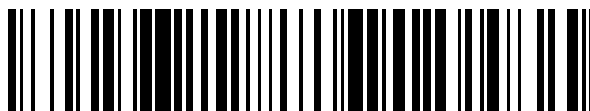


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 703 381**

51 Int. Cl.:

B23K 9/04	(2006.01)
B23K 9/167	(2006.01)
B23K 9/235	(2006.01)
B23K 10/02	(2006.01)
B23K 15/00	(2006.01)
B23P 6/00	(2006.01)
B23K 26/34	(2014.01)
F01D 5/00	(2006.01)
B23K 101/00	(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **05.11.2015** **E 15193180 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **10.10.2018** **EP 3153271**

54 Título: **Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina**

30 Prioridad:

08.10.2015 CN 201510646154

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

08.03.2019

73 Titular/es:

**LIBURDI ENGINEERING LIMITED (100.0%)
400 Highway 6 North
Dundas, Ontario L9H 7K4, CA**

72 Inventor/es:

**GONCHAROV, ALEXANDER B.;
LIBURDI, JOE y
LOWDEN, PAUL**

74 Agente/Representante:

VALLEJO LÓPEZ, Juan Pedro

ES 2 703 381 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 de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina

5 Campo de la invención

La invención se refiere a la soldadura por fusión y se puede usar para una reparación de componentes de motores de turbina fabricados con superaleaciones a base de níquel, cobalto y hierro que utilizan soldadura por arco de tungsteno con gas (GTAW), soldadura manual y automática por rayo láser (LBW), por haz de electrones (EBW), por plasma (PAW) y microplasma (MPW). La presente invención se refiere más particularmente a un método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1 (véase, por ejemplo, el documento US2015/093284).

15 Antecedentes de la invención

La presente invención se refiere a una soldadura por fusión y se puede usar para reparar diversos componentes de motores de turbina, más en particular para reparar y fabricar palas de turbina fabricadas con superaleaciones policristalinas equiaxadas, de cristal único y solidificadas direccionalmente utilizando procesos de soldadura de revestimiento y fusión.

En la soldadura por fusión, la coalescencia o unión entre dos o más artículos tiene lugar mediante la fusión de un material base con o sin introducción de un material de carga, seguido por el enfriamiento y la cristalización de un baño de soldadura. La soldadura por fusión puede producir propiedades iguales a las del material base en un amplio intervalo de temperaturas y condiciones. Sin embargo, la acomodación de la solidificación y las tensiones residuales a menudo da como resultado el agrietamiento de Inconel 713, Inconel 738, René 77, René 80, René 142, CMSX-4, René N4, René N5 y otras superaleaciones de alta gamma prima difíciles de soldar que tienen baja ductilidad y que son propensas al agrietamiento en la zona afectada por calor (HAZ).

La soldadura dura puede producir juntas libres de grietas porque no requiere la fusión de un material de base para obtener la coalescencia. La soldadura dura se lleva a cabo mediante fusión y solidificación de solo materiales de soldadura dura. Sin embargo, las propiedades mecánicas de las juntas soldadas suelen estar por debajo de las propiedades mecánicas del material base en un 50-75 % a alta temperatura.

Las malas propiedades mecánicas de las juntas soldadas producidas por la mayoría de los materiales de soldadura dura de níquel y cobalto están relacionadas con un alto contenido de boro en estos materiales y no permiten una restauración dimensional exhaustiva de las palas de la turbina y reparaciones estructurales de otros componentes del motor.

Por lo tanto, a pesar de la propensión al agrietamiento, la soldadura se usa con más frecuencia que la soldadura dura para la fabricación y reparación de diferentes artículos, incluidos los componentes del motor de turbina. Sin embargo, para evitar el agrietamiento durante la soldadura por fusión, las palas de la turbina fabricadas con materiales que tienen baja ductilidad se precalientan antes de soldar a una temperatura superior a 900 °C según el documento US 5.897.801. La soldadura se realiza golpeando un arco en el área preseleccionada para fundir localmente el material de origen, proporcionando un metal de carga que tiene la misma composición que la superaleación a base de níquel del artículo, y alimentando el metal de carga al arco que da como resultado la fusión y la fusión de este último con el material de origen formando un depósito de soldadura en la solidificación.

Se utilizó un enfoque similar en el método descrito en el documento US 6.659.332. El artículo se repara eliminando el material dañado que está presente en el área defectuosa, seguido del precalentamiento del artículo a una temperatura de 60 a 98 % de la temperatura de solidus del material base en una cámara que contiene un gas protector seguido de soldadura.

Con el fin de minimizar la tensión de soldadura en la pala debido a la aplicación de una energía térmica considerable durante los procesos de soldadura por fusión, las palas se someten a un calentamiento controlado antes y controlan el enfriamiento después de la reparación de la soldadura de acuerdo con el método descrito en el documento CA 1207137.

El precalentamiento de las palas de la turbina aumenta el costo de una reparación y no garantiza soldaduras libres de grietas debido a la baja ductilidad de los componentes fabricados con superaleaciones de endurecimiento por precipitación. Los documentos US2015093284A1 y US2011142713A1 se refieren a materiales de soldadura para superaleaciones. El documento GB1277500A se refiere a artículos resistentes a la oxidación y sulfuración y el documento US4219592A se refiere a un proceso de revestimiento de dos días mediante soldadura por fusión.

Por lo tanto, en la actualidad, solo el precalentamiento a temperaturas que superan 900 °C permite la soldadura libre de grietas en las superaleaciones de alta gamma prima policristalinas equiaxadas y solidificadas direccionalmente de endurecimiento por precipitación.

Por lo tanto, uno de los objetivos principales de la presente invención es el desarrollo de un nuevo método rentable de reparación y fabricación de componentes de motores mediante soldadura y revestimiento sobre superaleaciones policristalinas, solidificadas direccionalmente y de cristal único.

El objeto se ha logrado mediante la materia objeto de la reivindicación 1.

5

Breve descripción de la invención

Los investigadores han descubierto que la realización del método inventado de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina que incluye las etapas de la preparación previa de la soldadura mediante la eliminación de un material dañado y contaminantes para poner de manifiesto un material de base libre de defectos; soldadura de reparación del área dañada mediante el proceso de soldadura por fusión seleccionado de entre soldadura por láser, microplasma, plasma, haz de electrones y arco de tungsteno con dos materiales de carga diferentes, en el que el primer material de carga diferente, seleccionado de entre aleaciones de níquel dúctil y bases de cobalto que comprende dendritas de alta temperatura y eutécticos interdendríticos de baja temperatura con una temperatura de solidus por debajo de una temperatura de solidus del material base debido a aditivos de boro de 0,05 % en peso-1,2 % en peso; seguido de un tratamiento térmico de difusión, que se realiza después de la aplicación de la capa de transición, a una temperatura que supera una temperatura de envejecimiento del material base pero por debajo de una temperatura de fusión incipiente del material base de aproximadamente 30 minutos a aproximadamente 24 horas; aplicación de una capa superior de resistencia a la oxidación usando el proceso de soldadura por fusión y el segundo material de carga diferente compuesto de 5 a 12 % en peso de Co, de 12 a 25 % en peso de Cr, desde cantidades traza hasta 5 % en peso de Mo, desde cantidades traza hasta 5 % en peso de W, de 1 a 5 % en peso de Ti, desde cantidades traza hasta 0,1 % en peso de Zr, desde cantidades traza hasta 1,5 % en peso de Hf, desde cantidades traza hasta 0,2 % en peso de B, de 3 al 6 % en peso de Al, de 0,5 % en peso a 6 % en peso de Si, desde una cantidad traza hasta 5,5 % en peso de Re, desde una cantidad traza hasta 4 % en peso de Ta y níquel con impurezas para equilibrar; tratamiento térmico posterior a la soldadura seleccionado de entre la presión isostática en caliente, el recocido, el envejecimiento y el alivio de la tensión del material de base seguido de la restauración de la geometría original del componente del motor mediante un método seleccionado de entre mecanizado, mezcla y pulido; pruebas no destructivas; e inspección dimensional, así como otras realizaciones de las invenciones actuales que se analizan a continuación; soldaduras producidas libres de defectos y HAZ en diversas superaleaciones de alta gamma prima a base de níquel de endurecimiento por precipitación a temperatura ambiente.

10

15

20

25

30

Otra realización preferente incluye la etapa adicional de un mecanizado de la capa de transición hasta un espesor uniforme de 0,3 mm o mayor.

35

Para producir un rejuvenecimiento del material base que mejora las propiedades mecánicas de la soldadura de acuerdo con otra realización preferente, el componente de reparación del motor se somete a un tratamiento de presión isostática en caliente que depende de la condición del material base antes de la soldadura o después de la aplicación de la capa de transición o después de la aplicación de la capa superior de resistencia a la oxidación.

40

De acuerdo con otra realización preferente que tiene como objetivo mejorar la soldabilidad y realizar la limpieza al vacío, los componentes del motor de turbina se someten al tratamiento térmico de recocido en un vacío o una atmósfera protectora, preferentemente hidrógeno, antes de la aplicación de la capa de transición.

45

Para simplificar el uso de soldadura y revestimiento automáticos, así como para permitir la aplicación directa de la capa superior de resistencia a la oxidación en el área de reparación, el material defectuoso de la punta se elimina mediante un recorte de la punta de la pala al menos 0,25 mm por debajo de un daño reparable típico de las palas de la turbina que permiten una aplicación directa de la capa superior de resistencia a la oxidación durante las siguientes reparaciones a la capa de transición aplicada anteriormente.

50

De acuerdo con las realizaciones preferentes que tienen como objetivo mejorar las propiedades de la base y el material soldado, la pala de la turbina se somete a un tratamiento térmico posterior a la soldadura seleccionado de entre un recocido, endurecimiento por precipitación del material base o ambos, o aliviar la tensión usando parámetros seleccionados de entre los prescritos para el material de base.

55

De acuerdo con la realización preferente de la presente invención, el proceso de soldadura por fusión se realiza a una temperatura ambiente.

60

Sin embargo, en caso de necesidad en función de la soldabilidad de un material base y una estadística de velocidad de rechazo de acuerdo con otra realización, el proceso de soldadura por fusión se puede realizar con un precalentamiento a una temperatura de 600 °C a 1100 °C.

65

Las realizaciones preferentes de las presentes invenciones se pueden usar para reparar y fabricar componentes de motores de turbina fabricados con superaleaciones de cristal único solidificadas direccionalmente equiaxadas a base de níquel, cobalto y hierro.

Todas las realizaciones preferentes se pueden usar para reparar y fabricar componentes de motores de turbina seleccionados de entre paletas de guía de boquilla (NGV), paletas de compresor, palas del compresor, palas del compresor de alta presión (HPC), palas de la turbina de alta presión (HPT), palas de turbina de baja presión (LPT), protectores, segmentos de sellado, cubiertas, diafragmas, cámaras de combustión, revestimientos de combustión, boquillas de combustible, colectores de motores aeronáuticos y turbinas industriales.

La presente invención es un desarrollo adicional de reparaciones de componentes de motores de turbina basados en el uso de materiales de soldadura descritos por primera vez en las solicitudes de patente en trámite de Liburdi Engineering Ltd WO2015095949, CA2850698 (CN104511702 (A)), PCT/CA2014/000752 y WO2014063222. La combinación de materiales de soldadura dúctiles que contienen boro para la aplicación de la capa de transición seguida del tratamiento térmico de difusión y la aplicación de la capa superior de resistencia a la oxidación que contiene silicio son etapas clave que producen piezas libres de grietas con una resistencia a la oxidación superior y diferencian la presente invención de las técnicas anteriores.

Se observaron las siguientes ventajas de acuerdo con la invención:

Se ha descubierto que este método produce soldaduras libres de grietas a temperatura ambiente en la mayoría de las superaleaciones policristalinas, solidificadas direccionalmente y de cristal único con un alto contenido de fase gamma prima que reduce el costo, aumenta la productividad y mejora la salud y seguridad de las condiciones de trabajo.

El componente reparado del motor muestra una resistencia superior a la oxidación que supera la resistencia a la oxidación de la mayoría de los materiales base debido a la adición de silicio y la optimización de la proporción de Al-Si-Cr.

25 Breve descripción de los dibujos

La Figura 1 son las micrografías de la zona de fusión de la muestra de prueba fabricada con el IN738 con la capa de transición producida por la soldadura GTAW-MA con el primer material de carga diferente Alloy 3669-6B que representa la curación del agrietamiento por licuación de HAZ por eutécticos interdendríticos bajos durante una solidificación de un baño de soldadura.

La Figura 2 representa la microestructura de la zona afectada por el calor libre de grietas del borde posterior de la pala IGT fabricada en la superaleación GTD 111 DS, capa de transición producida usando soldadura GTAW-MA con el primer material de carga diferente Alloy 3687B adyacente al material base y la capa superior de resistencia a la oxidación producida por el segundo material de carga diferente Alloy 3667S.

La Figura 3 representa la microestructura libre de defectos de la capa superior de resistencia a la oxidación producida usando el segundo material de carga diferente Alloy 3667S con un aumento de 500.

La Figura 4 es la micrografía de HAZ libre de grietas y la capa de transición producida usando GTAW-MA y el primer material de carga diferente Alloy 3669-6B.

40 SIGLAS CONVENCIONALES

AMS: Especificación de material aeroespacial (normas)
ASTM: Sociedad americana para pruebas y materiales (normas)
AWS: Sociedad americana de soldadura (normas)
OEM: Fabricación de equipo original
NDT: Ensayo no destructivos
PWHT: Tratamiento térmico posterior a la soldadura
HAZ: Zona afectada por el calor
IGT: Motor de turbina industrial
LPT: Turbina de baja presión
HPT: Turbina de alta presión
HPC: Compresor de alta presión
NGV: Paleta de guía de boquilla
GTAW: Soldadura por arco de tungsteno con gas
PAW: Soldadura por arco de plasma
MPW: Soldadura por microplasma
LBW: Soldadura por rayo láser
EBW: Soldadura por haz de electrones
HIP: Presión isocrática caliente
EDM: Mecanizado de descarga eléctrica
EM: Manual del motor
SPM: Manual de práctica convencional
UTS: Resistencia a la tracción final
DS: Solidificado direccionalmente (aleación o material)
TES: Borde posterior de las palas y paletas de guía de boquillas
LE: Borde anterior de las palas y paletas de guía de boquillas

DTA: Análisis térmico diferencial
EDS: Espectroscopia de rayos X de dispersión de energía
EPMA: Microanálisis de sonda electrónica

5 GLOSARIO Y TÉRMINOS (DEFINICIONES)

Aleaciones: compuestos metálicos que consisten en una mezcla de dos o más materiales. **Superaleaciones:** materiales metálicos con resistencia a la oxidación y propiedades mecánicas para el servicio a temperaturas elevadas.

10 **Superaleaciones a base de níquel:** materiales por los cuales el contenido de níquel supera el contenido de otros elementos de aleación.

15 **Aleaciones de níquel forjado:** aleaciones a base de níquel que han sido dobladas, martilladas, forjadas o conformadas físicamente en una forma deseada. Las aleaciones de níquel forjado a menudo se sueldan en las mismas condiciones que determinados tipos de acero.

Aleaciones de níquel fundido: aleaciones que contienen níquel que se ha vertido o fundido como un líquido en un molde y se enfría en una forma sólida.

20 **Metal o material base:** uno de los dos o más metales que se van a soldar para formar una junta.

Agrietamiento: fractura que se desarrolla en la soldadura durante o después de que se completa la solidificación de un baño de soldadura.

25 **Ductilidad:** capacidad de los metales y aleaciones para estirarse, extenderse o formarse sin romperse.

Dureza: capacidad de los metales y aleaciones para resistir la indentación, penetración y rayado.

30 **Tratamiento térmico:** los procesos controlados de calentamiento y enfriamiento usados para cambiar la estructura de un material y alterar sus propiedades físicas y mecánicas.

35 **Tratamiento térmico a la solución:** el método de tratamiento térmico que se usa para calentar las aleaciones a una temperatura específica durante un determinado período de tiempo que permite que uno o más elementos de aleación se disuelvan en una solución sólida y luego se enfríen rápidamente.

Envejecimiento o endurecimiento: endurecimiento causado por la precipitación de un componente de soluciones sólidas sobresaturadas.

40 **Tratamiento térmico de envejecimiento o endurecimiento por precipitación:** envejecimiento artificial en el que un componente precipita de una solución sólida sobresaturada debido al calentamiento y la exposición a altas temperaturas.

45 **Tratamiento térmico de envejecimiento en múltiples etapas:** proceso en el que la temperatura del tratamiento térmico disminuye en etapas durante el tratamiento térmico para lograr la morfología deseable de los precipitantes y las propiedades de las superaleaciones.

Envejecimiento primario: la primera etapa a alta temperatura del tratamiento térmico de envejecimiento en múltiples etapas.

50 **Envejecimiento secundario:** la segunda etapa del tratamiento térmico de envejecimiento en múltiples etapas se lleva a cabo a una temperatura más baja que la de un envejecimiento primario para una superaleación seleccionada.

Prensado isostático en caliente (HIP): es la aplicación simultánea de altas temperaturas y presiones a metales y otros materiales durante un período de tiempo específico con el fin de mejorar sus propiedades mecánicas.

55 **Envejecimiento:** envejecimiento en condiciones de tiempo y temperatura superiores a las requeridas para obtener el máximo cambio en determinadas propiedades, de modo que la propiedad se altera en la dirección del valor inicial, que es aplicable en particular al cambio de propiedades de los componentes del motor de turbina expuestos a alta temperatura en condiciones de servicio de componentes de motores de turbina fabricados con superaleaciones de endurecimiento por precipitación.

60 **Tratamiento térmico de difusión:** calentamiento para esparcir un componente, en particular boro, en un material de base sólido particular, que tiende a hacer que la composición de todas las partes, la soldadura particular y el material de base de un componente del motor, sea uniforme.

- Apagado con argón:** se introduce argón en una cámara de tratamiento térmico al vacío a una temperatura de recocido que produce un rápido enfriamiento de las aleaciones a una temperatura ambiente.
- 5 **Soldabilidad:** la capacidad de un material para soldarse bajo condiciones impuestas en una estructura específica adecuada y para funcionar satisfactoriamente para su uso previsto.
- Materiales **no** soldables: materiales que no pueden soldarse mediante procesos de soldadura por fusión a temperatura ambiente.
- 10 **Polvo de soldadura:** el material de soldadura en forma de polvo que se añade al hacer juntas soldadas o soldaduras revestidas.
- Alambre de soldadura:** material de soldadura en forma de alambre que se añade al hacer juntas soldadas o soldaduras revestidas.
- 15 **Vástago** de soldadura: alambre de soldadura cortada a una longitud estandarizada.
- Revestimiento:** el proceso de la aplicación de una capa relativamente espesa (> 0,5 mm (0,02 pulg.)) de material de soldadura y/o polvo de soldadura compuesto con el fin de mejorar el desgaste y/o la resistencia a la corrosión u otras propiedades y/o restaurar la pieza a las dimensiones requeridas con mínima penetración en el material base.
- 20 **Soldadura:** una coalescencia localizada de metales o no metales producida al calentar los materiales a la temperatura de soldadura, con o sin la aplicación de presión, o mediante la aplicación de presión sola, con o sin el uso de material de soldadura.
- 25 **Perla de soldadura:** una soldadura que resulta de una pasada.
- Zona afectada por el calor (HAZ):** la porción del metal base que no se ha fundido, pero cuyas propiedades mecánicas o microestructura se vieron alteradas por el calor de la soldadura.
- 30 **Dilución:** el cambio en la composición química de un material de soldadura causado por la mezcla del material base o el metal de soldadura anterior en la perla de soldadura que se mide por el porcentaje del metal de base o el metal de soldadura anterior en la perla de soldadura.
- 35 **Soldadura:** los procesos de unión de materiales usados en la fabricación de soldaduras.
- Soldadura por fusión:** el proceso de soldadura que usó la fusión del metal base para hacer la soldadura.
- 40 **Soldadura por arco de tungsteno con gas (GTAW):** de acuerdo con la definición de AWS, es el proceso de soldadura por arco que produce la coalescencia de los metales calentándolos con un arco entre un electrodo de tungsteno (no consumible) y el trabajo también conocido como material base. El blindaje se obtiene de un gas o una mezcla de gases. La presión puede o no ser usada y el metal de carga puede o no ser usado.
- 45 **Soldadura por arco de plasma (PAW):** de acuerdo con la definición de AWS, es un proceso de soldadura por arco que produce la coalescencia de los metales calentándolos con un arco constreñido entre un electrodo y la pieza (metal base), también conocida como arco transferido o electrodo y la boquilla de constricción conocida también como arco no transferido.
- 50 **Soldadura y revestimiento por rayo láser (LBW):** de acuerdo con la definición de AWS, es un proceso de soldadura que produce la coalescencia de los materiales con el calor obtenido de la aplicación del haz de luz coherente concentrado que incide sobre la junta o el material de base, respectivamente.
- Pasada de soldadura:** una progresión única de una operación de soldadura o revestimiento a lo largo de una junta, depósito de soldadura o sustrato. El resultado de una pasada es una perla de soldadura, capa o depósito de pulverización.
- 55 **Revestimiento y soldadura de múltiples pasadas:** una soldadura formada por dos o más pasadas
- 60 **Defectos de soldadura:** discontinuidades que, por naturaleza o efecto acumulado, hacen que una parte o un producto no puedan cumplir con las normas o especificaciones de aceptación mínimas aplicables.
- Discontinuidad:** una interrupción de la estructura típica de un metal de soldadura, como la falta de homogeneidad en las características mecánicas, metalúrgicas o físicas de la base o el metal de soldadura.
- 65 **Discontinuidades lineales:** defectos de soldadura con la relación de largo a ancho de 3:1 o mayor.

Grieta: discontinuidad de tipo fractura que se caracteriza por una punta afilada y una alta relación de largo a ancho, que generalmente supera tres (3).

Contracción de solidificación: la contracción de volumen de un metal durante la solidificación.

Fisuración: pequeñas discontinuidades en forma de grieta con solo una ligera separación (desplazamiento de apertura) de las superficies de fractura. Los prefijos macro - o micro indican el tamaño relativo.

Baño de soldadura: el volumen localizado de metal fundido en una soldadura antes de su solidificación.

Carburos: compuestos compuestos de carbono y un elemento menos electronegativo. El carbono puede producir carburos con metales (como cromo, niobio, molibdeno, tantalio, titanio, tungsteno y otros metales de los grupos IVB, VB y VIB) y no metales (como el boro, el calcio o el silicio). Los carburos metálicos se caracterizan por su extrema dureza y resistencia a altas temperaturas.

Boruros: compuestos que consisten en dos elementos, de los cuales el boro es el más electronegativo. El boro forma boruros con elementos metálicos y no metálicos.

Fase gamma (γ): la matriz continua (llamada gamma) es una fase austenítica basada en níquel cúbica centrada en la cara (fcc) que generalmente contiene un alto porcentaje de elementos de solución sólida como Co, Cr, Mo y W.

Austenita: una solución sólida de uno o más elementos en la fase cúbica centrada en la cara.

Fase gamma prima (γ'): la fase de fortalecimiento primario en las superaleaciones a base de níquel es un compuesto que consiste en níquel y Ni₃Al o Ni₃Ti de aluminio o titanio que precipita de manera coherente en la matriz austenítica γ .

Resistencia máxima a la tracción (UTS): la resistencia de un material a la tensión longitudinal, medida por la cantidad mínima de tensión longitudinal necesaria para romper el material.

Límite elástico: la capacidad de un metal para tolerar una fuerza gradual progresiva sin deformación permanente

Deformación plástica (propiedades): es la tendencia de un material sólido a moverse lentamente o deformarse permanentemente bajo la influencia de tensiones. La deformación plástica se produce cuando un metal se somete a una carga de tracción constante a una temperatura elevada.

Pruebas de ruptura: son pruebas que se llevan a cabo aplicando una carga constante a una muestra de tracción mantenida a una temperatura constante de acuerdo con la norma ASTM E139. La prueba de ruptura se lleva a cabo de manera similar a la prueba de deformación plástica, pero a un nivel de tensión mayor hasta que la muestra falla y se mide el tiempo de falla. El tiempo antes de la ruptura en la carga dada se usa para caracterizar las propiedades de rotura de los materiales.

Resistencia a la ruptura: es una tensión nominal desarrollada en un material en ruptura, que no es necesariamente igual a la resistencia máxima.

Recristalización: es una formación de una estructura de grano nueva libre de tensiones, a partir de una existente que generalmente se acompaña del crecimiento del grano durante el calentamiento.

Temperatura de recristalización: es una temperatura aproximada a la cual se produce la recristalización completa de una estructura de grano existente dentro de un tiempo específico.

Soldadura libre de grietas: perlas de soldadura sin indicaciones lineales que tengan una relación de largo a ancho de 3:1 o mayor encontrada mediante una prueba no destructiva o un examen metalográfico de soldaduras con un aumento de hasta 100.

Análisis térmico diferencial: es una técnica termoanalítica, similar a la calorimetría diferencial de barrido, en la que la muestra bajo estudio y una muestra de referencia inerte se someten a ciclos térmicos idénticos, mientras se registra cualquier diferencia de temperatura entre la muestra y la referencia. Esta temperatura diferencial se representa gráficamente frente al tiempo o frente a la temperatura (curva DTA o termograma). Los cambios en la muestra, ya sea exotérmica o endotérmica, se pueden detectar en relación con la referencia inerte.

Gráfico DTA: es una curva que proporciona datos sobre las transformaciones que se han producido en la muestra, como la fusión, la solidificación, la transformación de fase y la sublimación. El área bajo un máximo de DTA es el cambio de entalpía y no se ve afectado por la capacidad de calor de la muestra.

Espectroscopía de rayos X de dispersión de energía (EDS): es una técnica analítica usada para el análisis elemental o la caracterización química de una muestra.

5 **Analizador de microsonda electrónica:** es una herramienta analítica que se usa para determinar de forma no destructiva la composición química de pequeños volúmenes de materiales sólidos.

Descripción detallada de la invención

10 Las palas HPT y LPT y otros componentes del motor de turbina de los motores aerodinámicos e IGT están fabricados con superaleaciones, materiales solidificados direccionalmente y de cristal único con una baja ductilidad para garantizar altas propiedades de deformación plástica y ruptura. Sin embargo, la baja ductilidad aumenta la profecía de agrietamiento de estos materiales, lo que evita la acomodación de las tensiones residuales por una deformación plástica. Además de lo anterior, la mayoría de las superaleaciones equiaxidas y solidificadas direccionalmente, incluidas las más comunes GTD111 e IN738, son propensas a un agrietamiento por licuación en el HAZ a lo largo de la línea de fusión.

15 El método inventado abordó el problema de agrietamiento del material de base al aumentar al mismo tiempo la resistencia a la oxidación de las palas de turbina reparadas mediante el uso para la aplicación de la capa de transición del primer material de carga dúctil diferente que contiene boro con una temperatura de solidus reducida por debajo de la temperatura de solidus de un material de base por boro, que evita el sobrecalentamiento del material de base y permite una autocuración de las grietas mediante la redistribución de eutécticos interdendríticos por fuerzas capilares. El tratamiento térmico de difusión, que se realiza después de la aplicación de la capa de transición, da como resultado una difusión de boro en el material base a lo largo de la línea de fusión, aumentando así la resistencia al agrietamiento de la última. La aplicación de la capa superior de resistencia a la oxidación usando el segundo material de carga diferente con aditivos de silicio y la proporción optimizada de Al-Si-Cr garantiza una resistencia superior a la oxidación de los componentes reparados. El tratamiento térmico de los componentes del motor de turbina seleccionados entre HIP, recocido y envejecimiento o la combinación de todos los anteriores, así como el PWHT restauran las propiedades originales del material base.

20 El método inventado se divulga usando, a modo de ejemplo, la reparación de palas de turbina fabricadas con superaleaciones equiaxidas GTD111, seguidas de ejemplos de reparaciones de componentes reales de motores fabricados con superaleaciones GTD111 e IN738 equiaxadas y solidificadas direccionalmente (DS). Estos materiales se seleccionaron para una demostración debido a la alta sensibilidad al sobrecalentamiento, la susceptibilidad al agrietamiento por licuación de HAZ y el uso generalizado de estas superaleaciones para una fabricación de palas HPT y NGV de motores IGT.

25 Antes de la reparación de la soldadura, la pala de la turbina se sometió a una separación de los recubrimientos protectores y a la limpieza de acuerdo con la práctica convencional pertinente.

30 Después de la limpieza, la pala de la turbina se sometió a penetrante fluorescente (FPI) según la norma AMS2647 e inspecciones dimensionales seguidas por el esmerilado de la punta con el objetivo de eliminar el material defectuoso y poner de manifiesto el material de base libre de defectos. Para una soldadura automática, el material defectuoso se eliminó de manera uniforme moliendo a la profundidad máxima de la grieta o por debajo de al menos 0,25 mm de una profundidad de grieta típica para permitir la reparación directa de la soldadura usando el segundo material de carga diferente durante las siguientes reparaciones. Para la soldadura manual, es aceptable usar la eliminación de grietas individuales mediante escarpado mecánico.

35 La evaluación de la condición del material base se realizó mediante una prueba de ruptura de tensión con el objetivo de optimizar el alcance del trabajo de reparación y la secuencia de operaciones. Al menos una pala de cada conjunto se cortó a muestras de rotura por tensión de la máquina según la norma ASTM E-8. La prueba de ruptura de tensión de estas muestras se realizó según la norma ASTM E-139.

40 En caso de un deterioro significativo de las propiedades y especialmente de la ductilidad de los materiales de base debido a la deformación plástica y la formación de microhuecos en los componentes del motor expuestos a altas tensiones y temperatura, HIP se realiza antes de la soldadura. Las palas de la turbina se calientan en un gas inerte, generalmente argón, que aplica presión isostática de manera uniforme en todas las direcciones. Esto hace que el material se convierta en "plástico" permitiendo que los huecos se colapsen bajo la presión diferencial. Las superficies de los huecos de difusión se unen para eliminar de manera efectiva los defectos que alcanzan una densidad cercana a la teórica, al tiempo que mejoran las propiedades mecánicas de las palas. Los parámetros para el tratamiento de HIP generalmente se especifican en diversos manuales y especificaciones OEM pertinentes y numerosas publicaciones. Por ejemplo, el HIP de la superaleación GD111 se realiza a una temperatura que supera la temperatura de recocido según Panyawat Wangyao, Viyaporn Krongtong, Weerasak Homkrajai et al. "OM Study of Effect of HIP and Heat Treatments on Microstructural", Diario de metales, materiales y minerales. Vol.17 n.º1 pág. 87-92, 2007.

45 Con el objetivo de producir una limpieza al vacío después de HIP, el tratamiento térmico de recocido de las palas de turbina fabricadas con superaleación GTD111 se realizó a una temperatura de 1000 °C durante 1 hora. HIP seguido

de recocido restauró la ductilidad del material base a un nivel, en el cual el material de base pudo soportar las tensiones térmicas inducidas por la soldadura usando el primer material de carga diferente con una temperatura de solidus reducida y alta ductilidad sin agrietamiento.

5 La aplicación de la capa de transición al menos se realiza mediante un proceso de soldadura por fusión seleccionado de entre una soldadura por láser, microplasma, plasma, haz de electrones y arco de tungsteno con gas y el primer material de carga diferente que comprende según la realización preferente de 10 a 25 % en peso de Cr, desde cantidades trazas hasta 10 % en peso de Co, desde cantidades trazas hasta 1,5 % en peso de Al, desde cantidades trazas hasta 20 % en peso de Fe, desde cantidades trazas hasta 1 % en peso de Si, desde cantidades trazas hasta 10 0,2 % en peso de C, desde cantidades trazas hasta 3,5 % en peso de Ti, de 0,05 % en peso a 1,2 % en peso de B, al menos un elemento seleccionado de entre niobio, molibdeno y tungsteno con una cantidad total de 2 % en peso a 25 % en peso y níquel con impurezas para equilibrar. El contenido de boro en el primer material de carga depende del contenido de aluminio en el material base. La aleación GTD111 tiene un peso de 3,5 % de Al. Según lo establecido por los experimentos, para excluir el agrietamiento por licuación de GTD111 en el HAZ y producir soldaduras lo 15 suficientemente dúctiles mediante soldadura manual con GTAW, lo que permite acomodar las tensiones residuales por una deformación plástica de un metal soldado, el primer material de carga diferente debe comprender de 0,4 % en peso a 1,2 % en peso de B y en particular 21,5 % en peso de Cr - 9 % en peso de Mo - 3,7 % en peso de Nb - 0,5 % en peso de B con níquel e impurezas para equilibrar según la norma PCT/CA2014/000752 designado además como Alloy 3698-6B. Otro destacado primer material de carga diferente en forma de alambre de soldadura para GTAW y 20 LBW manuales y automáticos, es Alloy 3687B a base de níquel con la composición química según el documento WO2014063222 comprendida por 0,5 % en peso de B, 0,2 % en peso de C y otros elementos de aleación.

Con el objetivo de mejorar la soldabilidad del material base, aliviar el estrés y minimizar la difusión de boro desde la capa de transición a la capa superior de resistencia a la oxidación, después de la aplicación de la capa de transición, 25 la pieza se somete al tratamiento térmico de difusión a una temperatura que supera la temperatura de tratamiento térmico de envejecimiento del material base, pero por debajo de la temperatura de fusión incipiente del material base o combinación de tratamiento térmico de difusión y envejecimiento primario. Por experimentos se descubrió que se observó una difusión suficiente de boro en el material base a una profundidad de 0,3-1 mm a una temperatura de 1205-1220 °C durante dos horas, seguido del envejecimiento primario de la pala fabricada con GTD111 similar a IN738 30 según Matthew J. Donachie y Stephen J. Donachie, Superalloys, "A Technical Guide", segunda edición, ASM International, 2002, pág. 141. Después del tratamiento térmico de difusión y envejecimiento primario, la punta de la pala se mecaniza para producir un espesor casi uniforme de la capa de transición seguida de FPI de soldadura y HAZ. El primer material de carga comprende un 0,5 % en peso de B. El boro es un depresor del punto de fusión y, debido a la solidificación de un baño de soldadura, da como resultado la formación de una estructura de tipo compuesto que 35 comprende el marco interconectado de alta temperatura de dendritas de alta temperatura y eutécticos interdendríticos de baja temperatura.

La temperatura de solidus de los eutécticos en Alloy 3669-6B de acuerdo con DTA fue de 1201,45 °C, que estuvo muy por debajo de la temperatura de solidus de IN738 de 1284 °C, mientras que la temperatura de solidus de las dendritas de alta temperatura comprendida por 0,03 % en peso de B fue de 1295,4 °C. De acuerdo con el análisis de EDS, el contenido de boro en eutécticos interdendríticos y boruros fue de 0,9 % en peso en condición soldada y aumentó a 9,5 % en peso después del ciclo de difusión y envejecimiento primario. 40

La temperatura de solidus de las dendritas supera incluso la temperatura de solidus del material base, lo que hace que las soldaduras producidas por el primer material de carga diferente sean extremadamente estables a alta temperatura. La abundancia de eutécticos de baja temperatura durante la solidificación de un baño de soldadura permitió la autocuración de las microgrietas a lo largo de la línea de fusión mediante acciones capilares como se muestra en la Figura 1. Por lo tanto, a pesar de una alta temperatura de solidus de las dendritas que forman el metal de soldadura, tanto el metal de soldadura como el HAZ del material base, debido a la solidificación del baño de soldadura, están libres de grietas. Además, como se muestra en el Ejemplo 1, el material de la capa de transición tiene una excelente ductilidad que mejora la acomodación de la solidificación y las tensiones térmicas por una deformación plástica dentro del metal de soldadura. 45 50

El envejecimiento primario no reduce la ductilidad de la capa de transición debido a un contenido insignificante de elementos de formación gamma prima como el aluminio y el titanio en el primer material de carga diferente. El envejecimiento primario se realizó durante dos horas, seguido de apagado con argón a una temperatura ambiente. 55

Después del FPI, las palas de la turbina se someten a un desengrase vigoroso de acuerdo con la especificación convencional pertinente, inspecciones visuales y dimensionales. 60

Para la aplicación de la capa superior de resistencia a la oxidación, se usa el LBW o MPW automático en combinación con el segundo material de carga diferente en forma de polvo. La soldadura manual GTAW-MA es más tecnológica y rentable con el alambre de soldadura. Debido a las dificultades con la extrusión de superaleaciones gamma prima de alta resistencia, el material de carga en forma de polvo de soldadura es mucho más rentable en combinación con la soldadura por láser o microplasma. 65

Se descubrió que para mantener el costo razonable del segundo material de carga diferente Alloy 3669-B en forma de polvo de soldadura y alambre de soldadura, debería comprender 3,5 % en peso de A1 con el contenido de otros elementos de aleación, 14 % en peso de Cr, 10 % en peso de Co, 3,5 % en peso de Mo, 4,5 % en peso de W, 0,15 % en peso de C, 0,02 % en peso de B y 1,1 % en peso de Si con Ni e impurezas para equilibrar según el documento
 5 WO2015095949. La resistencia a la oxidación de las soldaduras producidas usando este material de carga a una temperatura de 995 °C es 4-5 veces mejor que la aleación GTD111 como se muestra en el Ejemplo 1. Para la reparación automática de soldaduras LBW o MPB o EBW, se obtuvieron mejores resultados usando el segundo polvo de carga a base de níquel con un contenido de boro de 0,1 % en peso y 1,8 % en peso de Si marcado además como Alloy 3667S, que es una opción preferente para ambientes calurosos y ásperos, y polvo de carga Alloy 3653BS que
 10 contiene 0,2 % en peso de B, 1,2 % en peso de Si con níquel e impurezas para equilibrar para una reparación de componentes estructurales como los conjuntos de NGV HPT y LPT.

Después de la aplicación de la capa superior de oxidación usando el segundo material de carga diferente seleccionado en función de las condiciones de servicio, la soldabilidad de un material de base y los requisitos para las propiedades mecánicas y de oxidación de las soldaduras, los componentes del motor de turbina se someten al tratamiento térmico de envejecimiento secundario usando los parámetros seleccionados de entre los parámetros prescritos para el material base. El tratamiento térmico de envejecimiento secundario para la superaleación GTD111 se lleva a cabo al vacío o en una atmosfera protectora a una temperatura de 845 °C durante veinticuatro (24) horas, seguido de un apagado con argón. El tratamiento térmico de envejecimiento a una temperatura de 845 °C no produce una difusión significativa de boro desde la capa de transición hacia la capa superior de resistencia a la oxidación, lo que garantiza propiedades superiores de la punta de la pala expuesta a altas temperaturas.

Después del tratamiento térmico, el área reparada se mecaniza a las dimensiones requeridas usando EDM, molienda convencional o mezclado manual seguido de un pulido y súper acabado de la superficie aerodinámica.

La inspección dimensional de la pala de la turbina de acuerdo con las normas de EM pertinentes, así como el FPI de acuerdo con la norma AMS2647 y la inspección radiográfica según la norma ASTM E192-04 o las especificaciones de reparación pertinentes se usan para garantizar que todos los componentes del motor reparados cumplan con los requisitos especificados.

Ejemplo 1

La pala de la turbina se fabricó con la superaleación GTD111 equiaxida, que es extremadamente propensa al agrietamiento por licuación en la HAZ. Los lados cóncavos y convexos de la superficie aerodinámica están protegidos por un recubrimiento de resistencia a la oxidación y pueden soportar condiciones de servicio sin daños significativos en el material de base. Sin embargo, la punta desprotegida de la pala muestra oxidación severa. La pala de la turbina se reparó según las realizaciones preferentes de la presente invención usando una GTAW-MA manual con una corriente de soldadura de aproximadamente 60-80 A y una tensión de arco de 12-14 V y dos materiales de carga diferentes. Se usó argón para una protección del área de soldadura.

Las muestras para pruebas mecánicas se produjeron usando los mismos parámetros de soldadura, el primer material de carga dúctil diferente Alloy 3698-6B en forma del alambre de soldadura que comprendía 0,4 % en peso de B y el segundo material de carga diferente Alloy 3669-S1, en forma de alambre de soldadura con resistencia a la oxidación mejorado por la optimización del contenido de aluminio, cromo y silicio.

La prueba de las muestras de tracción fabricadas con las capas del material base, de transición y de resistencia a la oxidación superior se realizó a 20 °C y 982 °C para evaluar las capacidades de la capa de transición para acomodar las tensiones residuales por una deformación plástica durante la soldadura y resistir la nucleación y la propagación de grietas por fatiga térmica en condiciones de servicio. La prueba de tracción de las muestras a temperatura ambiente se realizó según la norma ASTM E-8, y a 982 °C, según la norma ASTM E-21.

La prueba de oxidación cíclica se realizó con muestras de 5 mm de diámetro y 25 mm de longitud extraídas de las soldaduras. El calentamiento de las muestras a 995 °C se realizó en aire, seguido de un remojo a esta temperatura durante 50 minutos, enfriando con aire a una temperatura por debajo de 400 °C durante 500 ciclos. El peso de las muestras se midió antes y después de la prueba.

La evaluación de las propiedades mecánicas confirmó que el material base puede soportar la aplicación de la capa de transición mediante soldadura GTAW-MA convencional a una temperatura ambiente usando el primer material de carga diferente Alloy 3698-6B. Por lo tanto, no se requirieron tratamientos térmicos HIP ni recocido.

El tratamiento térmico por difusión se llevó a cabo a una temperatura de recocido del material base durante dos horas, seguido de apagado con argón y envejecimiento primario al vacío después de la aplicación de la capa de transición de aproximadamente 3 mm de espesor.

Después del envejecimiento primario, la pieza se sometió a FPI, el mecanizado de la capa de transición a un espesor de aproximadamente 1,6 mm y un desengrasado convencional. La capa superior de resistencia a la oxidación de

aproximadamente 2,5 mm de espesor se aplicó usando dos pasadas de soldadura GTAW-MA con el segundo material de carga diferente Alloy 3669-S1 en forma de alambre de soldadura de 1,14 mm de diámetro, seguido de un envejecimiento secundario a una temperatura de 845 °C durante veinticuatro horas al vacío. La soldadura de las capas superiores de resistencia a la oxidación también se realizó a una temperatura ambiente.

5 La calidad de las soldaduras fue evaluada por NDT que incluía FPI convencional y la inspección radiográfica. Las muestras testigo y una pala del conjunto también fueron sometidas a pruebas destructivas al extraer dos muestras de aproximadamente 18 a 22 mm de longitud para un examen metalográfico del borde posterior y la sección media de la punta. Las muestras testigo pasaron el examen metalográfico. Las soldaduras y HAZ estaban libres de grietas y cumplían con la norma de aceptación.

En la etapa final de una reparación, la pala de la turbina se sometió a un mecanizado de la punta y una inspección dimensional. Las muestras testigo se sometieron a pruebas de tracción para calificar el procedimiento de reparación.

15 Como se desprende de la Tabla 1, la capa de transición tenía una alta ductilidad a temperatura ambiente y una ductilidad superior, que supera significativamente la ductilidad del material base, a 982 °C. La capa superior de oxidación tenía una excelente resistencia a la tracción y ductilidad a 20 °C y 982 °C, así como una resistencia a la oxidación superior, que supera la resistencia a la oxidación del material base a una temperatura de 995 °C como se muestra en la Tabla 2.

Tabla 1 Propiedades mecánicas de las capas de transición y de resistencia a la oxidación superior

Material	Temperatura de prueba, °C	Límite elástico, MPa	UTS, MPa	Alargamiento, %
3698-6B	20	408,86	688,1	10,6
3698-6B	982	89,6	121,35	42,5
3669-S1	20	903,9	1001,12	6,05
3669-S1	982	334,05	378,18	10,9
GTD111	20	977,5	1115,0	7,0
GTD111	980	365,5	369,5	13,5

Tabla 2 Resistencia a la oxidación del material base y la capa superior de resistencia a la oxidación en masa perdida después de 500 ciclos a una temperatura de 995 °C.

Material	Masa perdida, gramos
Material de base GTD 111	0,213
Soldadura metálica producida con el segundo material de carga diferente Alloy 3669-S1	0,058

25 De acuerdo con NDT las soldaduras han cumplido con las normas de aceptación.

30 La prueba de palas reparadas en las condiciones del motor demostró una resistencia superior al agrietamiento por fatiga térmica del área de reparación debido a la alta ductilidad de la capa de transición y la alta resistencia a la oxidación de la capa superior, que se mejoró mediante la optimización de la proporción de los elementos Al-Si-Cr.

Ejemplo 2

35 Las palas de turbina de la nueva generación de motores IGT se fabrican con una superaleación GTD111 DS más avanzada y solidificada direccionalmente, que tiene mejor resistencia en una dirección radial y mejor resistencia al agrietamiento axial, lo que permitió usar el primer material de carga Alloy 3687B, según la realización preferente Alloy 3687B comprendía 0,5 % en peso de B, 0,2 % en peso de C y otros elementos de aleación en forma de alambre de soldadura para la aplicación de la capa de transición por GTAW.

40 El material base de este conjunto se vio afectado por la exposición prolongada a las condiciones de servicio más allá de los límites reparables convencionales. Por lo tanto, para rejuvenecer el material base, se realizó un tratamiento HIP de las palas seguido de un recocido al vacío después de la preparación de la punta justo antes de la soldadura. La aplicación de la capa de transición se llevó a cabo usando el primer material de carga diferente Alloy 3687B en forma de alambre de soldadura, soldadura GTAW-MA y los parámetros de soldadura descritos en el Ejemplo 1. Después de la soldadura, la capa de transición se mecanizó plana para la aplicación de la capa superior de resistencia a la oxidación por LBW con el segundo polvo de carga diferente. Después de la aplicación de la capa de transición, se realizó el tratamiento térmico de difusión y envejecimiento primario para excluir la difusión de boro en la capa superior de resistencia a la oxidación durante la PWHT final.

50 Para la aplicación de la capa superior de resistencia a la oxidación, se usó el segundo material de carga diferente Alloy 3667S en forma de polvo. La aplicación de la capa superior de resistencia a la oxidación se realizó usando tres (3) pasadas de soldadura LBW en el sistema Liburdi LAWS 500 con una velocidad de soldadura de 1,5 mm/s, una potencia

del rayo láser de 420 W, una velocidad de alimentación de polvo de 6,5 g/min, una velocidad de oscilación del rayo láser de 20 mm/s y protección de argón. Se produjeron muestras de pruebas testigo para ensayos mecánicos usando los mismos parámetros de soldadura y tratamiento térmico y materiales de carga. La reparación de la soldadura se realizó a temperatura ambiente.

5 Después de la aplicación de la capa superior de resistencia a la oxidación, las palas y las muestras testigo se sometieron a un tratamiento térmico de envejecimiento secundario a una temperatura de 845 °C durante veinticuatro (24) horas, seguido de una restauración de la punta de la pala mediante mecanizado, EDM y mezcla.

10 El FPI final, la inspección radiográfica y dimensional se realizaron para verificar el cumplimiento de las palas reparadas de acuerdo con la especificación pertinente. Las muestras de prueba testigo se sometieron a prueba de tracción a 20 °C y 982 °C. La prueba de oxidación cíclica acelerada se realizó mediante calentamiento de muestras extraídas del metal de soldadura de 5 mm de diámetro y 25 mm de longitud a una temperatura de 1120 °C, remojando a esta temperatura de 60 min seguido de enfriamiento por aire por debajo de 400 °C. La resistencia a la oxidación de las muestras se comparó con la resistencia a la oxidación de las palas de turbina del material del motor de turbina aerodinámica avanzada (AATEM) que tiene una resistencia a la oxidación más superior que la del CDT111 DS.

20 Una pala seleccionada al azar se sometió también a una prueba destructiva. La muestra longitudinal se extrajo del borde posterior. La muestra transversal se extrajo del borde anterior. Ambas muestras se pulieron hasta una rugosidad de 0,5 µm y se grabaron con un grabado convencional de Marble. La estructura de la soldadura libre de defectos y el material de base que representa la estructura de DS de los materiales de base, la capa de transición y la de resistencia a la oxidación superior se muestran en la Figura 2. La microestructura de la capa superior de oxidación libre de defectos con mayor aumento se muestra en la Figura 3.

25 **Tabla 3 Propiedades mecánicas de las capas de transición y de resistencia a la oxidación superior**

Material	Temperatura de prueba, °C	UTS, MPa	Límite elástico, MPa	Alargamiento, %
3687B	70	81,3	58,2	4,7
3687B	982	31,1	20,4	19,9
3667S	982	39,8	37,3	10,8

Tabla 4 Resistencia a la oxidación de AATEM y material base y la capa superior de resistencia a la oxidación en masa perdida después de 100 ciclos a una temperatura de 1120 °C.

Material	Masa perdida, gramos
AATEM	-0,0376
3667S	-0,0002

30 **Ejemplo 3**

La reparación de GNV fabricado con IN738 que es difícil de soldar se realizó para demostrar la aplicabilidad del método inventado para la restauración de superficies aerodinámicas de componentes no giratorios. En condiciones de servicio, NGV mostró agrietamiento y adelgazamiento significativo del borde posterior (TE) debido a la erosión y al ciclo térmico.

35 Antes de la reparación, el recubrimiento de aluminización se eliminó de NGV seguido de una limpieza química y una inspección FPI. Las grietas y los materiales defectuosos se eliminaron mediante la erosión del borde posterior (TE) seguido de FPI para verificar la eliminación de grietas.

40 Para mejorar la soldabilidad del material base y limpiar la pieza antes de soldar, NGV se sometió a un recocido al vacío como en IN738.

Teniendo en cuenta un pequeño espesor nominal del borde posterior (TE), la capa de transición se produjo usando el primer material de carga diferente 3698-6B seguido de la aplicación de una capa de alta resistencia y buena resistencia a la oxidación usando el segundo material de carga diferente Alloy 3653BS comprendido según la forma de realización preferente de sólo 0,2 % en peso de B y 1,2 % en peso de Si. Debido al elevado contenido de boro en la capa superior de resistencia a la oxidación y la aplicación del recubrimiento protector de aluminización a la NGV que incluye TE, el tratamiento térmico por difusión se combinó con un recocido posterior a la soldadura, el envejecimiento primario y secundario en un ciclo con el objetivo de reducir el costo y aumentar la productividad.

50 El tratamiento térmico combinado de difusión, recocido y envejecimiento primario en un ciclo se realizó al vacío usando un ciclo de tratamiento térmico convencional como en IN738. La aplicación del recubrimiento protector de aluminización se realizó con pintura a base de aluminio convencional de acuerdo con el procedimiento del manual del motor pertinente durante el envejecimiento secundario a una temperatura de 845 °C durante 24 horas. Durante este tratamiento térmico, el aluminio se difundió en el material base produciendo un recubrimiento de aluminio que protegió el material base y el área de reparación de la oxidación en condiciones de servicio.

Después de la reparación, la NGV se sometió a inspecciones convencionales de FPI y dimensionales de acuerdo con las normas de reparación pertinentes. Además de lo anterior, se extrajeron muestras para una evaluación metalográfica de las áreas de reparación. El examen metalográfico confirmó los resultados del FPI. No se encontraron grietas en la soldadura y la HAZ. La micrografía que representa la línea de fusión, el material base y la soldadura se muestra en la Figura 4.

El agrietamiento de la HAZ y las soldaduras se eliminó debido a la reducción de la temperatura de solidus de los eutécticos interdendríticos que se formaron en las soldaduras durante la solidificación de un baño de soldadura por debajo de una temperatura de solidus de IN738, 1201,45 °C y 1284,53 °C respectivamente, permitiendo la autocuración de la grieta de licuación a lo largo de la zona de fusión que se muestra en la Figura. 1. La acomodación de las tensiones residuales con la capa de transición que tiene una ductilidad superior en comparación con una alta gama prima IN738 excluye el agrietamiento por tensión-deformación. La resistencia superior a la oxidación se logró mediante la optimización de los elementos de aleación en la capa superior de resistencia a la oxidación. El uso combinado del primer y segundo materiales de carga diferentes permitió la soldadura a una temperatura ambiente, que distingue la realización preferente de las técnicas anteriores, simplificó la tecnología y redujo el costo de reparación.

REIVINDICACIONES

1. Un método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina incluye las etapas de:

- 5 a) preparación previa a la soldadura de un material de base mediante la eliminación de un material dañado y contaminantes para poner de manifiesto un material de base libre de defectos y contaminación;
y caracterizado por que:
 b) una aplicación de una capa de transición al material base libre de defectos y contaminación mediante un proceso de soldadura por fusión y un primer material de carga diferente que comprende:

- 10 i) Cromo del 10 al 25 % en peso
 ii) Cobalto desde cantidades traza hasta el 10 % en peso
 iii) Aluminio desde cantidades traza hasta el 1,5 % en peso
 15 iv) Hierro desde cantidades traza hasta el 20 % en peso
 v) Silicio desde cantidades traza hasta el 1 % en peso
 vi) Carbono desde cantidades traza hasta el 0,2 % en peso
 vii) Titanio desde cantidades traza hasta el 3,5 % en peso
 viii) Boro del 0,05 % al 1,2 % en peso
 20 ix) Al menos un elemento seleccionado de entre niobio, molibdeno y tungsteno con una cantidad total del 2 % en peso al 25 % en peso
 x) Níquel con impurezas para el equilibrio

25 en el que el primer material de carga diferente para la aplicación de la capa de transición a los materiales base con un máximo del 3,5 % en peso de aluminio, comprende del 0,05 % en peso al 0,4 % en peso de boro, y
 en el que el primer material de carga diferente para la aplicación de la capa de transición a los materiales base con aproximadamente el 3,5 % en peso al 8 % en peso de aluminio, comprende del 0,4 % en peso al 1,2 % en peso de boro,

30 c) un tratamiento térmico de difusión, a una temperatura que supera la temperatura de envejecimiento primaria pero por debajo de una temperatura de fusión incipiente del material base de aproximadamente treinta minutos a veinticuatro horas,
 lo que permite la autocuración de microgrietas y la formación de la capa de difusión de boro, aumentando así la resistencia a la grieta,

d) una aplicación de una capa superior de resistencia a la oxidación en la capa de transición usando el proceso de soldadura por fusión y un segundo material de carga, diferente al primer material de carga, que comprende:

- 35 i) Cobalto del 5 al 15 % en peso
 ii) Cromo del 12 al 25 % en peso
 iii) Molibdeno desde cantidades traza hasta el 5 % en peso
 40 iv) Tungsteno desde cantidades traza hasta el 10 % en peso
 v) Titanio desde cantidades traza hasta el 5 % en peso
 vi) Zirconio desde cantidades traza hasta el 0,1 % en peso
 vii) Hafnio desde una cantidad traza hasta el 1,8 % en peso
 viii) Boro desde cantidades traza hasta el 0,2 % en peso
 45 ix) Aluminio del 3 al 6 % en peso
 x) Silicio del 0,5 % al 6 % en peso
 xi) Renio desde cantidades traza hasta el 5,5 % en peso
 xii) Tántalo desde cantidades traza hasta el 8 % en peso
 xiii) Hierro desde cantidades traza hasta el 1 % en peso
 50 xiv) Carbono desde cantidades traza hasta el 0,2 % en peso,
 xv) Níquel con impurezas hasta el equilibrio

e) un tratamiento térmico posterior a la soldadura seleccionado de entre recocido, envejecimiento primario y secundario y alivio de tensión del material base o la combinación de los anteriores pero por debajo del tratamiento térmico de difusión; y

55 f) una restauración de la geometría del área reparada.

2. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con la reivindicación 1, en el que los materiales dañados del componente de motor de turbina se eliminan por debajo de un daño típico que permite una aplicación directa del segundo material de carga diferente durante las siguientes reparaciones del componente de motor.

3. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde el método incluye la etapa adicional de un tratamiento de presión isostática en caliente antes de la aplicación de la capa de transición.

65

4. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde el método incluye la etapa adicional del tratamiento de presión isostática en caliente después de la aplicación de la capa de transición.
- 5 5. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde el método incluye la etapa adicional del tratamiento de presión isostática en caliente usando parámetros seleccionados de entre los prescritos para el material base después de la aplicación de la capa superior de resistencia a la oxidación pero antes del tratamiento térmico de envejecimiento.
- 10 6. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con la reivindicación 3, que comprende una etapa adicional de un tratamiento térmico de recocido al vacío o en una atmósfera protectora, preferentemente hidrógeno, después del tratamiento de presión isostática en caliente pero antes de la aplicación de la capa de transición.
- 15 7. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el proceso de soldadura por fusión se realiza a una temperatura ambiente.
8. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el proceso de soldadura por fusión se realiza con un precalentamiento de los componentes del motor de turbina a una temperatura de 600 °C a 1100 °C.
- 20 9. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el material base del componente del motor se selecciona de entre una superaleación de cristal único, solidificada direccionalmente, equiaxada, a base de níquel, cobalto y hierro.
- 25 10. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que los componentes del motor de turbina se seleccionan de entre paletas de guía de boquilla, paletas de compresor, palas del compresor, palas del compresor de alta presión, palas de turbina de alta presión, palas de turbina de presión intermedia, palas de turbina de baja presión, protectores, segmentos de sellado, cubiertas, diafragmas, cámaras de combustión, revestimientos de combustión, boquillas de combustible, colectores de motores de turbina aeronáuticos e industriales.
- 30 11. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el proceso de soldadura por fusión se selecciona de entre soldadura por láser, soldadura por arco de tungsteno con gas, soldadura por plasma, soldadura por microplasma y soldadura por haz de electrones.
- 35 12. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con la reivindicación 1, en el que la etapa f) se realiza mediante un método seleccionado de entre un mecanizado, una mezcla y un pulido.
- 40 13. Método de reparación y fabricación de componentes de motores de turbina de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde el método comprende una etapa de una prueba no destructiva y una etapa de una inspección dimensional.

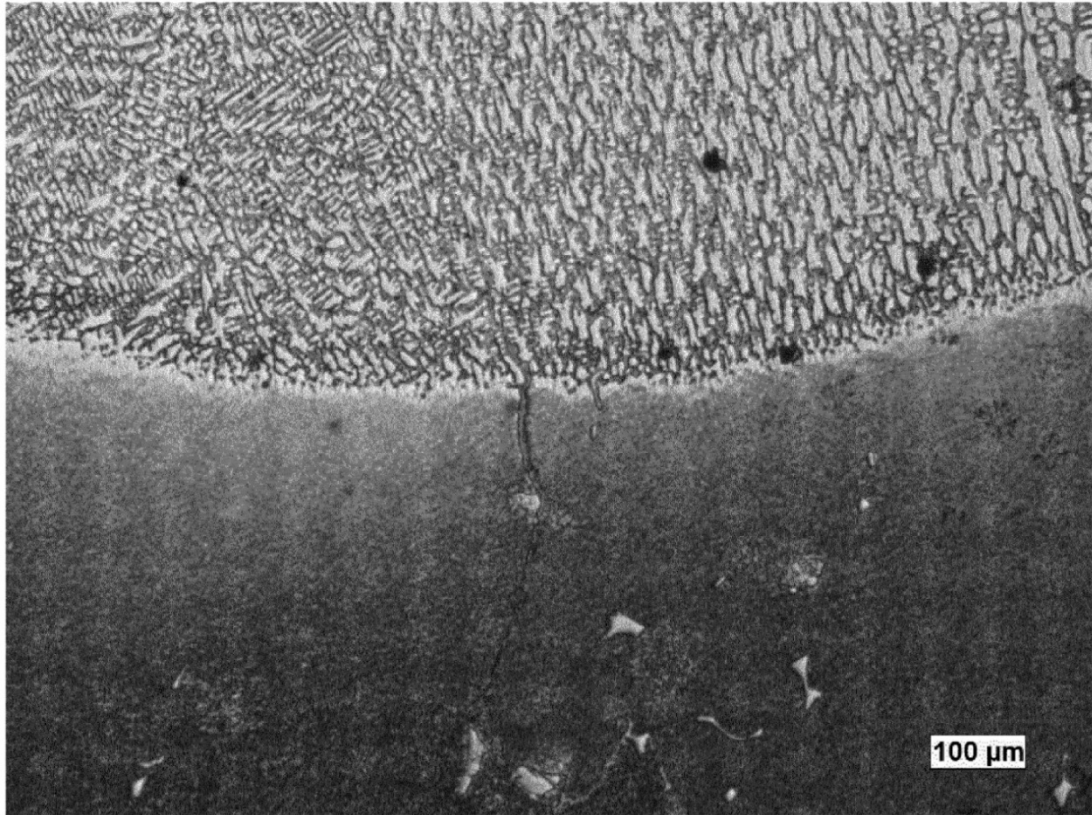


FIG. 1

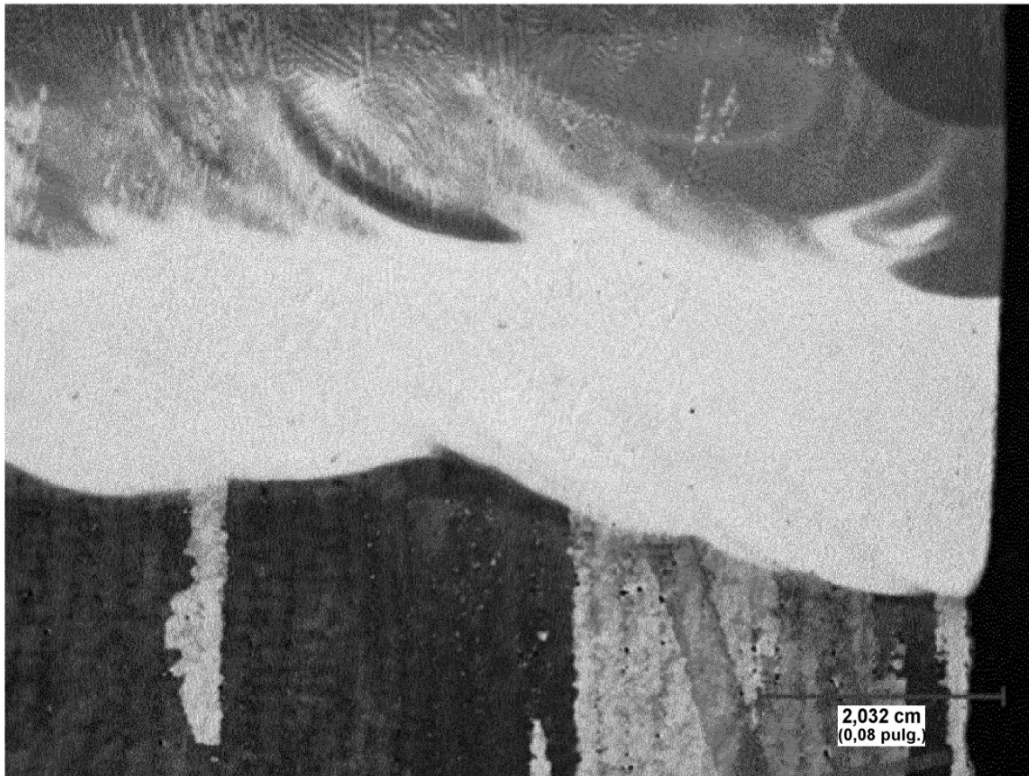


FIG. 2

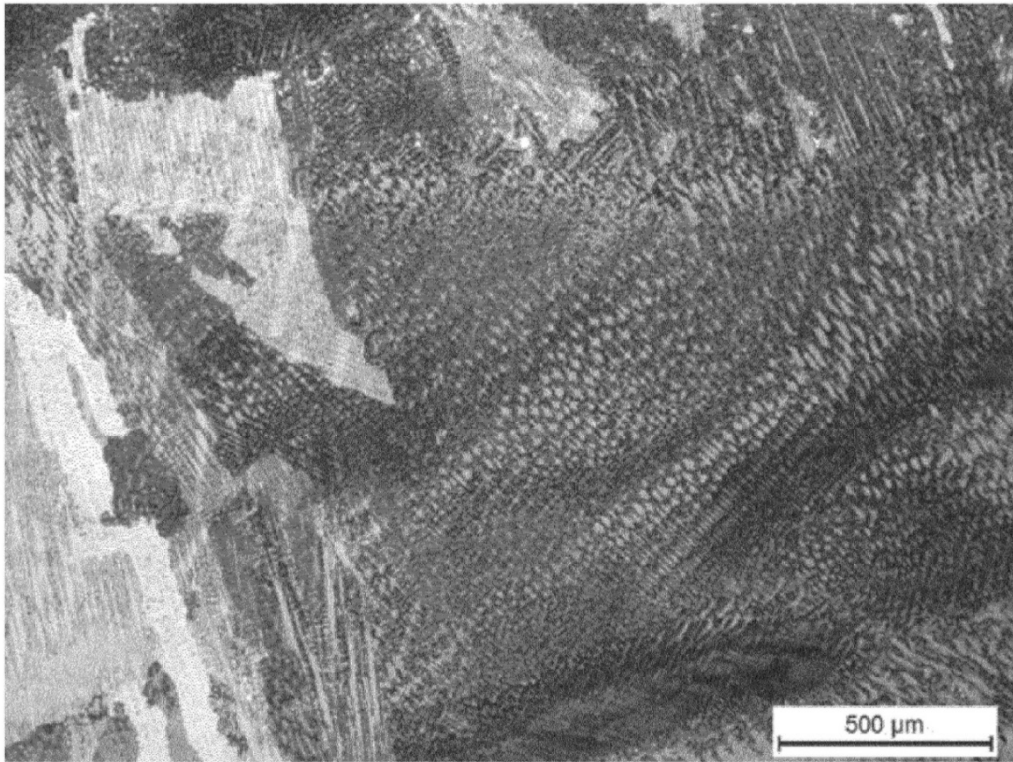


FIG. 3

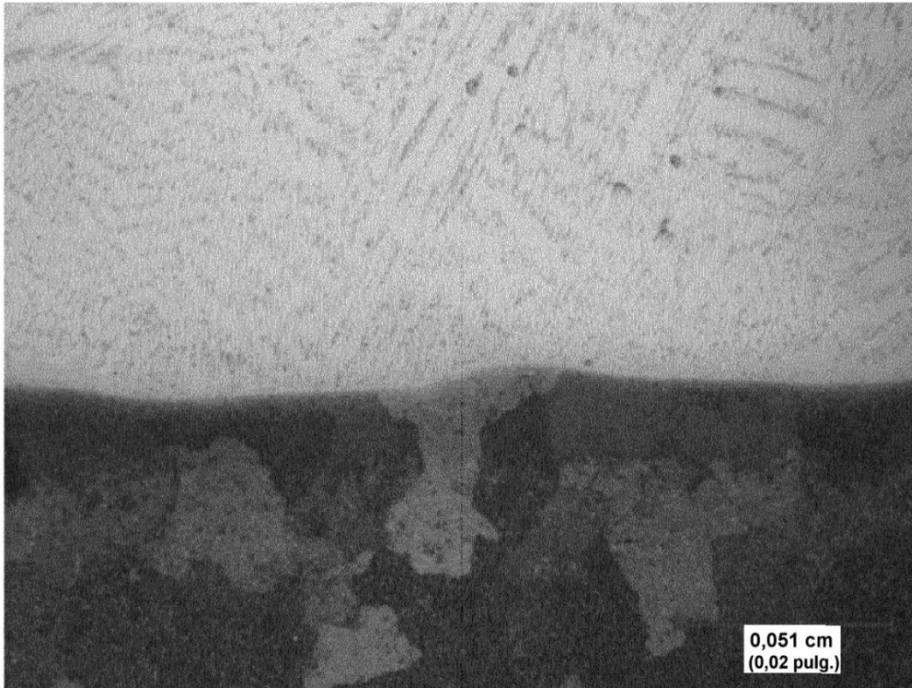


FIG. 4