades MPa).
- La Figura 12 es una imagen térmica de infrarrojos que muestra los esfuerzos de una SPD a 35.500 ciclos (en unidades MPa).
- 15 La Figura 13 es una imagen térmica de infrarrojos que muestra la energía disipada a 33.500 ciclos (en unidades MPa).
- La Figura 14 es un gráfico que muestra los historiales de la longitud de la grieta medida con y sin un parche SPD.
- La Figura 15 es un gráfico que muestra los historiales de la longitud de las grietas medidas y predichas para la probeta SENT con un parche SPD.
- 20 La Figura 16 es un diagrama que muestra la configuración de reparación: (a) en vista en planta, (b) en sección transversal a lo largo de la línea central, es decir, $x = 0$.
- La Figura 17 muestra dos imágenes de (a) Cu (brillante) sobre un sustrato de Al, desde [22], y (b) AlZn sobre un sustrato de Al, desde [23].
- La Figura 18 es un diagrama esquemático que muestra los esfuerzos usados para determinar K.
- 25 La Figura 19 es un diagrama de una retícula de elemento finito típica de la estructura agrietada y la reparación de SPD asociada. La grieta en la estructura de base (placa) se muestra con un color diferente a la SPD y al resto de la placa agrietada.
- La Figura 20 es una fotografía que muestra dos tiras de SPD a cada lado de una grieta central de 20 mm de longitud en un panel reforzado con nervaduras.
- 30 La Figura 21 es una fotografía de una superficie deslaminada de una tira SPD (A), que tenía 20 mm de ancho, mostrando situaciones donde se midieron las dimensiones fractales
- La Figura 22 es una fotografía de una superficie deslaminada de una tira SPD (B), que tenía 20 mm de ancho, mostrando las situaciones donde se midieron las dimensiones fractales
- La Figura 24 es un diagrama esquemático de una muestra de junta de solape del fuselaje.
- La Figura 25 es la especificación de la aplicación SPD.
- 35 La Figura 26 muestra los esfuerzos, en MPa, en las hileras críticas de los sujetadores de una muestra de referencia.
- La Figura 27 muestra los esfuerzos, en MPa, antes de la unión.
- La Figura 28 muestra los esfuerzos, en MPa, en la junta después de aproximadamente 6.500 ciclos (Referencia sin una SPD).
- La Figura 29 muestra los esfuerzos, en MPa, aproximadamente a 29.000 ciclos (Referencia sin una SPD).
- 40 La Figura 30 muestra los esfuerzos en la SPD sobre los sujetadores a 92.000 ciclos (Panel de ensayo 1).
- La Figura 31 muestra los esfuerzos, en MPa, en la muestra de la junta de solape a 18.000 ciclos (Panel de ensayo 2).
- La Figura 32 muestra los esfuerzos, en MPa, en la muestra de la junta de solape a 48.000 ciclos (Panel de ensayo 2).

Descripción detallada de la invención

5 Cuando a lo largo de esta memoria descriptiva se hace referencia a "una realización" quiere decir que una característica, estructura o propiedad particular descrita en conexión con la realización está incluida al menos en una realización de la invención presente. Por tanto, la aparición de la frase "en una realización" en varios lugares a lo largo de esta memoria descriptiva no necesariamente se refiere a la misma realización, aunque puede hacerlo. Además, las características, estructuras o propiedades particulares pueden ser combinadas de cualquier manera adecuada, como resultará evidente para una persona experta en la técnica a partir de esta descripción, en una o más realizaciones si quedan dentro del alcance de la invención tal como se define en las reivindicaciones. De manera similar, debe apreciarse que en la descripción de realizaciones ejemplares de la invención, varias características de la invención están a veces agrupadas en una única realización, Figura o descripción de la misma con el fin de simplificar la descripción y ayudar a comprender uno o más de los aspectos mencionados anteriormente. Sin embargo, este método de descripción no debe ser interpretado como que refleja la intención de que la invención reivindicada requiera más características de las que se mencionan expresamente en cada reivindicación. Por el contrario, como reflejan las siguientes reivindicaciones, los aspectos inventivos pueden no estar presentes en todas las características de una única realización descrita anteriormente. Por tanto, las reivindicaciones que siguen a la descripción detallada están expresamente incorporadas en esta descripción detallada y sirven para definir el alcance de esta invención.

10 En la descripción proporcionada en esta memoria, se exponen numerosos detalles específicos. Sin embargo, debe entenderse que las realizaciones de la invención pueden ser practicadas sin estos detalles específicos. En otros casos, los métodos, estructuras y técnicas bien conocidas no se muestran en detalle para no oscurecer la comprensión de esta descripción.

15 En las reivindicaciones siguientes y en la descripción de esta memoria, cualquiera de las expresiones "que comprende", "compuesto por" es una expresión abierta que significa que incluye al menos los elementos/características que siguen a continuación, pero que no excluye a otros. Por tanto, la expresión que comprende, cuando es usada en las reivindicaciones, no debe ser interpretada como limitadora de los medios o elementos o pasos enumerados a continuación. Por ejemplo, el alcance de la expresión de un método que comprende el paso A y el paso B no debe estar limitada a métodos que consisten únicamente en los métodos A y B. Cualquiera de las expresiones "incluido" o "la cual incluye" o "que incluye" según es usada en esta memoria es también una expresión abierta que significa además que incluye al menos los elementos/características que siguen a la expresión, pero no excluye otros. Por tanto, "incluir" es sinónimo de y significa "comprender".

20 En un primer aspecto, la invención presente proporciona un método según la reivindicación 1. En algunas realizaciones de la estructura, el método es para (además de para la aplicación citada anteriormente), impedir la entrada de un elemento ambiental en una junta estructural o de una reparación remachada de una aeronave. Las realizaciones que se ajustan a la solicitud mencionada anteriormente son particularmente ventajosas dadas las ventajas significativas que proporcionan respecto a la vida extendida de las estructuras de la aeronave. Según esto, una forma preferida del método proporciona que el método sea para prevenir o inhibir el inicio de una debilidad estructural de una junta estructural o de una reparación remachada de una aeronave y prevenir la entrada de un elemento ambiental. El propietario de la patente ha descubierto que la deposición de una capa sustancialmente continua de partículas sobre una zona con debilidad estructural (o debilidad estructural potencial) tiene un efecto positivo sobre la integridad estructural presente o futura de la estructura de la aeronave. Se ha demostrado también que la capa puede sellar un sustrato contra la entrada de elementos ambientales, que pueden conducir al desarrollo de una debilidad estructural. Se ha demostrado que la deposición de una capa sustancialmente continua sella juntas, incluyendo reparaciones mecánicas contra la entrada de elementos ambientales tales como agua, sales, aire, lluvia ácida y similares. Por tanto, la aplicación de la capa sustancialmente continua según la invención tiene un resultado preventivo así como restaurador.

25 Tal según se usa en la memoria presente, la expresión "reparación" no pretende ser interpretada de manera estricta para significar que la estructura debe ser devuelta precisamente a su estado original. Se pretende que en algunas realizaciones, la estructura pueda ser devuelta a una proporción de su resistencia estructural original, o de hecho, o a un múltiplo de su resistencia original.

30 La expresión "prevenir" no está destinada a estar limitada a circunstancias en las que se previene completamente el inicio de una debilidad estructural. El inicio de la debilidad puede retrasarse en el tiempo o manifestarse como una debilidad inicialmente menos grave.

La expresión "inhibir" no pretende significar que la progresión de la debilidad estructural esté completamente inhibida. Puede significar que la progresión es retrasada, o que progresa hacia una debilidad menos grave.

35 La expresión "debilidad estructural" pretende significar cualquier debilidad de la estructura (o de cualquier parte de la estructura cuando la estructura tiene múltiples partes) que altera la capacidad de la estructura para permanecer íntegra tras la aplicación de una fuerza. En el contexto de la invención presente, una debilidad estructural incluye una grieta, una división, una curvatura, una deformación, una rotura o un daño ocasionado por la exposición a un elemento ambiental de una estructura de aeronave durante el servicio. No incluye ninguna debilidad infligida

deliberadamente a una estructura, ni la expresión pretende incluir ninguna alteración de la geometría de una estructura tal como la que puede ser ocasionada a un componente de una caja de engranajes, o a un componente del motor, por ejemplo.

5 Aunque el paso de unión puede implicar la disolución y/o fusión de las partículas (tal como la implicada en los revestimientos por pulverización térmica de combustible de oxígeno a alta velocidad o a baja velocidad), las realizaciones preferidas del método no implican la disolución o fusión de las partículas. En una realización del método, el paso de unir la pluralidad de partículas se realiza por unión directa al sustrato (y también una a otra) mediante la liberación de la energía cinética de las partículas. Las partículas pueden adquirir la energía cinética por cualquier medio, pero la energía se adquiere típicamente acelerando las partículas a alta velocidad hacia el sustrato. Al impactar con el sustrato, las partículas se deforman (típicamente se aplanan) y forman una estructura consolidada de hasta varios centímetros de espesor.

15 El impacto de las partículas con una superficie sólida a velocidad suficiente causa una deformación plástica y una unión con el material subyacente sin la creación de zonas afectadas por el calor que son típicas de otros procesos de deposición y que son indeseables en muchas aplicaciones estructurales. La unión es el resultado de un alto grado de deformación y de inestabilidades de cizalladura adiabática y de la interfaz de la unión. Las ventajas específicas de esta tecnología incluyen, pero no están limitadas a las siguientes:

- a. La SPD produce una unión excelente con el sustrato.
- b. La SPD puede ser usada para crear casi cualquier espesor requerido.
- 20 c. La SPD produce revestimientos con muy pocos defectos, reutilizables para la recuperación de superficies erosionadas y la aplicación de un revestimiento resistente al desgaste. (La SPD permite la reutilización continua del material de base).
- d. Se puede aplicar para recuperar la geometría dañada sin afectar adversamente al sustrato (sin distorsión, ni zonas afectadas por el calor, ni por fragilidad).
- 25 e. Los ensayos iniciales han demostrado que se puede usar para mejorar la integridad estructural mediante el fortalecimiento local que puede reducir el inicio de grietas o la propagación de grietas.
- f. La SPD puede ser usada para sellar una junta y una reparación remachada contra la entrada de elementos ambientales, lo que alivia la degradación ambiental de la estructura.
- 30 g. Se consigue una reducción significativa de riesgos para la salud y la seguridad ocupacional asociados a una serie de revestimientos aplicados en servicio actuales (por ejemplo, compuestos que contienen cadmio y cromo hexavalente). Tales realizaciones del método son operativas a temperaturas inferiores al punto de fusión de la partícula usada en el método. En algunas realizaciones, el método es operativo a una temperatura de menos del 90%, 80%, 70%, 60%, 50%, 40%, 30%, 20%, 10%, 9%, 8%, 7%, 6%, 5%, 4%, 3%, 2% o 1% del punto de fusión de la partícula.

35 Un método particularmente útil para unir partículas (y partículas metálicas en particular) a la estructura de la aeronave es un método de pulverización en frío. Los métodos de pulverización en frío son conocidos en la técnica, y se caracterizan por la aplicación de partículas a un sustrato a temperaturas inferiores al punto de fusión de las partículas. Según se usa en la memoria presente, la expresión "pulverización en frío" pretende incluir cualquier proceso de revestimiento que utilice un chorro de gas a alta velocidad para acelerar una pluralidad de partículas hacia un sustrato en el que las partículas se consolidan al impactar. En muchos casos, el proceso se realiza a una temperatura que es sustancialmente menor que el punto de fusión de la partícula.

40 La expresión "pulverización en frío" ha sido usada para describir este proceso debido a las temperaturas relativamente bajas de la corriente de gas expandido que sale de la tobera de pulverización. Después de salir de la tobera, las partículas impactan contra un sustrato, donde las partículas sólidas se deforman y crean una unión con el sustrato. Conforme el proceso continúa, las partículas continúan impactando y formando uniones con el material previamente consolidado, dando lugar a un depósito uniforme con muy poca porosidad y a una unión de alta resistencia.

45 Dado que la unión del polvo al sustrato, así como la cohesión del material depositado, se realiza en estado sólido a bajas temperaturas, las características del material pulverizado en frío son ventajosas en el contexto de la invención presente. Debido a que la oxidación de partículas así como los esfuerzos de tracción perjudiciales que ocurren durante la contracción térmica se minimizan, el proceso de pulverización en frío tiene la capacidad de producir materiales con una fuerza de unión comparativamente superior al sustrato y una mayor resistencia cohesiva.

50 Los ejemplos de esta memoria demuestran que los rendimientos a la fatiga de las estructuras metálicas agrietadas que tienen una capa metálica aplicada por pulverización en frío bajo una carga de amplitud constante mejoran significativamente respecto a las estructuras no tratadas. Los datos experimentales demuestran que las probetas de referencia acumularon daños más rápidamente y que el crecimiento de grietas es significativamente mayor que en

55

- los paneles tratados correspondientes. En la mayoría de los casos de ensayo, los paneles tratados con la SPD mostraron pocas muestras de daño/crecimiento de grietas. Se realizó una predicción del rendimiento de fatiga de un cupón de muesca de borde único tratado utilizando valores de SIF calculados mediante un análisis aproximado y el historial de la longitud de grieta resultante concuerda con los datos experimentales. Las soluciones de funciones de peso para reparaciones de paneles agrietados centrales también han sido desarrolladas y validadas por medio de análisis tridimensionales de elementos finitos.
- En algunas realizaciones del método, la capa sustancialmente continua es formada exponiendo la estructura a un chorro de alta velocidad (típicamente entre 300 y 1200 m/s) de partículas en fase sólida, que han sido aceleradas mediante un flujo de gas supersónico, típicamente nitrógeno o helio, a una temperatura que puede variar entre aproximadamente 400 y 900°C.
- Los procesos de pulverización en frío son conocidos por nombres alternativos, incluida la deposición supersónica de partículas (SPD); pulverización dinámica de alta velocidad de deposición de polvo, pulverización cinética y metalización de energía cinética.
- La invención presente es un punto de partida significativo respecto a los usos aceptados en la tecnología de pulverización en frío. Anteriormente, el método ha sido usado como revestimiento, al igual que en la pintura, o para restaurar geometrías de piezas desgastadas. El uso de un proceso que da como resultado una estructura de aeronave que tiene características estructurales mejoradas es un avance en la técnica, que proporciona ventajas económicas y de seguridad.
- En una realización, el proceso de pulverización en frío es un proceso de pulverización en frío a baja presión que comprende inyectar la pluralidad de partículas en la sección divergente de la tobera de pulverización a partir de un suministro de gas a baja presión.
- En una pulverización fría a baja presión, aire o nitrógeno a una presión relativamente baja de aproximadamente - 0,55 a 0,97 MPa (80 - 140 psi) – es también precalentado, hasta 550°C, y luego es forzado a través de una tobera DeLaval. En el lado divergente de la tobera, el gas calentado es acelerado aproximadamente a 600 m/s. La materia prima en polvo es introducida aguas abajo en la sección divergente y es acelerada hacia el sustrato. Conforme la aplicabilidad de la tecnología de pulverización en frío se está expandiendo a sectores de aplicación nuevos y únicos, se ha introducido en el mercado un número creciente de sistemas de pulverización en frío listos para ser usados, que están disponibles comercialmente.
- En la pulverización en frío a alta presión, helio o nitrógeno a alta presión, hasta aproximadamente 6,89 MPa (1.000 psi), es precalentado (hasta 1.000°C) y luego es forzado a través de una tobera DeLaval convergente-divergente. En la tobera, la expansión del gas convierte la entalpía en energía cinética, lo que acelera el flujo de gas a régimen supersónico a 1.000 m/s, mientras reduce su temperatura. La materia prima en polvo es introducida axialmente en la corriente de gas, antes de la garganta de la tobera. Las partículas sólidas aceleradas impactan contra el sustrato con suficiente energía cinética para inducir la unión mecánica y/o metalúrgica.
- Las personas expertas en la materia apreciarán que tanto los procesos de pulverización en frío a alta presión como a baja presión pueden ser operables en el contexto de la invención presente.
- De mayor relevancia que la presión por sí misma es la velocidad a la que las partículas son impulsadas hacia el sustrato. La presión es un parámetro que influye en la velocidad, sin embargo, otros factores como el tamaño de la partícula y el peso de la partícula producen su efecto. Típicamente, el proceso es operado de tal manera que las partículas son impulsadas a o exceden una velocidad mínima que es suficiente para proporcionar la adhesión de las partículas y/o proporciona una porosidad aceptable al revestimiento resultante, y/o proporciona una eficiencia de deposición aceptable.
- Sin embargo, la velocidad no debe ser tan alta que dañe el sustrato, o provoque la desviación de cantidades significativas de partículas fuera del sustrato o de la capa de partículas de la construcción.
- Las velocidades preferidas para una aplicación dada varían según el tipo de polvo. Para algunos polvos, una unidad de baja presión genera una velocidad suficiente para conseguir la adhesión, porosidad o eficiencia de deposición requerida. Para el polvo de aluminio (que es la especie de partícula preferida en el método presente), un sistema de baja presión puede alcanzar el resultado deseado si se opera en sus límites superiores. Sin embargo, es más típico que se use una unidad de alta presión en los métodos presentes.
- Las personas expertas en la materia pueden adaptar un método de pulverización en frío para que sea operable en el contexto de los métodos presentes. Por ejemplo, cuando se requiere una dureza particular de la capa metálica consolidada, los modelos de impacto de partículas relativamente simples aplicados a modelos empíricos para esfuerzo de flujo y dureza pueden dar lugar a predicciones útiles de la dureza resultante de una deposición metálica en polvo por pulverización en frío. En particular, se hace referencia al modelado de Champagne et al (Modeling Simul. Mater. Sci. Eng. 18 (2010) 065011 (8pp)). Estos autores muestran que el endurecimiento por esfuerzos de deformación de los depósitos pulverizados en frío es el resultado del aplanamiento de las partículas conforme impactan y se unen a la superficie. La velocidad de impacto de las partículas es el parámetro principal controlado en

el proceso de pulverización en frío, en el que la velocidad de las partículas y las propiedades del material determinan el aplanamiento de las partículas.

5 Un modelo constitutivo usado frecuentemente para la deformación a alta velocidad es el de Johnson y Cook [5]. Este modelo incluye endurecimiento por deformación, endurecimiento por la velocidad de deformación y efectos de reblandecimiento térmico durante la deformación.

Diversas variables pueden ser manipuladas rutinariamente para conseguir un resultado deseado para una aplicación particular. Si bien no necesariamente se deben considerar todas las variables para conseguir un resultado deseado, se puede considerar que algunas de ellas incluyen los siguientes parámetros no limitadores:

a. Material de sustrato

10 i. Tipo

ii. Condición

iii. Acabado de la superficie

b. Polvo

i. Tipo de material

15 ii. Condición del material

iii. Tamaño

iv. Forma

c. Tobera de aplicación

i. Tipo de material

20 ii. Forma de la tobera

d. Gas portador

i. Tipo

e. Parámetros de deposición

i. Presión de entrada del gas

25 ii. Temperatura de expansión del gas

iii. Velocidades del flujo de deposición

iv. Velocidades de transición de la deposición

30 Las partículas pueden comprender una sola especie de partícula o múltiples especies. La pluralidad de partículas puede ser de partículas metálicas, partículas de polímero o partículas de materiales compuestos. Para aplicaciones relacionadas con aeronaves, las partículas son típicamente partículas metálicas fabricadas a partir de cualquier metal elemental o aleado, que incluye (pero no están limitadas a) aluminio, zinc, estaño, cobre, níquel, titanio, tántalo, cobalto, hierro, niobio, molibdeno y tungsteno. Preferiblemente, las partículas metálicas son partículas de aluminio. Las partículas se utilizan típicamente en forma de un polvo disponible comercialmente, que generalmente varía de tamaño desde aproximadamente 5 hasta aproximadamente 100µm.

35 La elección de la partícula está dentro de las capacidades de los expertos en la técnica. Generalmente, la composición de la partícula es la misma que la del material del sustrato.

40 En una realización del método, la capa sustancialmente continua es sustancialmente densa y/o sustancialmente impermeable a un líquido, que incluye agua, cualquier disolvente polar o cualquier disolvente no polar. Una ventaja de tales capas es que el clima está excluido de cualquier superficie subyacente que normalmente sería propensa a la corrosión, lo que mejora la vida operativa de la aeronave.

45 El método puede ser realizado de manera que se cree una capa sustancialmente continua de partículas de cualquier profundidad. Una persona experta en la materia podrá evaluar una profundidad mínima requerida para cualquier resultado estructural dado requerido. Por ejemplo, cuando la debilidad estructural es menor o la estructura de la aeronave no es un componente crítico, se puede implementar una profundidad menor. Por el contrario, se puede indicar una mayor profundidad donde la estructura tiene un daño significativo, o donde la estructura tiene un daño

menor, pero se espera que esté expuesta a grandes esfuerzos durante la operación.

5 En algunas realizaciones, el método está adaptado a depositar una capa sustancialmente continua que tiene una profundidad de al menos aproximadamente 0,1 mm, 0,2 mm, 0,3 mm, 0,4 mm, 0,5 mm, 0,6 mm, 0,7 mm, 0,8 mm, 0,9 mm, 1,0 mm, 1.1 mm, 1.2 mm, 1.3 mm, 1.4 mm, 1.5 mm, 1.6 mm, 1.7 mm, 1.8 mm, 1.9 mm, 2,0 mm, 2,1 mm, 2,2 mm, 2,3 mm, 2,4 mm, 2,5 mm, 2,6 mm, 2,7 mm, 2,8 mm, 2,9 mm, 3,0 mm, 3,1 mm, 3,2 mm, 3,3 mm, 3,4 mm, 3,5 mm, 3,6 mm, 3,7 mm, 3,8 mm, 3,9 mm, 4,0 mm, 4,1 mm, 4,2 mm, 4,3 mm, 4,4 mm, 4,5 mm, 4,6 mm, 4,7 mm, 4,8 mm, 4,9 mm, 5,0 mm, 5,5 mm, 6,0 mm, 6,5 mm, 7,0 mm, 7,5 mm, 8,0 mm, 8,5 mm, 9,0 mm, 9,5 mm, 10 mm, 11 mm, 12 mm, 13 mm, 14 mm, 15 mm, 16 mm, 17 mm, 18 mm, 19 mm, 20 mm, 21 mm, 22 mm, 23 mm, 24 mm, 25 mm, 26 mm, 27 mm, 28 mm, 29 mm, 30 mm. Preferiblemente, la capa sustancialmente continua tiene una profundidad de al menos aproximadamente 0,05 mm. A esta profundidad, una capa depositada por la SPD puede alcanzar uno de los objetivos de (i) prevenir o inhibir el inicio de una debilidad estructural y (ii) prevenir la entrada de un elemento ambiental. Para aplicaciones típicas de aeronaves, la capa sustancialmente continua tiene una profundidad de aproximadamente 0,2 mm hasta aproximadamente 4 mm. Las profundidades de al menos aproximadamente 0,2 mm tienen una mayor utilidad para los aspectos estructurales de la invención.

15 En algunas realizaciones, el método está adaptado a depositar una capa sustancialmente continua con una profundidad de un máximo de aproximadamente 0,1 mm, 0,2 mm, 0,3 mm, 0,4 mm, 0,5 mm, 0,6 mm, 0,7 mm, 0,8 mm, 0,9 mm, 1,0 mm, 1.1 mm, 1.2 mm, 1.3 mm, 1.4 mm, 1.5 mm, 1.6 mm, 1.7 mm, 1.8 mm, 1.9 mm, 2,0 mm, 2,1 mm, 2,2 mm, 2,3 mm, 2,4 mm, 2,5 mm, 2,6 mm, 2,7 mm, 2,8 mm, 2,9 mm, 3,0 mm, 3,1 mm, 3,2 mm, 3,3 mm, 3,4 mm, 3,5 mm, 3,6 mm, 3,7 mm, 3,8 mm, 3,9 mm, 4,0 mm, 4,1 mm, 4,2 mm, 4,3 mm, 4,4 mm, 4,5 mm, 4,6 mm, 4,7 mm, 4,8 mm, 4,9 mm, 5,0 mm, 5,5 mm, 6,0 mm, 6,5 mm, 7,0 mm, 7,5 mm, 8,0 mm, 8,5 mm, 9,0 mm, 9,5 mm, 10 mm, 11 mm, 12 mm, 13 mm, 14 mm, 15 mm, 16 mm, 17 mm, 18 mm, 19 mm, 20 mm, 21 mm, 22 mm, 23 mm, 24 mm, 25 mm, 26 mm, 27 mm, 28 mm, 29 mm o 30 mm.

20 Resultará evidente que la profundidad de la capa puede ser ajustada acumulando capas de partículas durante el transcurso del método. En algunas realizaciones, la capa sustancialmente continua tiene una profundidad sustancialmente uniforme a través de la superficie de aplicación.

25 En una realización del método, la estructura de la aeronave comprende una parte única. El componente puede ser cualquier parte de una aeronave para el que la integridad estructural es importante, tal como un componente del fuselaje. En una realización preferida del método, el componente es una chapa metálica que forma el "revestimiento" del fuselaje; un capó del motor, o un control de vuelo como un ala (incluyendo un flap, alerón, spoiler o aleta), cola (incluyendo un timón, elevador o estabilizador). Los componentes de chapa metálica son delgados, relativamente flexibles y son particularmente propensos a la fatiga y al agrietamiento. La aplicación en frío de partículas de aluminio a la chapa metálica puede aumentar la vida de la parte y también reparar cualquier debilidad estructural antes de que conduzca a un fallo estructural catastrófico.

30 En una realización, la estructura de la aeronave tiene dos o más componentes. Se ha encontrado que los métodos actuales son particularmente ventajosos para el tratamiento de juntas de solape, y particularmente de juntas de solape remachadas. Típicamente, tales juntas comprenden un revestimiento superior que se solapa con un revestimiento interior, con la superficie de solapamiento asegurada por hileras de sujetadores, tales como remaches. Con frecuencia, se proporcionan tres hileras de remaches en la superficie de superposición.

35 En una realización, la estructura de la aeronave es una junta. La junta puede comprender uno o más orificios de fijación, tales como los que se encuentran en una junta de solape. En este caso, el método comprende el paso de unir una pluralidad de partículas en, sobre o alrededor de uno o más orificios de fijación, la unión se efectúa en condiciones que permiten que la pluralidad de partículas forme una capa sustancialmente continua. En algunas realizaciones, los orificios de sujeción incluyen un sujetador. En este caso, el método comprende el paso de unir una pluralidad de partículas en, sobre o alrededor de uno o más sujetadores, efectuando la unión en condiciones que permiten que la pluralidad de partículas forme una capa sustancialmente continua. El titular de la patente propone que en las juntas estructurales (como las juntas de solape) y también en las reparaciones con remaches, los elementos ambientales puedan entrar en el empalme o en la junta del revestimiento durante el servicio. Esto conduce a efectos de degradación entre las dos superficies aplicadas y también alrededor de los sujetadores. En el caso de las juntas de solape del fuselaje, la carga en la parte superior del revestimiento se transmite a la parte inferior del revestimiento a través de los remaches. Estos remaches tienen cabezas avellanadas que dan como resultado lo que se denomina "bordes de cuchilla" en la parte superior del revestimiento. El entorno agresivo junto con los altos esfuerzos en estos bordes de cuchilla da lugar al inicio de grietas. Es esta iniciación de las grietas (que se ve agravada por la degradación ambiental) lo que provoca el crecimiento de grietas en la junta del fuselaje. El titular de la patente propone además que, tanto sellando los elementos de fijación como reduciendo los esfuerzos en la parte superior del revestimiento, se mejora o supera el problema del agrietamiento iniciado por la corrosión en las juntas del fuselaje. Además, la vida de las juntas también aumenta. Esto se puede conseguir mediante la deposición supersónica de partículas (SPD) de una capa sustancialmente continua sobre la junta de solape de la región remachada, reparaciones con remaches y otras juntas estructurales de una estructura de aeronave de revestimiento delgado.

60 Volviendo ahora a la Figura 23, se muestra esquemáticamente y en sección transversal una junta de solape

compuesta por un componente de chapa metálica superior 1, un componente de chapa metálica inferior 2, un orificio de remache 4 que pasa a través de los componentes 1 y 2, con un remache 3. Se ha aplicado una capa de SPD 5 de manera que las partículas metálicas están unidas al componente de chapa 1, al remache 3 y a una región superior del orificio de remache 4. Resultará evidente que los bordes de la capa 5 están biselados, y que la capa 5 no se extiende para cubrir la unión entre el extremo libre del componente de chapa metálica 1 y el segundo componente de chapa metálica subyacente 2.

La Figura 24 muestra una vista ampliada de la junta de solape de la Figura 23, que ilustra mejor el avellanado del remache 3 dentro de la junta.

En la Figura 25 se muestra una vista en planta de la junta de solape que muestra las tres hileras de remaches. La capa de SPD superpuesta cubre la superficie definida por 5.

En una realización de la invención, la debilidad estructural es una grieta. Preferiblemente, la grieta se inicia en la periferia de una abertura de la estructura de la aeronave. Preferiblemente, la abertura es un orificio de sujetador. Preferiblemente, la sujeción del sujetador es un orificio de sujetador adaptado a recibir un sujetador que tiene una cabeza avellanada. En una realización, la grieta es una grieta formada por una fuerza ejercida por el sujetador contra un borde de un orificio de sujetador. El inicio de la grieta puede deberse a una fatiga normal y puede agravarse por la presencia de daños como resultado de la entrada ambiental en el sitio. En otro aspecto, la invención presente proporciona una estructura de aeronave que comprende una capa metálica sustancialmente continua, la capa es depositada sobre una superficie de la estructura, la capa puede (i) evitar o inhibir el inicio de una debilidad estructural en la estructura de la aeronave, y/o (ii) prevenir la entrada de un elemento ambiental, en donde la capa comprende una pluralidad de partículas.

En algunas realizaciones de la estructura, la capa puede (además de tener las capacidades mencionadas anteriormente) prevenir o inhibir la entrada de un elemento ambiental. Las realizaciones que tienen dichas capacidades son particularmente ventajosas respecto a la vida operable de una estructura de aeronave. Según esto, una forma preferida del método proporciona que la capa pueda prevenir o inhibir el inicio de una debilidad estructural, y/o prevenir la entrada de un elemento ambiental en una junta estructural de la aeronave o en una reparación remachada. En algunas realizaciones, la capa sustancialmente continua tiene una profundidad de al menos aproximadamente 0,1 mm, 0,2 mm, 0,3 mm, 0,4 mm, 0,5 mm, 0,6 mm, 0,7 mm, 0,8 mm, 0,9 mm, 1,0 mm, 1,1 mm, 1,2 mm, 1,3 mm, 1,4 mm, 1,5 mm, 1,6 mm, 1,7 mm, 1,8 mm, 1,9 mm, 2,0 mm, 2,1 mm, 2,2 mm, 2,3 mm, 2,4 mm, 2,5 mm, 2,6 mm, 2,7 mm, 2,8 mm, 2,9 mm, 3,0 mm, 3,1 mm, 3,2 mm, 3,3 mm, 3,4 mm, 3,5 mm, 3,6 mm, 3,7 mm, 3,8 mm, 3,9 mm, 4,0 mm, 4,1 mm, 4,2 mm, 4,3 mm, 4,4 mm, 4,5 mm, 4,6 mm, 4,7 mm, 4,8 mm, 4,9 mm, 5,0 mm, 5,5 mm, 6,0 mm, 6,5 mm, 7,0 mm, 7,5 mm, 8,0 mm, 8,5 mm, 9,0 mm, 9,5 mm, 10 mm, 11 mm, 12 mm, 13 mm, 14 mm, 15 mm, 16 mm, 17 mm, 18 mm, 19 mm, 20 mm, 21 mm, 22 mm, 23 mm, 24 mm, 25 mm, 26 mm, 27 mm, 28 mm, 29 mm o 30 mm.

En algunas realizaciones, la capa sustancialmente continua tiene una profundidad máxima de aproximadamente 0,1 mm, 0,2 mm, 0,3 mm, 0,4 mm, 0,5 mm, 0,6 mm, 0,7 mm, 0,8 mm, 0,9 mm, 1,0 mm, 1,1 mm, 1,2 mm, 1,3 mm, 1,4 mm, 1,5 mm, 1,6 mm, 1,7 mm, 1,8 mm, 1,9 mm, 2,0 mm, 2,1 mm, 2,2 mm, 2,3 mm, 2,4 mm, 2,5 mm, 2,6 mm, 2,7 mm, 2,8 mm, 2,9 mm, 3,0 mm, 3,1 mm, 3,2 mm, 3,3 mm, 3,4 mm, 3,5 mm, 3,6 mm, 3,7 mm, 3,8 mm, 3,9 mm, 4,0 mm, 4,1 mm, 4,2 mm, 4,3 mm, 4,4 mm, 4,5 mm, 4,6 mm, 4,7 mm, 4,8 mm, 4,9 mm, 5,0 mm, 5,5 mm, 6,0 mm, 6,5 mm, 7,0 mm, 7,5 mm, 8,0 mm, 8,5 mm, 9,0 mm, 9,5 mm, 10 mm, 11 mm, 12 mm, 13 mm, 14 mm, 15 mm, 16 mm, 17 mm, 18 mm, 19 mm, 20 mm, 21 mm, 22 mm, 23 mm, 24 mm, 25 mm, 26 mm, 27 mm, 28 mm, 29 mm o 30 mm.

En algunas realizaciones, la capa sustancialmente continua tiene una profundidad sustancialmente uniforme a través de la superficie de aplicación.

En una realización, la estructura de la aeronave tiene un único componente, tal como una chapa metálica. En una realización, la estructura de la aeronave tiene dos o más componentes, tales como una junta de solape.

En una realización, la capa sustancialmente continua está formada por un método según se describe en esta memoria.

En una realización, la estructura de la aeronave es una junta que comprende un primer componente y un segundo componente, el primer y segundo componentes tienen una abertura, los componentes primero y segundo están unidos por un sujetador que se extiende a través de las aberturas, una capa sustancialmente continua sobre o alrededor de una al menos de las aberturas.

Preferiblemente, la capa sustancialmente continua no se extiende para cubrir una unión entre el extremo libre de un primer componente de chapa metálica de la junta de solape y la cara de un segundo componente de chapa metálica de la junta. Se prefiere esta forma de unión porque el duplicador de SPD no transfiere ninguna carga entre la parte superior e inferior del revestimiento. Si la junta se modifica de esta manera, sería necesaria una cantidad sustancial de trabajo de validación para caracterizar por completo las propiedades estructurales de la junta modificada.

La invención presente se describe a continuación con más detalle haciendo referencia a los ejemplos no limitadores siguientes.

Ejemplo 1: Efecto de la SPD en el rendimiento a la fatiga de las estructuras metálicas agrietadas.

5 Para estudiar el efecto de una deposición supersónica de partículas (SPD) sobre el rendimiento a la fatiga de las estructuras metálicas agrietadas, los ensayos iniciales se realizaron con una probeta dogbone (de hueso de perro) revestida de aleación de aluminio 2024-T3 de 350 mm de longitud y 1,27 mm de espesor que contenía una muesca de borde con una longitud central de 2 mm, véanse las Figuras 1 - 3. Estos ensayos iniciales se realizaron bajo carga de amplitud constante con $\sigma_{m\acute{a}x} = 181$ MPa y $R = \sigma_{m\acute{i}n}/\sigma_{m\acute{a}x} = 0,1$. (Se eligió este nivel de esfuerzo ya que representa un límite superior realista de los esfuerzos que pueden esperarse en una chapa delgada de ala). Se analizaron dos probetas, una sin una capa metálica depositada (también conocida como "duplicador de SPD") y otra con un duplicador de ancho completo de 1 mm de espesor, extendido sobre la sección de trabajo de la muestra, depositada a cada lado de la muestra, véanse las Figuras 2 y 3. Los duplicadores fueron depositados usando un polvo de aleación de aluminio 7075 con un tamaño de partícula nominal de entre 30 y 40 μm . Se utilizaron los siguientes parámetros de deposición:

- 10 TIEMPO TRANSCURRIDO ENTRE LA PREPARACIÓN DE LA SUPERFICIE Y EL REVESTIMIENTO: 15 - 20 minutos
- 15 PRESIÓN PRINCIPAL DEL GAS (Bar): 40 (4 MPa) P/F VASIJA DE PRESIÓN (Bar): 38 (3,8 MPa) TEMPERATURA (°C): 400
- CALENTADOR DE TOLVA P/F: Activo
- FLUJO PRINCIPAL DEL GAS (m^3/h): 92 - 100
- CANTIDAD DE GAS P/F (m^3/h): 6,5
- 20 VELOCIDAD DE ALIMENTACIÓN DEL POLVO (RPM): 2,7 rpm TEMPERATURA DE LIBERACIÓN (°C): 300
- TEMPERATURA DE PRECALENTAMIENTO (°C): 350
- INCREMENTO (mm): -0,25mm
- VELOCIDAD TRANSVERSAL (mm/s): 250 mm/s
- SEPARACIÓN (STAND OFF) (mm): 40 mm (cuando sea posible)
- 25 NÚMERO DE CAPAS: 12 - 16 Pases por Parche
- ESPESOR DE DEPOSICION: aproximadamente 0,127 – 0,305 mm (0,005 - 0.012").

30 TRATAMIENTO POSTERIOR: Ninguno para la referencia, la longitud de la grieta de la muestra fue monitorizada usando cámaras digitales. Sin embargo, aunque existen numerosas herramientas de inspección no destructivas que son de uso común para monitorizar el crecimiento de grietas en estructuras de aeronaves, es decir, ultrasonidos, corrientes de Foucault, termografía, etc., el estudio presente usó termografía de infrarrojos Lock-in para monitorizar simultáneamente la evolución del esfuerzo y los estados de daño en el revestimiento 2024-T3 y en los duplicadores de SPD. (En este punto, debe indicarse que para garantizar una emisividad uniforme, la superficie a ser monitorizada fue pulverizada en negro mate y que se usó termografía como una medida cualitativa mejor que cuantitativa de los esfuerzos y del daño por fatiga.

35 Los detalles sobre el uso de termografía de bloqueo para medir los esfuerzos superficiales y la disipación de energía se dan en la referencia [13-15]. La muestra de referencia, es decir, sin duplicador, duró aproximadamente 35.000 ciclos. Por el contrario, el ensayo del panel del parche 7075 SPD se detuvo después de aproximadamente 60.000 ciclos con poco daño, es decir, no hubo daño evidente, en el 7075 SPD o crecimiento de grietas en el revestimiento 2024-T3. Las Figuras 4 y 5 presentan imágenes de infrarrojos del campo de esfuerzos a 11.100 y 56.100 ciclos respectivamente. Estas Figuras muestran que los esfuerzos en el duplicador de SPD se mantuvieron esencialmente sin cambios a lo largo del ensayo.

Ejemplo 2: Ensayos de tira de SPD (SENT) con tensión de muesca de borde único.

45 Para estudiar más a fondo la capacidad de los duplicadores de SPD para reducir el crecimiento de grietas se realizaron ensayos con una probeta dogbone con muesca de borde único, con una geometría como la descrita anteriormente y una muesca de borde (inicial) de 1,4 mm de largo. En el ensayo de línea de base inicial no hubo SPD y la muestra fue ensayada bajo carga de amplitud constante con un esfuerzo de pico máximo en la sección de trabajo de $\sigma_{m\acute{a}x} = 93,36$ MPa y $R (\sigma_{m\acute{i}n}/\sigma_{m\acute{a}x}) = 0,1$. Este nivel de esfuerzos fue elegido para representar un esfuerzo típico del revestimiento del fuselaje. El crecimiento de grietas en la placa 2024-T3 fue monitorizado usando cámaras digitales y en la Figura 6 se muestra la longitud resultante de las grietas frente al historial de ciclos.

50 En el siguiente ensayo, la muestra fue cargada primero para que creciera una grieta aguda. Esta primera fase del ensayo fue detenida a 18.886 ciclos cuando la longitud de la grieta era de aproximadamente 3,2 mm. Una tira de

SPD de 10 mm de ancho y 1 mm de espesor con una sección transversal triangular nominal (isósceles), véanse las Figuras 7 y 8, fue instalada entonces y el ensayo prosiguió. El crecimiento de las grietas en la placa 2024-T3 fue monitorizado nuevamente utilizando cámaras digitales mientras que el campo de esfuerzos tanto en la tira de SPD como en el revestimiento 2024-T3 y la degradación de la tira SPD fue monitorizado mediante termografía de infrarrojos Lock-in.

En la Figura 9 se muestra una imagen de esfuerzos de infrarrojos captada poco después del reinicio del ensayo. En esta Figura, la imagen fue captada a una amplitud de esfuerzos cíclicos, alejada de la línea central de la muestra, de aproximadamente 53 MPa. Esto se hizo para no influir excesivamente en el crecimiento de grietas en el revestimiento. Aquí se puede ver cómo el campo de esfuerzos en la SPD delante de la grieta es contiguo al de la placa, es decir, la SPD está aceptando carga en la región anterior a la grieta.

Se observaron además puntos calientes en el exterior del revestimiento de los extremos de la tira de SPD, lo que establece que la tira de SPD estaba realmente aceptando cargas desde el revestimiento. Esto es esencial si el proceso tiene como objeto mejorar la tolerancia al daño del revestimiento. Los datos de crecimiento de grietas resultantes se muestran en la Figura 6 donde se ve que el uso de una tira de SPD de aleación de aluminio 7075 ha reducido significativamente la velocidad de crecimiento de las grietas.

Después se realizó un segundo ensayo en el que se aplicó la tira de SPD a una grieta (muesca) inicial de edm inicial (máquina de descarga eléctrica) de 0,3 mm de longitud en la que la grieta no se agudizó (creció) antes de la instalación de la tira de SPD. En este caso, el ensayo fue detenido después de aproximadamente 345.000 ciclos ya que no había crecimiento de grietas aparente en la muesca (grieta) o daño en la SPD.

20 Ejemplo 3: Agrietamiento en ensayos SENT 7050-T7451.

Es bien sabido que para aeronaves de combate la mayor parte de la vida de fatiga de la estructura es consumida por el crecimiento de grietas cortas [16]. En consecuencia, para evaluar el efecto de una reparación de SPD sobre pequeños defectos de los componentes estructurales de las aeronaves, se probó una probeta dogbone SENT (tensión de muesca de borde única) de 3 mm de espesor con un $K_t = 1,11$, con un parche delgado de SPD de aleación de aluminio 7075 de 0,5 mm de espesor por un lado. La probeta 7050-T7451 tenía 350 mm de largo, 42 mm de ancho y 3 mm de espesor y tenía una muesca de borde semicircular de 0,69 mm de radio por un lado. La muestra se probó a un esfuerzo de pico, en la sección de trabajo, de 140,0 MPa con $R = 0,1$. Éste se corresponde con una carga (remota) de pico de 17,64 kN con $R = 0,1$ y fue elegido para representar el esfuerzo, a la carga límite, en el revestimiento del ala de un avión de caza típico.

Se utilizó un duplicador de SPD delgado para que, en este programa de ensayo, el daño inducido pudiera ser evaluado, ya que la grieta se abrió y cerró durante la carga de fatiga, en la región interfacial entre la SPD y el 7050-T7451. Este daño podría haber sido reducido aumentando el espesor de la SPD, disminuyendo así los esfuerzos en la probeta 7050-T7451 subyacente y reduciendo posteriormente la abertura de la grieta. La capacidad del duplicador de SPD para retirar carga de la estructura 7050-T7451 subyacente es evidente a partir de la imagen termográfica de Lock-in (esfuerzo) de Modo E de los esfuerzos por el lado de la probeta con el parche SPD a 3.000 ciclos, véase la Figura 10. Aunque la grieta en la probeta 7050-T7451 no fue inmediatamente evidente, un análisis de los datos infrarrojos asociados con el lado izquierdo de la probeta que se ilustran en esta imagen, es decir, en la SPD directamente sobre la grieta, reveló una indicación de la grieta por debajo del parche. Después de 33.000 ciclos, la grieta en la probeta 7050-T7451 había crecido hasta una longitud de aproximadamente 4,2 mm y la imagen resultante del esfuerzo se muestra en la Figura 11. En este punto existe la evidencia de daños por deslaminación (desunión) en el LHS de la SPD en la región que está sobre la grieta.

La extensión del daño se ilustra en la Figura 12 que presenta una imagen de la energía disipada a 33.500 ciclos. (Debe tenerse en cuenta que la energía disipada asociada con la punta de la grieta es claramente evidente en esta Figura. Esto es importante porque aumenta el potencial de la inspección no destructiva de la probeta a través del duplicador de SPD). A los 35.500 ciclos la grieta había crecido hasta aproximadamente 4,92 mm y la imagen de esfuerzos asociados se muestra en la Figura 13, donde se puede ver que la deslaminación de la SPD ha crecido ligeramente.

Por tanto, parece que si bien el daño a la interfaz de SPD puede ser debido a la apertura de grietas, la aparición del daño no parece conducir a un fallo inmediato (catastrófico) de la SPD. Como tal, el crecimiento de los daños en la SPD puede ser incluido en la evaluación de la tolerancia al daño del proceso de reparación de la SPD. Además, dado que no había daños aparentes en los extremos de la SPD, el daño en la región central sobre la grieta puede ser controlado aumentando el espesor de la SPD en esta región, reduciendo así el esfuerzo en la probeta 7050-T7451 junto con el desplazamiento de apertura de la grieta asociada.

El ensayo fue detenido a 37.000 ciclos en cuya etapa la grieta tenía aproximadamente 5,3 mm de longitud. En la Figura 14 se presenta un gráfico del historial de ciclos frente la longitud de la grieta medida, junto con los datos de ensayo del caso en que no hubo SPD. Aquí se observa que el parche de SPD ha reducido algo la velocidad de crecimiento de la grieta. Para confirmar aún más la capacidad de la SPD para restablecer la integridad estructural y para ilustrar la capacidad de controlar el inicio del daño por deslaminación sobre la grieta, se realizó posteriormente

un ensayo con una probeta SENT 7050-T7451 de 1 mm de espesor, con una grieta de borde inicial de 0,8 mm de longitud y una geometría en el plano según el ensayo anterior. Esta probeta tenía dos duplicadores SPD de 0,5 mm de espesor a cada lado de la probeta. La probeta fue sometida a una carga (remota) de pico de 5,88 kN con $R = 0,1$, lo que equivale al mismo esfuerzo remoto que en el ensayo anterior. En este caso, el ensayo fue detenido después de 117.000 ciclos ya que no había crecimiento de grietas aparente y no había degradación aparente de la SPD.

Ejemplo 4: Predicción del crecimiento de grietas en el ensayo SENT 7050-T7451.

Este ejemplo está dirigido a la predicción del historial de la longitud de grietas visto en el ensayo SENT 7050-T7451 descrito en la Sección 2.2. Aquí se probó una probeta dogbone SENT (tensión de muesca única) de 3 mm de espesor con un parche delgado de SPD de aleación de aluminio 7075 de 0,5 mm de espesor por un lado. La muestra tenía 350 mm de longitud, 42 mm de ancho y 3 mm de espesor y tenía una muesca de borde semicircular de 0,69 mm de radio en un lado. La muestra fue sometida a una carga de pico (remota) de 17,64 kN con $R = 0,1$.

El factor de intensidad de esfuerzos para una grieta a través del espesor de longitud c que emana del centro de la muesca de radio r se describe en la referencia [17] como:

$$K = f_1 g_4 f_w \sigma \sqrt{(\pi c)} \quad (1)$$

En donde c es la longitud de la grieta que emana de la muesca y σ es el esfuerzo en la probeta 7050-T7451 por debajo de la SPD. Los valores de f_1 , g_4 y f_w tomados de [17] son:

$$f_1 = 1 + 0,358\phi + 1,425 \phi^2 - 1,578 \phi^3 + 2,156 \phi^4 \quad (2)$$

$$\phi = 1/(1 + c/r) \quad (3)$$

$$g_4 = K_t(0,36 - 0,32/\sqrt{(1 + c/r)}) \quad (4)$$

$$f_w = 1 + 2,7 \phi^2 - 3,5 \phi^4 + 3,8 \phi^6 \quad (5)$$

$$K_t = 3,17 \quad (6)$$

Dado que la probeta fue probada usando sujeciones hidráulicas, la fórmula usada para f_w fue la expresión de desplazamiento fijo dada en la referencia [17]. Vamos ahora a tratar de usar esta solución para predecir el crecimiento de grietas. Las Figuras 11 - 13 revelaron que hubo crecimiento del daño (deslaminación) en la SPD sobre la grieta. Por tanto, como se recomendó en la referencia [18] para reparaciones con materiales compuestos de revestimientos metálicos agrietados, el problema fue analizado suponiendo que el factor de intensidad del esfuerzo resultante era igual a la solución de la probeta SENT sometida a un campo de esfuerzos σ_0 que corresponde a la tensión en la probeta (de base) bajo la SPD en ausencia de una grieta. El DSTO Combat and Trainer Aircraft Group referencias [19 - 21] ha demostrado que el crecimiento de pequeños fallos en la probeta 7050-T7451 se ajusta a la ley generalizada del crecimiento de grietas de Frost-Dugdale, a saber:

$$da/dN = C^* a^{(1-\gamma/2)} (\Delta K^{(1-p)} K_{m\acute{a}x} P / \sigma_y)^\gamma / (1 - K_{m\acute{a}x} / K_c) \quad (7)$$

donde C^* , γ K_c son constantes del material y a , $\Delta K_{m\acute{a}x}$ y K son longitudes de grietas, el valor máximo del factor de intensidad del esfuerzo en el ciclo N y el intervalo del factor de intensidad del esfuerzo en el ciclo N respectivamente. El historial de la longitud de grietas fue predicho integrando la Ecuación (7) usando las Ecuaciones (1) - (8) con $P_{m\acute{a}x} = 17,4$ kN, $R = 0,1$ y $r = 0,69$ mm. En este cálculo, los valores de γ , p , C^* , σ_y se dan en las referencias [19, 21], a saber: $\gamma = 3$, $p = 0,2$, $C^* = 0,50$, $\sigma_y = 460$ MPa y, para este espesor, se tomaron $K_c = 50 - 65$ MPa \sqrt{m} . (En este análisis, se usó un valor de $K_c = 60$ MPa \sqrt{m} . Sin embargo, para este intervalo de cargas y longitudes de grietas, el valor tiene un efecto pequeño sobre las predicciones de la longitud de la grieta). El historial de longitud de grieta predicho resultante se muestra en la Figura 15 donde se ve una buena concordancia entre los historiales de las longitudes de las grietas medidos y predichos.

En este caso, en cuanto a las grietas que crecen sometidas a reparaciones con materiales compuestos [18] el factor de intensidad del esfuerzo puede ser aproximado como la solución de la probeta SENT sometida al campo de esfuerzos σ_0 que se corresponde con la tensión en la probeta (de base) bajo la SPD en ausencia de una grieta. Una ventaja de este enfoque es que el historial de la longitud de las grietas calculado debe ser conservador.

Ejemplo 5: Soluciones aproximadas para paneles agrietados por el centro reparados usando la SPD.

En el ejemplo anterior, se consideró el caso de una reparación de SPD delgada (0,5 mm) de un pequeño fallo en una sección relativamente gruesa (3 mm), y se observó una SPD deslaminada a cada lado de la grieta. En tales casos, era razonable suponer que el efecto dominante de la SPD era simplemente reducir el esfuerzo de la sección neta, [18]. Sin embargo, para fines de certificación, es la solución necesaria para el factor de intensidad del esfuerzo asociado a una grieta de longitud arbitraria donde el parche SPD no es delgado. Es necesario también establecer si, para una longitud dada de la grieta, el intervalo del factor de intensidad del esfuerzo ΔK está por debajo del valor de umbral ΔK_{th} ya que esto simplifica significativamente el proceso de certificación. Con este fin, este ejemplo considera

una reparación de SPD de espesor t_r en un panel agrietado por el centro, de espesor t_p , con una región interfacial, de espesor t_i , que ha sido (potencialmente) afectada por el proceso de SPD sometido a un esfuerzo remoto σ según se muestra en la Figura 16. El proceso de SPD puede dar como resultado una región interfacial que ha sido afectada por el proceso de SPD, [22 - 24]. Para los polvos de aleación de aluminio usados en las reparaciones de SPD, el tamaño máximo de la partícula es de aproximadamente 40 μm . En consecuencia, el espesor (t_i) de esta región es generalmente muy pequeño, [22 - 24] en comparación con el espesor de la placa subyacente, es decir, típicamente inferior a 0,1 - 0,15 mm, véase la Figura 17. En consecuencia, este problema es análogo al de una reparación de unión donde la región interfacial imita el adhesivo que une la reparación a la placa. Es conocido que para grietas pequeñas de revestimientos metálicos reparadas el uso de un parche de material compuesto, la solución 2D para el factor de intensidad del esfuerzo se debe esencialmente a la reducción del campo de esfuerzos bajo reparación, mientras que para grietas largas el factor de intensidad del esfuerzo se aproxima asintóticamente a una intensidad del esfuerzo límite factor K_∞ conforme la longitud de la grieta aumenta, véanse las referencias [18,25 - 28]. En este sentido, se deduce que la solución 2D para el factor de intensidad del esfuerzo asociada a grietas pequeñas reparadas usando la SPD se debe esencialmente también a la reducción del campo de esfuerzos bajo la SPD, mientras que para grietas largas reparadas usando la SPD, el factor de intensidad del esfuerzo debe aproximarse asintóticamente a un factor limitador de la intensidad del esfuerzo, el factor K_∞ , conforme aumenta la longitud de la grieta. Las fórmulas aproximadas para esta asíntota se desprenden de la referencia [26], ver pp. 216 - 218, a saber:

$$K = Y\Omega_L \sigma_0 \sqrt{\pi a} \quad (8)$$

donde:

$$\sigma_0 = \sigma E_p t_p / (E_p t_p + E_r t_r) \quad (9)$$

Y es un factor de geometría, = 1 para un gran panel agrietado por el centro y Ω_L es un factor de atracción de carga que tiene en cuenta la diferente rigidez de la región reparada. ($\Omega_L = 1$). El término $\pi\lambda$ está dado por la expresión:

$$\pi\lambda = \sqrt{E_p t_p} / \beta (1 + t_p E_p / E_r t_r) \quad (10)$$

donde:

$$\beta = (t_i/G_i + t_r/3G_r + t_p/3G_p) / (t_i/G_i + 3t_r/8G_r + 3t_p/8G_p)^2 \quad (11)$$

Aquí t_i , t_p y t_r son el espesor de la región de interfaz donde, la SPD ha modificado las propiedades de la placa y de la SPD respectivamente, G y E denotan la cizalladura y el módulo de Young y los subíndices i, p y r denotan sus valores para la región de unión interfacial, la placa y la reparación SPD, respectivamente. (La notación usada en esta sección sigue a la dada en la referencia [26] pp. 217 - 218). Esta expresión, es decir, la Ecuación (11), es una extensión de las fórmulas desarrolladas en primer lugar en la referencia [25] que permite que el espesor interfacial t_i sea despreciable. Esto (dicha concesión) es importante ya que para las reparaciones de SPD, los módulos de cada región son generalmente comparables y se espera que el espesor interfacial t_i que se ve afectado por el proceso de SPD sea muy pequeño. Por tanto, las expresiones de la Ecuación (11) relacionadas con la expresión t_i/G_i son pequeñas en comparación con las expresiones relacionadas con la reparación de SPD ($t_r/3G_r$) y la placa ($t_p/3G_p$). En consecuencia, la expresión para β se puede aproximar frecuentemente como:

$$\beta = (t_r/3G_r + t_p/3G_p) / (3t_r/8G_r + 3t_p/8G_p)^2 \quad (12)$$

Se espera que, en muchos casos, el polvo de la SPD usado en la reparación y el material de la placa tengan esencialmente los mismos módulos, es decir, se espera que las placas de aluminio sean reparadas con polvos de aleación de aluminio y que los componentes de acero sean reparados igualmente usando polvos de acero. En tales casos, G_r puede aproximarse por G_p de modo que la Ecuación (12) se reduce a:

$$\beta = 64G_p / 27(t_r + t_p) \quad (13)$$

Una vez establecido el límite asintótico, se deduce de las referencias [28 - 30] que la forma funcional de K dependiendo de la longitud de la grieta (a) puede ser aproximada como:

$$K = W(a/\pi\lambda) \sigma_0 \sqrt{\pi a} \quad (14)$$

donde la función W, a saber:

$$W(a/\pi\lambda) = \sqrt{[(1 + 2,23a/(\pi\lambda)) / (1 + 3a/(\pi\lambda) + 7(a/(\pi\lambda))^2)]} \quad (15)$$

describe la transición de la solución de grieta pequeña $a \rightarrow 0$ a la solución de grieta larga $a \rightarrow \infty$, véase las referencias [28, 30]. Las Ecuaciones (14) y (15) revelan que para grietas cortas, la reducción del factor de intensidad del esfuerzo se debe esencialmente a la reducción de la tensión en la placa debido al parche SPD, es decir:

$$\text{límite } K = \sigma_0 \sqrt{\pi a} \quad (16)$$

$a \rightarrow 0$

Para grietas largas K tiende a su límite asintótico K_{∞} . En la Ecuación (14) la forma funcional asociada con [30] ha sido utilizada en lugar de la dada en la referencia [28].

Ejemplo 6: Reparaciones de SPD para grietas en un campo de esfuerzos arbitrarios

5 Este ejemplo considera el caso de una reparación de SPD para una grieta con una longitud total 2a sometida a un campo de esfuerzos arbitrario. En este caso, la solución para el factor de intensidad del esfuerzo K se deriva de la analogía anterior con una reparación con material compuesto de una grieta de un revestimiento metálico bajo un campo de esfuerzos de simetría arbitraria [29], a saber:

$$K = W(a/\pi)\underline{K} \tag{17}$$

10 donde K es la solución para toda la probeta agrietada sometida a una tensión σ_0 que corresponde a la tensión en la muestra (de base) bajo la SPD en ausencia de una grieta, está dada por:

$$\underline{K} = 2\sqrt{(a/\pi)} \int_0^a \sigma_y(x)/(a^2 - x^2)^{1/2} dx \tag{18}$$

y σ_y es la tensión en el revestimiento debajo de la SPD en ausencia de una grieta, véase la Figura 18.

15 Para evaluar la precisión de esta aproximación, consideremos una placa agrietada en el centro de 200 mm x 200 mm y 3 mm de espesor reparada usando un parche de SPD de 200 mm x 200 mm y 3 mm (de espesor) sometida a un esfuerzo uniforme remoto (en el revestimiento) de 100 MPa. Con este fin, se construyeron modelos tridimensionales de elementos finitos para: grietas de una longitud de 2, 6, 10, 20, 30 y 40 mm debido a consideraciones de simetría, sólo se necesitaba modelar un cuarto de la estructura. En cada caso, los modelos tenían aproximadamente 66.000 elementos de bloques isoparamétricos de veintiún nodos tridimensionales y aproximadamente 300.000 nodos, véase la Figura 19. Había ocho elementos a través del espesor de la SPD y ocho elementos a través del espesor de la placa. En cada caso, había diez elementos a lo largo de la grieta y la longitud lateral de los elementos de la punta de la grieta era aproximadamente 1/100 de la longitud de la grieta. Los nodos intermedios asociados a los elementos de punta cercanos fueron movidos un cuarto de punto para simular la singularidad $r^{-1/2}$ necesaria. Estaba prohibido doblar la SPD y la placa. Se asumió que tanto la placa de aleación de aluminio como la SPD tenían un módulo de Young $E = 70.000$ MPa y una relación de Poisson de 0,3. Los valores calculados del valor máximo del factor de intensidad del esfuerzo $K_{m\acute{a}x}$ se muestran a continuación en la Tabla 1 junto con los valores analíticos asociados, donde la Ecuación (12) fue usada para calcular β , y la cantidad,

Tabla 1

Comparación entre los factores de intensidad del esfuerzo predicho y calculado.

a (mm)	Elemento finito	$K_{m\acute{a}x}$ (MPa \sqrt{m})	$K_{m\acute{a}x}$ analítico (MPa \sqrt{m})	Límite superior K_u (MPa \sqrt{m})
30	1	4,88	5,03	5,60
	3	6,77	6,82	9,71
	5	7,29	7,29	12,53
	10	7,56	7,59	17,72
	15	7,60	7,65	21,71
35	20	7,60	7,68	25,07

$$K_u = \sigma_0\sqrt{\pi a} \tag{19}$$

40 que representa un límite superior de K. Aquí se puede ver que el factor de intensidad del esfuerzo asociado a las reparaciones SPD tiende asintóticamente de hecho a un valor constante y que esta asíntota concuerda bien con la aproximación analítica, es decir, con la Ecuación (14).

Ejemplo 7: Herramienta de evaluación de control de calidad.

45 Cuando se realizan reparaciones con materiales compuestos a los miembros estructurales de una aeronave, es una práctica común fabricar probetas itinerantes que son usadas posteriormente para evaluar la calidad de la reparación [11, 12]. El desafío es desarrollar un enfoque similar para las modificaciones/reparaciones de SPD para los componentes estructurales de las aeronaves. En este sentido, esta sección plantea la posibilidad de utilizar muestras simples que posteriormente sean sometidas a ensayos por fatiga y se evalúe la calidad de la unión a través de la dimensión fractal [31] de las superficies de fatiga resultantes. En este contexto, cabe destacar que actualmente se conoce que las superficies de fractura pueden ser consideradas como un conjunto fractal, véase

Mandelbrot et al. [31]. En este trabajo Mandelbrot et al. [31] escribió: "Cuando una pieza de metal se fractura ya sea por tracción o por carga de impacto, la superficie de la fractura que se forma es rugosa e irregular. Su forma está afectada por la microestructura del metal (como granos, inclusiones y precipitados donde la longitud característica es grande en relación con la escala atómica), así como por influencias 'macroestructurales' (como el tamaño, la forma de la muestra y la muesca desde la que se inicia la fractura). Sin embargo, la observación repetida a diferentes aumentos revela también una variedad de estructuras adicionales que se encuentran entre "micro" y "macro" y aún no han sido descritas satisfactoriamente de manera sistemática. Los experimentos citados aquí revelan la existencia de una amplia y claramente diferenciada zona de escalas intermedias en la que la fractura está muy bien modelada por una superficie fractal". Se conoce además por la referencia [32 - 34] que, antes del inicio de la fractura rápida, las superficies de los metales con grietas por fatiga, que no están asociadas a longitudes de grietas muy pequeñas, tienen una dimensión D de caja fractal, según se define en la referencia [32], que se encuentra entre aproximadamente 1,2 y 1,0. Por tanto, es posible usar esta observación para cuantificar la calidad del proceso de SPD. Para hacer esto, las probetas itinerantes se fabrican en paralelo con la aplicación de SPD. Estas probetas itinerantes se someten posteriormente a un ensayo por fatiga y se miden las dimensiones de la caja fractal asociada. Se formula la hipótesis de que si D tuviera un valor que estuviera cerca de 1,2 o menos, entonces se tendría un proceso que produciría una superficie de grieta por fatiga que sería consistente con la asociada al crecimiento de grietas por fatiga del material de base, y el proceso sería aceptable. Si fuera significativamente mayor, se formula la hipótesis de que el proceso de aplicación puede ser deficiente.

Para evaluar este concepto se midió la dimensión del cuadro fractal, la caja fractal asociada con duplicadores de SPD utilizados en un panel reforzado con una nervadura depositada usando polvos donde se encontró (posteriormente) que había un problema de control de calidad del polvo, es decir, se encontró que contenía una gran proporción de partículas menores de 10 micras. En este caso, los paneles tenían dos duplicadores SPD de 10 mm de anchura y 200 mm de longitud situados a ambos lados de una grieta de 20 mm de longitud situada en el centro, véase la Figura 20.

Como resultado del polvo de mala calidad, un extremo de cada una de las dos tiras SPD se deslaminó y las deslaminaciones se encontraron por completo dentro de la SPD, véanse las Figuras 21 y 22. Las dimensiones de la caja fractal asociadas con las superficies de deslaminación en cada una de las dos tiras de SPD, a las que se hace referencia en las Figuras 21 y 22 como tiras A y B, que se deslaminaron de la estructura y los valores resultantes se ofrecen a continuación en las tablas 2 y 3.

Tabla 2

Dimensión de la caja Fractal (D) asociada al final de la tira A

	Superficie aleatoria 1 dentro del sitio	Superficie aleatoria 2 dentro del sitio
Lugar 1	1,629	1,500
Lugar 2	1,409	1,675
Lugar 3	1,542	1,684
Lugar 4	1,416	1,473
Lugar 5	1,543	1,530
Lugar 6	1,399	1,529
Promedio	1,49	1,57

Tabla 3

Dimensión de la caja Fractal (D) asociada al final de la tira B

	Superficie aleatoria 1 dentro del sitio	Superficie aleatoria 2 dentro del sitio
Lugar 1	1,673	1,613
Lugar 2	1,482	1,521
Lugar 3	1,525	1,614
Lugar 4	1,551	1,49
Lugar 5	1,526	1,516

	Lugar 6	1,558	1,561
	Lugar 7	1,578	1,482
	Lugar 8	1,503	1,593
	Lugar 9	1,584	1,563
5	Promedio	1,553	1,550

Aquí se observará que en cada caso la dimensión D del cuadro fractal era esencialmente constante en cada uno de los sitios medidos en cada una de las dos tiras deslaminadas. Además, el valor de la dimensión D de la caja fractal era aproximadamente 1,5, véanse las Tablas 2 y 3. En este sentido, la dimensión D de la caja fractal asociada con estas dos SPD de baja calidad difería significativamente de la asociada con el crecimiento de grietas por fatiga macroscópica en metales. Por tanto, si bien se necesita mucho más trabajo para validar la hipótesis de que se puede usar D para cuantificar la calidad de la SPD, parece que merece una evaluación adicional. Es interesante notar que antes de estos ensayos, un valor de $D = 1,5$ sólo había sido encontrado (previamente) en grietas por fatiga muy pequeñas [32, 34]. Una exposición más detallada del papel de la dimensión fractal D para describir la naturaleza de la singularidad de la punta de la grieta y para caracterizar el crecimiento de la grieta por fatiga se ofrece en las referencias [20, 34 - 37].

Ejemplo 8: Aplicación de la SPD a una junta de solape de aeronaves.

Se han preparado probetas para evaluar la aplicación de la SPD a una junta de solape de aeronaves representativa.

La geometría de la probeta se desarrolló como parte del Programa FAA Aging Aircraft, donde se demostró que reproduce el historial de grietas que se observa en los datos de la flota Boeing 727 y 737. La probeta básica usada consiste en dos chapas de aleación de aluminio revestidas 2024-T3 de 1,016 mm (0,04 pulgadas) de espesor, fijadas con tres hileras de BACR15CE-5, 1000 remaches de cabeza avellanada de seguridad, de 3,968 mm (5/32 pulgadas) de diámetro (Figura 24). El ancho de la probeta fue elegido para que coincidiera con la distancia típica entre las bandas antidesgarradura de un avión B-737. Dado que el grado de flexión fuera de la superficie plana de una junta de fuselaje típica es un factor importante para el rendimiento contra la fatiga de la junta, se hizo que la flexión local de la probeta fuera similar a la observada en una junta de fuselaje típica probando las probetas pegadas espalda contra espalda y separadas por un núcleo de nido de abeja (honeycomb) de 25 mm de espesor. Esta configuración de ensayo fue crucial para garantizar que las probetas reprodujeran el comportamiento de la flota, véase la referencia [40, 41]. Igual que en la referencia [40, 41], la hilera superior de remaches contenía sitios de inicio de grietas, inducidas antes del ensamblaje de la junta por medio de una técnica de electroerosión por chispa, a cada lado de los orificios de los remaches. Estas grietas iniciales tenían (cada una) una longitud nominal de 1,25 mm. Esta longitud de las grietas fue elegida para que el defecto (inicial) fuera oscurecido por la cabeza de fijación y, como tal, era representativa del mayor tamaño posible de defectos indetectables.

Se depositó un duplicador 7075 SPD de 1 mm de espesor sobre las tres hileras de sujetadores (Figura 25). El polvo fue depositado utilizando el equipo Kinetics 4000 Series CGT con la tobera de policarbonato Tipo 33. La superficie fue lavada previamente utilizando 120 granos de óxido de aluminio aproximadamente a 413,7 kPa (60 psi). Los parámetros de deposición fueron los siguientes:

- TIEMPO TRANSCURRIDO ENTRE LA PREPARACIÓN DE LA SUPERFICIE Y EL REVESTIMIENTO: 15 - 20 minutos
- 40 PRESIÓN PRINCIPAL DEL GAS (Bar): 40 (4 MPa)
- PRESIÓN DE VASIJA P/F (Bar): 38 (3.8 MPa)
- TEMPERATURA (°C): 400
- CALENTADOR DE TOLVA P/F: activo
- FLUJO PRINCIPAL DEL GAS (m³/h): 92 - 100
- 45 CANTIDAD DE GAS P/F (m³/h): 6,5
- VELOCIDAD DE ALIMENTACIÓN DEL POLVO (RPM): 2,7 rpm
- TEMPERATURA DE LIBERACIÓN (°C): 300
- TEMPERATURA DE PRECALENTAMIENTO (°C): 350
- INCREMENTO (mm): -0.25mm

VELOCIDAD TRANSVERSAL (mm/s): 250 mm/s

SEPARACIÓN (STAND OFF) (mm): 40 mm (cuando sea posible)

NÚMERO DE CAPAS: 12 - 16 Pases por Parche

ESPESOR DE DEPOSICION: aproximadamente 0,127 a 0,305 mm (0,005 – 0,012")

5 TRATAMIENTO POSTERIOR: Ninguno

Ejemplo 9: Ensayo de una SPD aplicada a una junta de solape de una aeronave.

Las probetas fueron probadas bajo carga con amplitud constante, con las cargas máximas y mínimas que se detallan a continuación.

10	PMáx (kN):	40
	PMín (kN):	2
	P Media (kN):	21
	Frecuencia de ensayo (hZ):	5

15 Estas cargas fueron determinadas a partir de datos operativos obtenidos por el DoT (Department of Transportation) MSD Committee Review Board para el avión B-737; véase la referencia [40] para más detalles, y presentan una imagen de esfuerzos que muestra los esfuerzos sobre las probetas de referencia de la Figura 26 y se muestra en la Figura 27 una imagen de esfuerzos justo antes de la unión de msd. El rendimiento a la fatiga de las probetas de referencia (sin DPS) está documentado en la referencia [42].

20 Aquí se encontró que para las probetas sin una modificación de SPD, el número de ciclos para la primera unión de las grietas de los agujeros adyacentes ocurre aproximadamente a 30.000 ciclos. Para ilustrar esto y mostrar los esfuerzos en la junta de referencia, las Figuras 28 y 29 presentan los esfuerzos sobre una junta (de referencia) aproximadamente a 6.500 y 29.000 ciclos, respectivamente.

25 Con el Panel de Ensayo 1, el programa de ensayo reveló que, después de aproximadamente 110.000 ciclos, el duplicador de SPD todavía estaba intacto. Además, no hubo crecimiento de grietas aparente en ninguno de los sujetadores de la junta de solape, agrietamiento en la SPD o daño en la unión entre la SPD y el revestimiento/sujetadores. Esto resulta evidente en la Figura 30 donde se muestra una vista de cerca de los esfuerzos sobre tres hileras de remaches a 92.000 ciclos.

30 Los resultados del ensayo revelaron que el duplicador de SPD reduce significativamente los esfuerzos sobre la junta. Esto significa que la SPD sella los sujetadores y sigue haciéndolo durante más de 110.000 ciclos. Esto representa un factor superior a 3,6 del Límit of Viability (LOV) (límite de viabilidad) [12] de la junta. El Panel de Ensayo 2 consiguió 2 veces también el LOV (60.000 ciclos) aunque había deslaminaciones preexistentes entre los revestimientos (tanto superior como inferior) y el núcleo de honeycomb (es decir, pérdida de estabilidad del panel) antes del ensayo. Las Figuras 31 y 32 presentan la distribución de esfuerzos en el Panel de Ensayo de SPD 2 a 18.000 ciclos y 48.000 ciclos respectivamente. Comparando las Figuras 26 y 31, se observa una reducción significativa de los esfuerzos sobre la junta. En la sección superior de la imagen 31, se observa un aumento de los esfuerzos sobre el revestimiento en el borde de la SPD donde se está atrayendo carga desde el revestimiento hasta la SPD. Las concentraciones de esfuerzos en la SPD sobre cada uno de los sujetadores son visibles también.

40 A partir de este ejemplo, se puede ver que la SPD se ha mantenido intacta, asegurando así que la junta está sellada. Aunque este estudio se ha centrado en las juntas de solape del fuselaje, la capacidad de un duplicador de SPD para formar una unión duradera tanto con el revestimiento como con los sujetadores predice que este enfoque puede muy bien ser aplicable a otros sectores problemáticos de una aeronave.

Referencias:

[1] Efforts to reduce corrosion on the military equipment and infrastructure of the department of defense, Office of the Secretary of Defense, USA. Department of Defense Report; June 2007.

[2] Karthikeyan, J. 2004. Cold spray technology: International status and USA efforts. ASB Industries. 1-14.

45 [3] Decker MK, Smith MF. Thermal spray and cold spray analysis of density, porosity, and tensile specimens for use with LIGA applications. SAND2000-0339, Sandia National Laboratories; February 2000.

[4] Sartwell BD, Kestler R, Legg KO, Assink W, Nardi A, Schell J. Validation of HVOF WC/Co, WC/CoCr and Tribaloy 800 thermal spray coatings as a replacement for hard chrome plating on C-2/E-2/P-3 and C-130 propeller hub system components, NRL-PP-99-22-FR-01, Naval Research Laboratory, Washington; May 2003.

- [5] Sakaki K. Cold spray process overview and application trends. *Mater Sci Forum* 2004;449-452:1305-8.
- [6] Karthikeyan, J. Development of oxidation resistant coatings on GRCop-84 substrates by cold spray process. NASA-CR 2007-214706; 2007.
- 5 [7] Pepi, M. Cold spray technology for repair of magnesium rotorcraft components. NAVAIR corrosion resistant alloy workshop; 8-9, November 2006.
- [8] Villafuerte J. Current and future applications of cold spray technology, Recent trends in cold spray technology: Potential applications for repair of military hardware, NATO RTO-MP-AVT-163; 2010. p. 1-14. <<ftp://ftp.rta.nato.int>>.
- [9] Matthews N. Supersonic particle deposition (SPD) cutting edge technology for corrosion protection and damaged metallic component recover In: Proceedings 2010 SDE symposium program "Design Engineering in a SRP Environment". RAAF Williams, Melbourne, Australia; 24-25, March 2010.
- 10 [10] Stoltenhoff T. Praxair surface technologies GmbH, Germany, 8th Colloquium, HVOF spraying cold spray, Conference, Erding, Germany; 2009.
- [11] Baker AA, Rose LRF, Jones R. *Advances in the bonded materials compuestos repair of metallic aircraft structure*, vol. I y II, Elsevier Applied Science Publishers; 2002. ISBN 0-08-042699-9.
- 15 [12] Baker AA, Jones R. *Bonded repair of aircraft structure*. The Hague: Martinus Nijhoff Publishers; 1988.
- [13] Harwood N, Cummings WH. *Thermoelastic stress analysis*. Bristol: Adam Hilger; 1991.
- [14] Diaz FA, Yates JR, Patterson EA. Some improvements in the analysis of fatigue cracks using thermoelasticity. *Int J Fatigue* 2004;26:365-76.
- [15] Jones R, Pitt S. An experimental evaluation of crack face energy dissipation. *Int J Fatigue* 2007;28(12):1716-24 (Details on the use of lock-in thermography to measure surface stresses and energy dissipation are given in [13,14]).
- 20 [16] N.S. Iyyer, N.E. Dowling, Fatigue growth and closure of short cracks, AFWoALTR- 89-3008; June 1989.
- [17] Newman JC, Wu XR, Venneri SL, Li CG. *Small-crack effects in high-strength aluminium alloys*, NASA, editor. NASA; 1994.
- [18] Jones R. A scientific evaluation of the approximate 2D theories for materiales compuestos repairs to cracked metallic components, *Compos Struct* 87(2) (2009) 151-160.
- 25 [19] Jones R, Molent L. Critical review of the generalised frost-dugdale approach to crack growth in F/A-18 Hornet structural materials, DSTO-RR-0350; March 2010.
- [20] Jones R, Molent L, Pitt S. Crack growth from small flaws. *Int J Fatigue* 2007;29:658-1667.
- [21] Jones R, Barter S, Chen F. Experimental studies into short crack growth. *Eng Fail Anal* 2011. doi:10.1016/j.eng-failanal.2011.03.012.
- 30 [22] Zhao ZB, Gillispie BA, Smith JR. Coating deposition by the kinetic spray process. *Surf Coat Technol* 2006;200:4746-54.
- [23] Hussain T, McCartney DG, Shipway PH, Zhang D. Bonding mechanisms in cold spraying: the contributions of metallurgical and mechanical components. *J Therm Spray Tech* 2008;18(3):364-79.
- 35 [24] Pepi M, Cold spray technology for repair of magnesium rotor craft components. In: Proceedings NAVAIR corrosion resistant alloy workshop, 8-9, November 2006.
- [25] Rose LRF. A cracked plate repaired with bonded reinforcements. *Int J Fract* 1982;18:135-44.
- [26] Jones R. Numerical analysis and design. In: Baker A, Rose LRF, Jones R, editors. *Advances in the bonded materiales compuestos repair of metallic aircraft structure*. Elsevier Applied Science Publishers; 2002. ISBN: 0-08-042699-9.
- 40 [27] R. Crack patching: design aspects. In: Baker A, Jones R, editors. *Bonded Repair of Aircraft Structure*. The Hague: Martinus Nijhoff Publishers; 1988 [chapter 9].
- [28] Wang CH, Rose. A crack bridging model for bonded plates subjected to tension and bending. *Int J Solids Struct* 1999; 36:1985-2014.
- 45 [29] R, Chiu WK, Marshall IH. Weight functions for materiales compuestos repairs to rib stiffened panels. *Eng Fail Anal* 2004;11(1):49-78.

- [30] Hart-Smith U. Recent expansions in the capabilities of Rose's closed-form analyses for bonded crack-patching. In: Baker A, Rose LRF, Jones R, editors. Elsevier Applied Science Publishers; 2002. ISBN: 0-08-042699-9 [chapter 8 .
- [31] Mandelbrot BB, Passoja DE, Paullay AJ. Fractal character of fracture surfaces of metals. *Nature* 1984;308:721-2.
- [32] Bouchaud E. Scaling properties of cracks. *J Phys Condens Matter* 1997;9:4319-44.
- 5 [33] BB. Fractal analysis and synthesis of fracture surface roughness and related forms of complexity and disorder. *Int J Fract* 2006;138:13-7.
- [34] Carpinteri A, Paggi M. A unified fractal approach for the interpretation of the anomalous scaling laws in fatigue and comparison with existing models. *Int J Fract* 2010;161:41-52.
- [35] Spagnoli A. Self-similarity and fractals in the Paris range of fatigue crack growth. *Mech Mater* 2005;37:519-29.
- 10 [36] Saether E, Ta'asan S. A Hierarchical approach to fracture mechanics, NASA/TM-2004-213499.
- [37] An, Spagnoli An, Vantadori S, Viappiani D. Influence of the crack morphology on the fatigue crack growth rate: a continuously-kinked crack model based on fractals. *Eng Fract Mech* 2008;75(3-4):579-89.
- [38] <http://www.dailymail.co.uk/news/article-1374574/Southwest-Airlines-fully-operational-plane-cracks-re-paired.html>
- [39] <http://www.bbc.co.uk/news/world-us-canada-12954335>
- 15 [40] R. y Molent L, Chapter 16, Repair of Multi-site Damage, A. Baker, *Advances in the Bonded Materials compuestos Repair of Metallic Aircraft Structure*, Edited by L. R. F. Rose y Jones R., Elsevier Applied Science Publishers, 2002. ISBN 0-08-042699-9
- [41] R. Cairns K., Baker J., Krishnapillai K. y Hinton B., A study of the effect of CPCs on fatigue crack propagation in a representative fuselage lap joint specimen, *Engineering Fracture Mechanics*, doi: 10.1016/j.eng-fractmech.2011.11.015.
- 20

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un método para prevenir o inhibir el inicio de una debilidad estructural en una junta estructural o en una reparación remachada de aeronave; comprendiendo el método el paso de unir una pluralidad de partículas metálicas a la junta estructural o a la reparación remachada de la aeronave por un sitio donde no existe debilidad estructural, efectuándose la unión en condiciones que permiten que la pluralidad de partículas metálicas formen una capa sustancialmente continua sobre una superficie de la junta estructural o de la reparación remachada de la aeronave, consiguiéndose la unión mediante un proceso de pulverización en frío.
2. Un método según la reivindicación 1, en donde el método tiene como objetivo evitar la entrada de un elemento ambiental en una junta estructural o en una reparación remachada de la aeronave.
- 10 3. Un método según la reivindicación 1 o la reivindicación 2, en donde al menos una proporción de, o sustancialmente todas, las partículas son partículas metálicas.
4. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en donde la unión no implica la disolución o fusión de las partículas.
- 15 5. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en donde opcional y preferiblemente, el proceso de pulverización en frío es una deposición supersónica de partículas.
6. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en donde la capa sustancialmente continua tiene al menos aproximadamente 0,05 mm o la capa sustancialmente continua tiene una profundidad sustancialmente uniforme a través de la superficie de aplicación.
- 20 7. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, en donde la estructura de la aeronave es una junta de solape y la capa sustancialmente continua no se extiende para cubrir una unión entre el extremo libre de un primer (1) componente de chapa metálica de la junta de solape y un segundo (2) componente subyacente de chapa metálica.
8. Un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, en donde la debilidad estructural es una grieta.
- 25 9. Una junta estructural o una reparación remachada de aeronave comprendiendo una capa metálica sustancialmente continua, siendo depositada la capa sobre una superficie de la junta estructural o de una reparación remachada de aeronave en un sitio donde no existe debilidad estructural, pudiendo prevenir o inhibir la capa el inicio de una debilidad estructural en la junta estructural o en una reparación remachada de la aeronave, en la que la capa comprende una pluralidad de partículas metálicas y es depositada sobre la superficie de la estructura de la aeronave mediante un proceso de pulverización en frío.
- 30 10. La junta estructural o una reparación remachada de aeronave según la reivindicación 9, en donde la capa puede evitar la entrada de un elemento ambiental en la junta estructural o en una reparación remachada de la aeronave.
11. La junta estructural o una reparación remachada de aeronave según la reivindicación 9 o la reivindicación 10, en donde al menos una proporción de, o sustancialmente todas, las partículas son partículas metálicas.
- 35 12. La junta estructural o una reparación remachada de aeronave según una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 11, en donde la capa sustancialmente continua es depositada sobre la superficie de la estructura de aeronave mediante un método según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8.
13. La junta estructural o una reparación remachada de aeronave según una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 12, en donde la capa sustancialmente continua tiene al menos aproximadamente 0,05 mm, o la capa sustancialmente continua tiene una profundidad sustancialmente uniforme a través de la superficie de aplicación.
- 40 14. La junta estructural o una reparación remachada de aeronave según una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 13, en donde la junta estructural es una junta de solape y la capa sustancialmente continua no se extiende para cubrir una unión entre el extremo libre de un primer (1) componente de chapa metálica de la junta de solape y la cara de un segundo (2) componente de chapa metálica de la junta.
- 45 15. La junta estructural o una reparación remachada de aeronave según una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 14, en donde la debilidad estructural es una grieta.

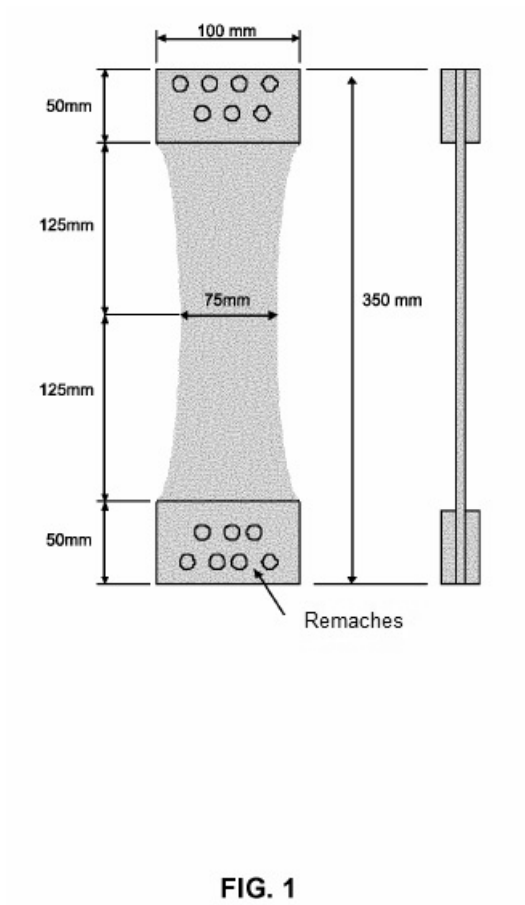
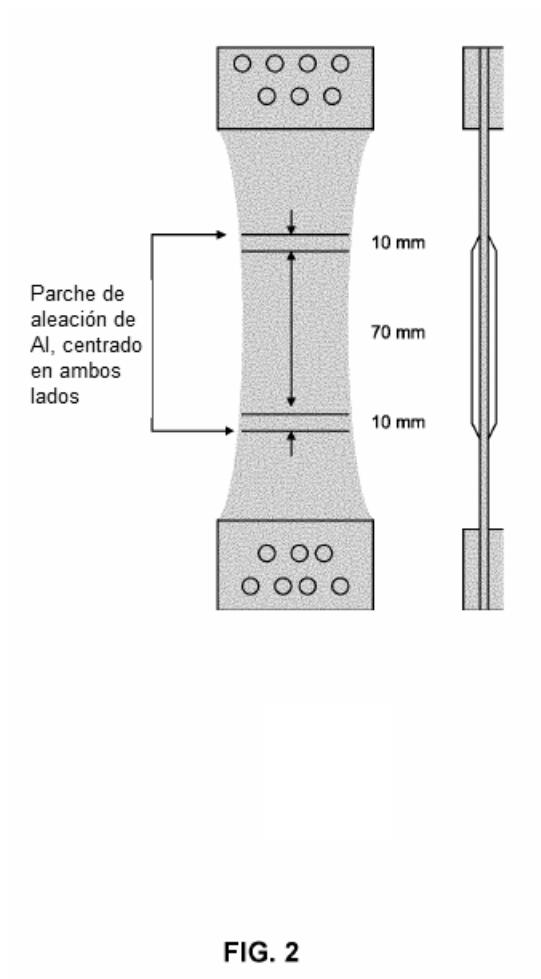


FIG. 1



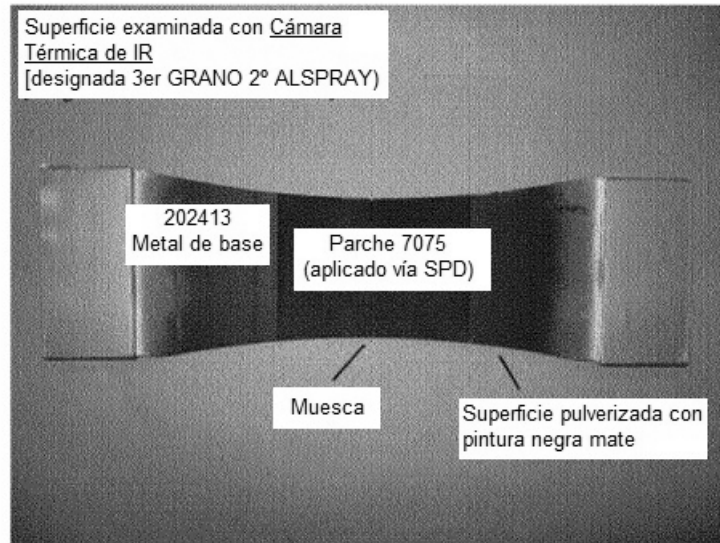


FIG. 3

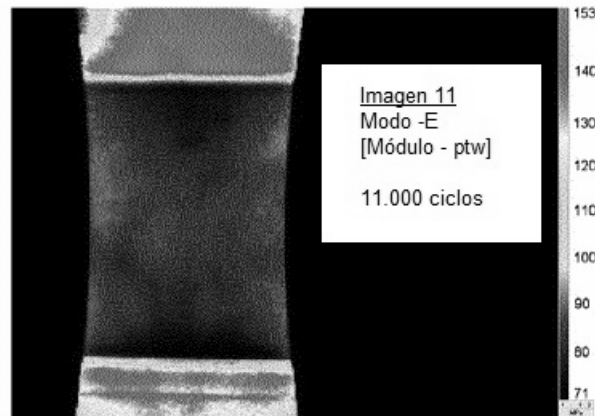


FIG. 4

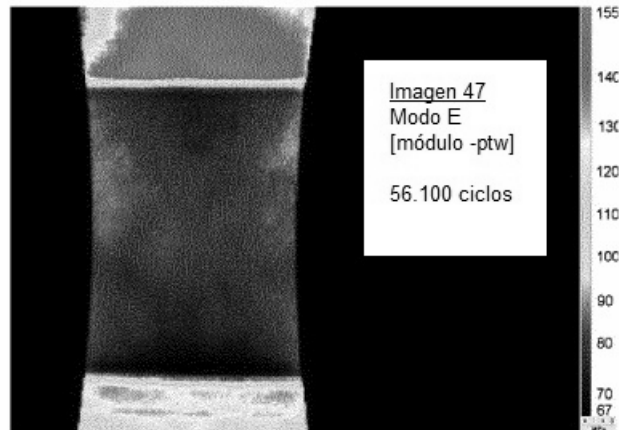


FIG. 5

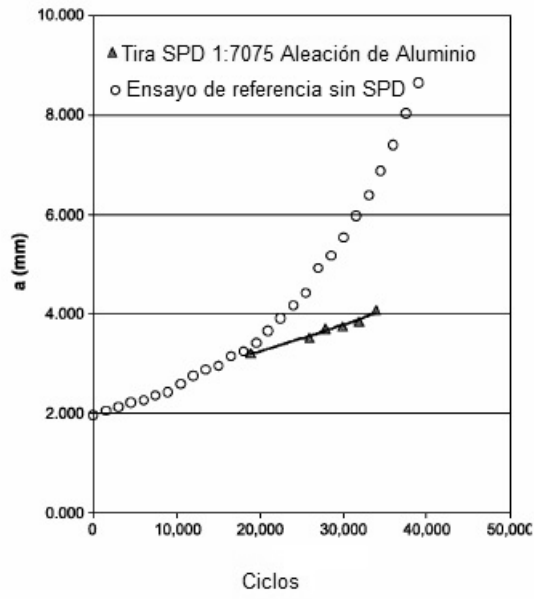


FIG. 6

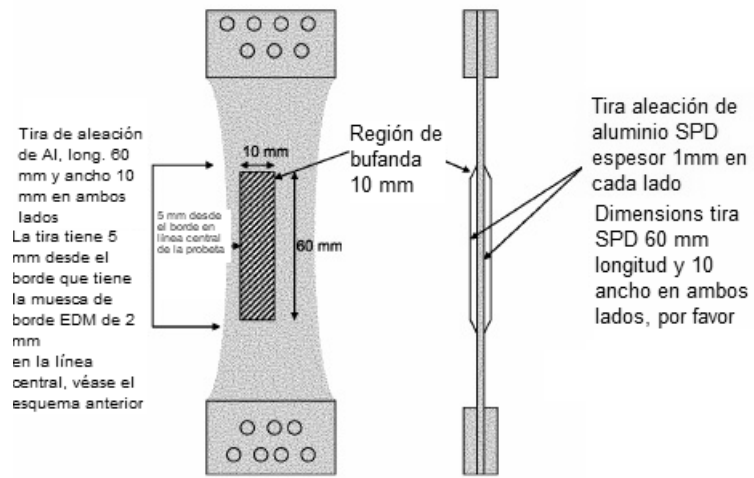


FIG. 7

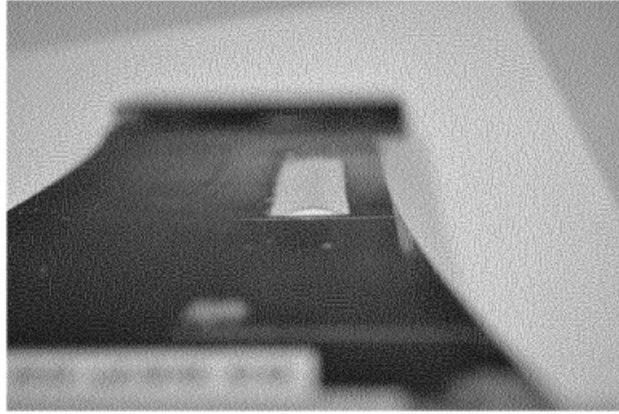


FIG. 8

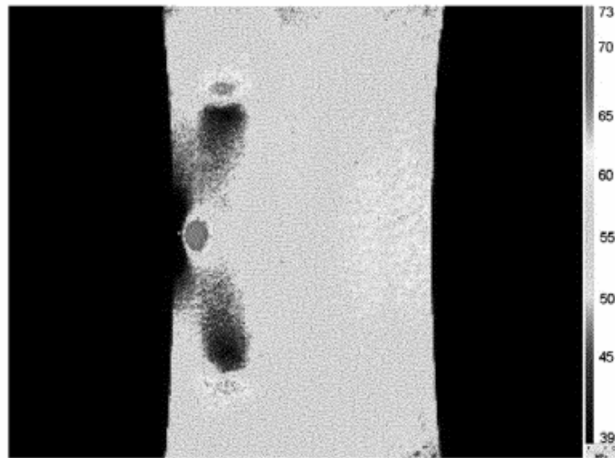


FIG. 9

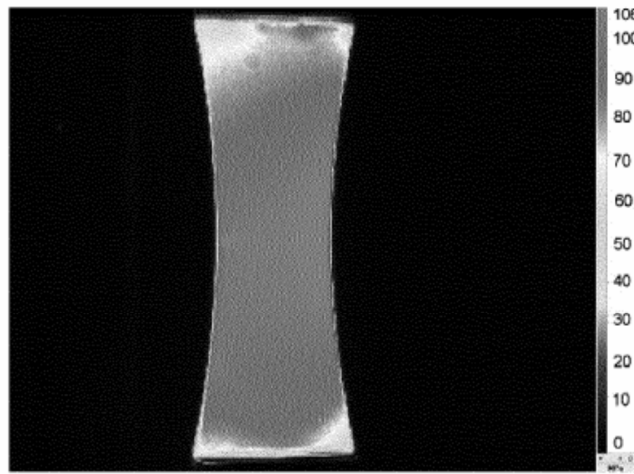


FIG. 10

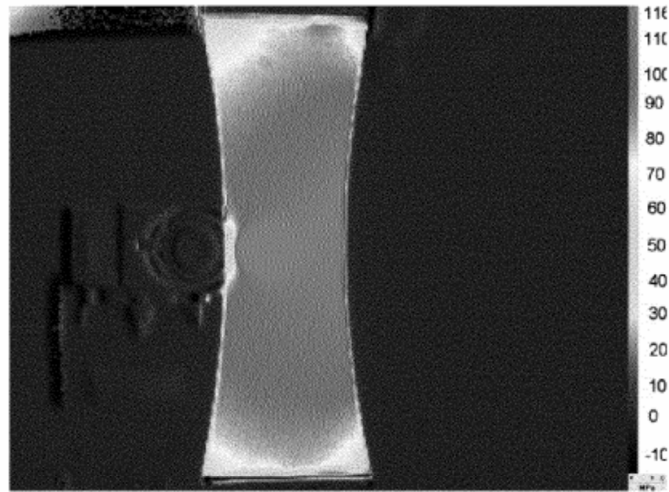


FIG. 11

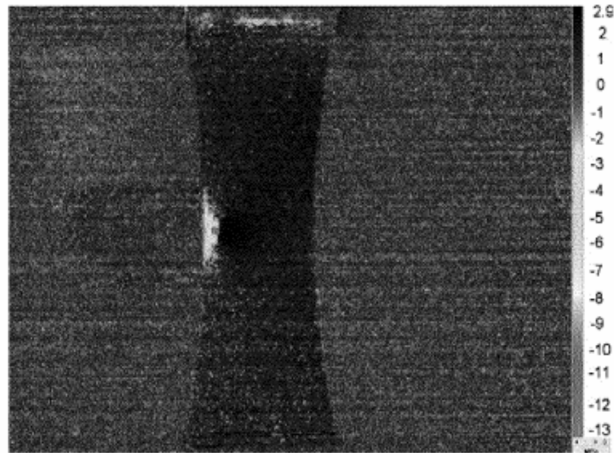


FIG. 12

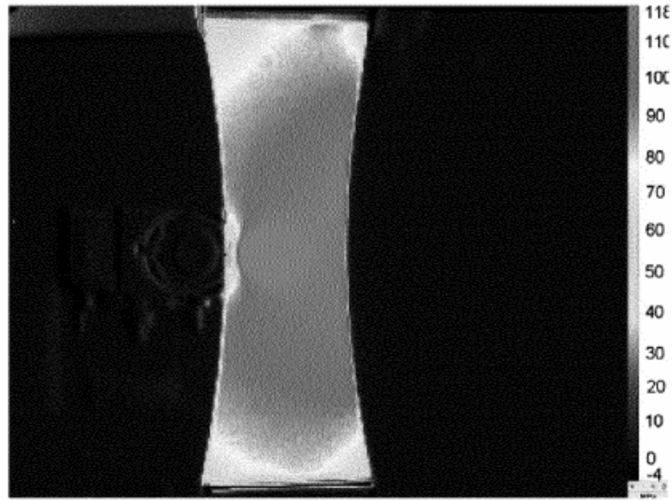


FIG. 13

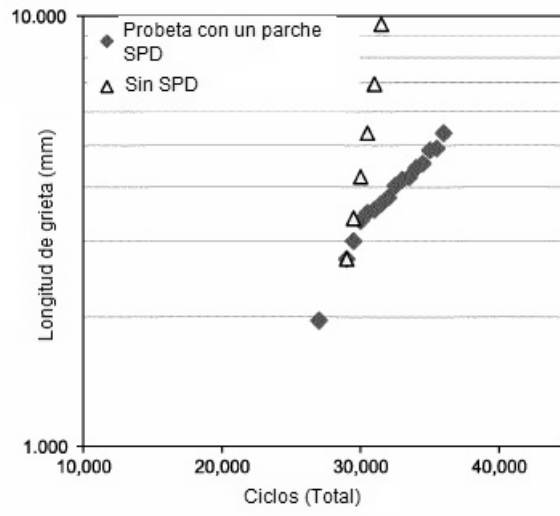


FIG. 14

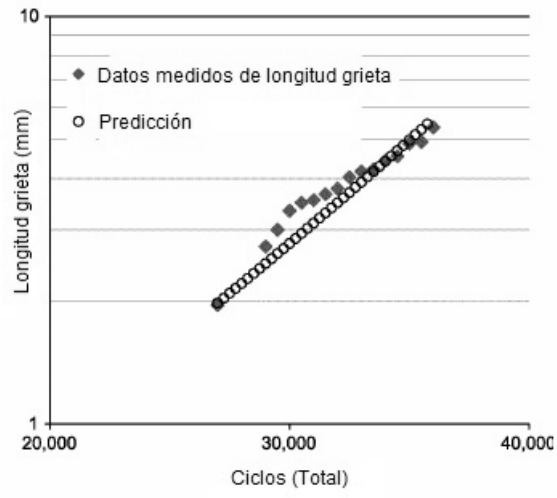


FIG. 15

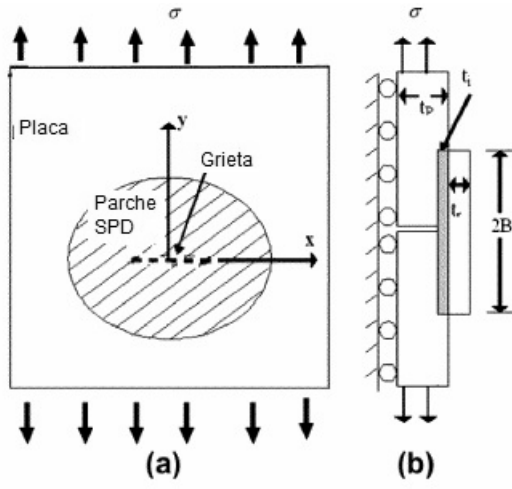


FIG. 16

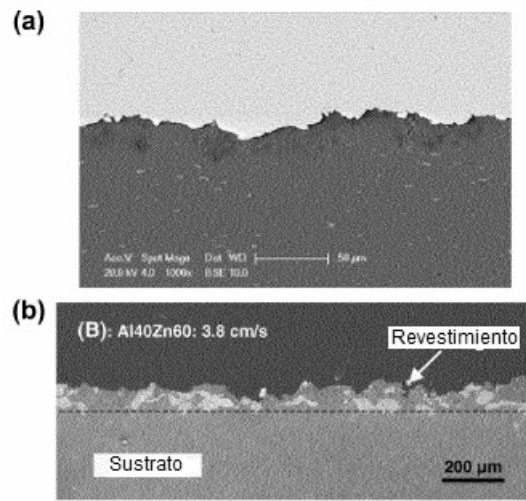


FIG. 17

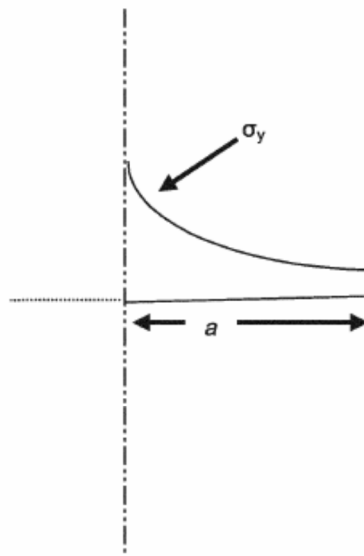


FIG. 18

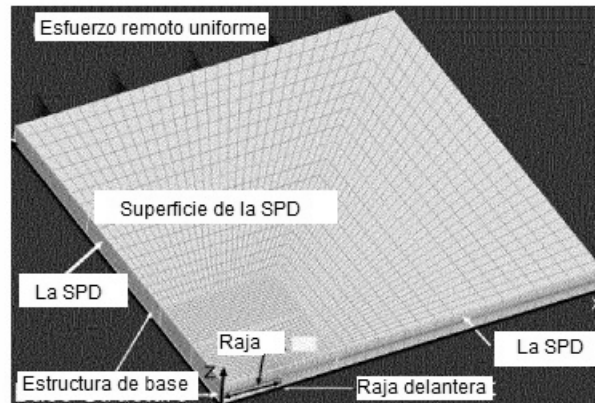


FIG. 19

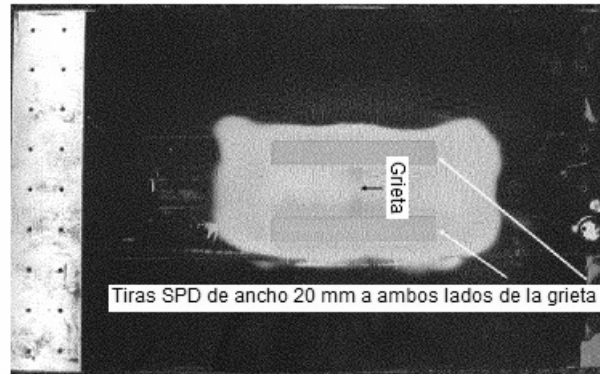


FIG. 20

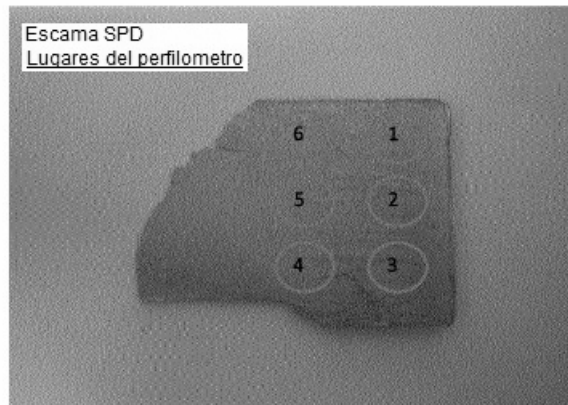


FIG. 21

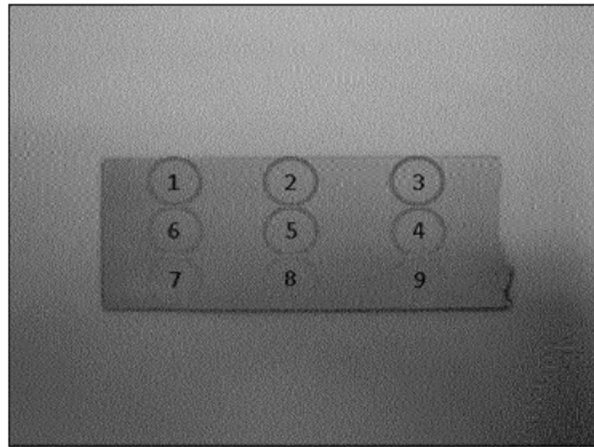


FIG. 22

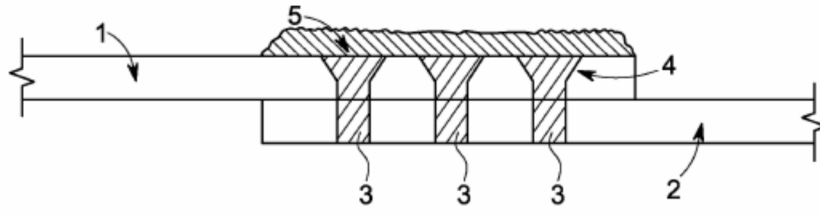


FIG. 23A

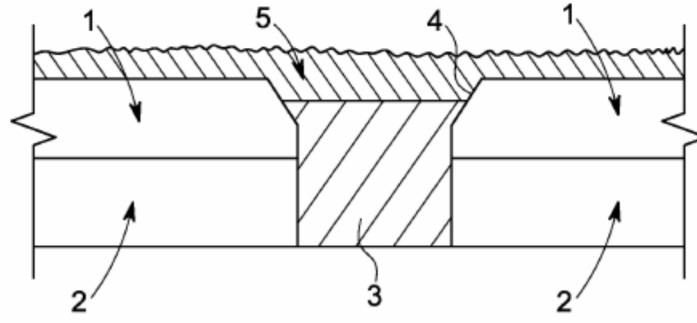


FIG. 23B

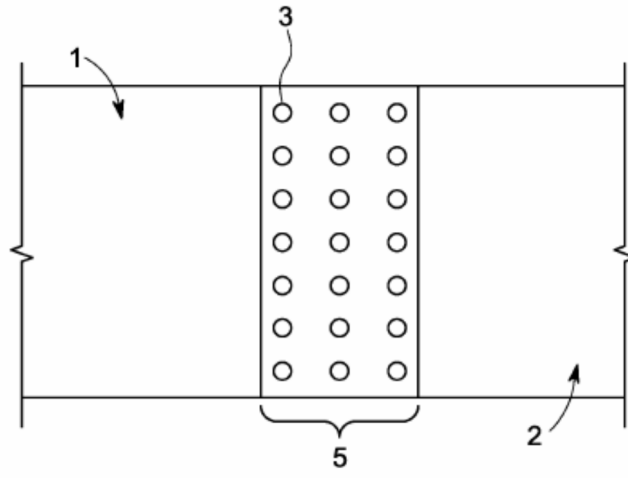


FIG. 23C

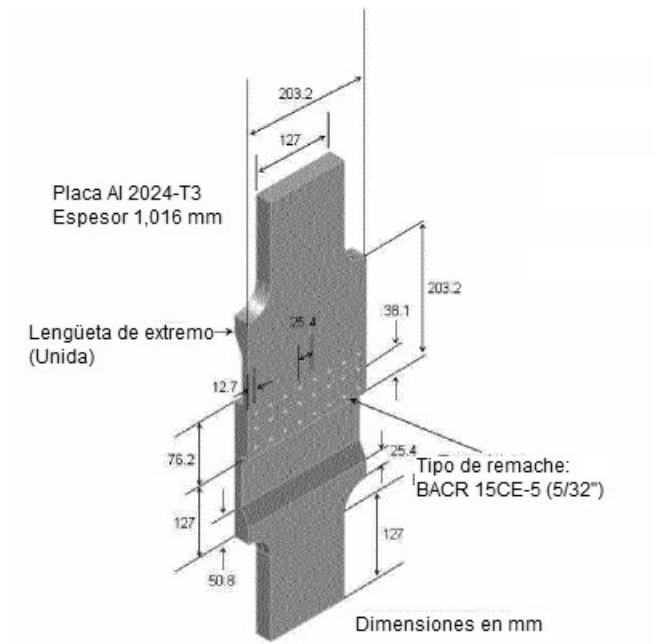


FIG. 24

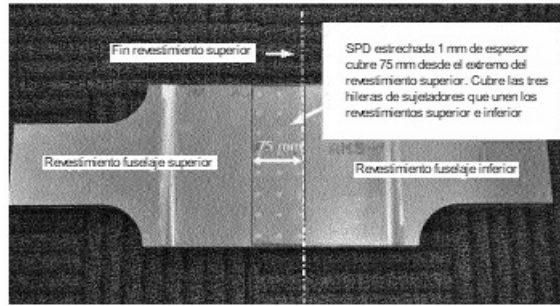


FIG. 25

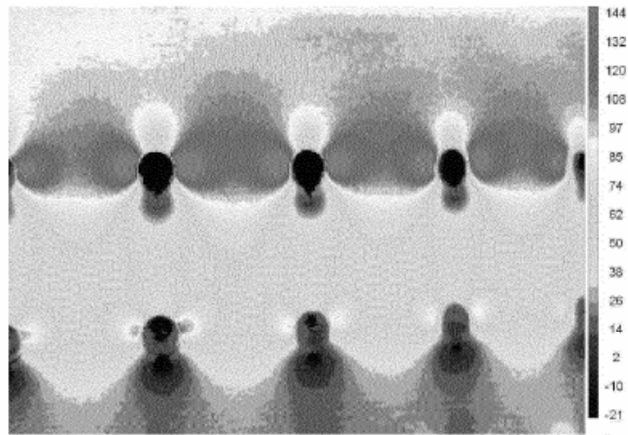


FIG. 26

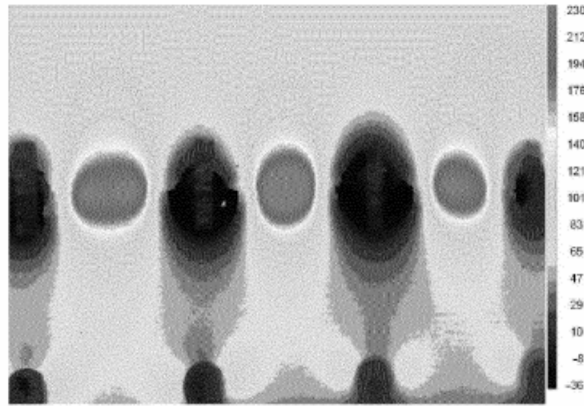


FIG. 27

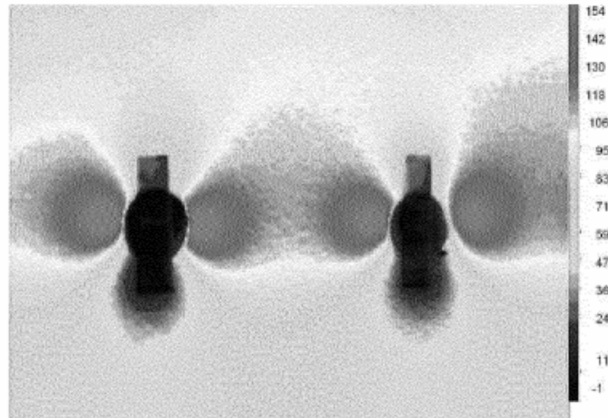


FIG. 28

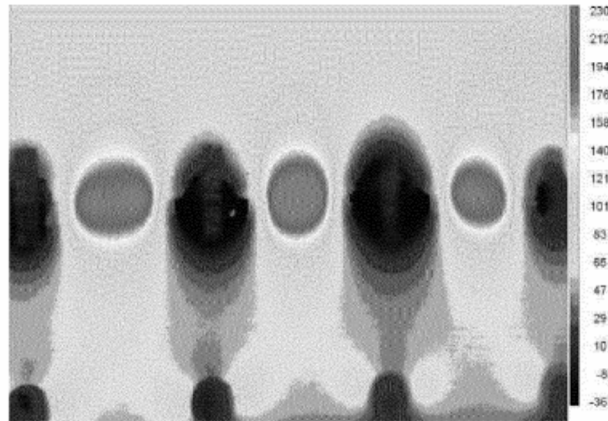


FIG. 29

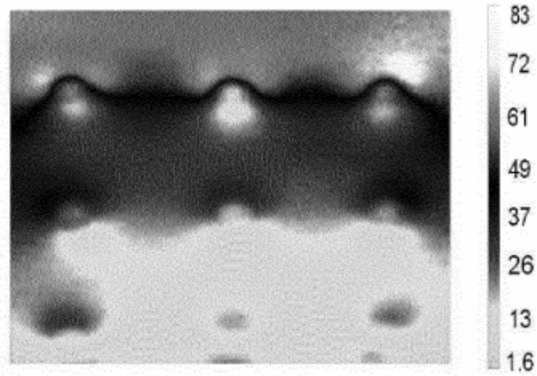


FIG. 30

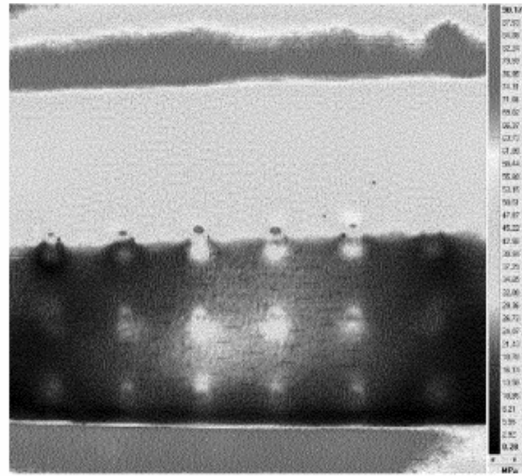


FIG. 31

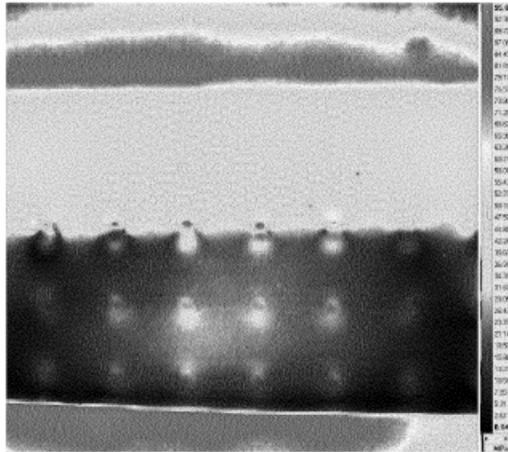


FIG. 32