

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 640 219**

51 Int. Cl.:

C22C 30/00 (2006.01)

C23C 4/073 (2006.01)

B32B 15/01 (2006.01)

C22C 19/05 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **22.11.2011 PCT/EP2011/070671**

87 Fecha y número de publicación internacional: **12.07.2012 WO12092997**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **22.11.2011 E 11790581 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **14.06.2017 EP 2661370**

54 Título: **Aleación, capa protectora y componente**

30 Prioridad:

06.01.2011 EP 11150304

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

02.11.2017

73 Titular/es:

**SIEMENS AKTIENGESELLSCHAFT (100.0%)
Werner-von-Siemens-Straße 1
80333 München, DE**

72 Inventor/es:

**SCHMITZ, FRIEDHELM y
STAMM, WERNER**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 640 219 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

Aleación, capa protectora y componente

La presente invención hace referencia a una aleación según la reivindicación 1, a una capa protectora para proteger un componente la contra corrosión y/u oxidación, en particular en el caso de temperaturas elevadas, según la reivindicación 3, y a un componente según la reivindicación 4. Por el estado del arte se conocen muchas capas protectoras para componentes metálicos que deben aumentar su resistencia a la corrosión y/o su resistencia a la oxidación. La mayoría de las capas protectoras de esa clase son conocidas por la denominación genérica MCrAlY, donde M representa al menos uno de los elementos del grupo compuesto por hierro, cobalto y níquel, y los otros componentes esenciales son cromo, aluminio e itrio. Revestimientos típicos de esa clase son conocidos por las patentes norteamericanas 4,005,989 y 4,034,142. Es también conocida la adición de renio (Re) para formar aleaciones NiCoCrAlY. El esfuerzo por aumentar las temperaturas de entrada tanto en el caso de turbinas de gas estacionarias, como también en el caso de turbinas aeroderivadas, es muy importante en el campo especializado de las turbinas de gas, ya que las temperaturas de entrada son variables de determinación importantes para los rendimientos termodinámicos que pueden alcanzarse con las turbinas de gas. A través de la utilización de aleaciones desarrolladas especialmente como materiales base para los componentes que deben ser cargados térmicamente en alto grado, como álabes guía y álabes móviles, en particular a través de la utilización de superaleaciones monocristalinas, son posibles temperaturas de entrada marcadamente superiores a 1000°C. Entre tanto, el estado del arte permite temperaturas de entrada de 950°C y más en el caso de turbinas de gas estacionarias, así como de 1100°C y más en turbinas de gas aeroderivadas.

En la solicitud WO 91/01433 A1 pueden observarse ejemplos para estructurar un álabe de turbina con un sustrato monocristalino, el cual a su vez puede estar estructurado de forma compleja. Mientras que la capacidad de carga física de los materiales base desarrollados entre tanto para los componentes cargados de forma elevada mayormente no presentan problemas en cuanto a otros posibles aumentos de las temperaturas de entrada, para lograr una resistencia suficiente en cuanto a la oxidación y a la corrosión debe recurrirse a capas protectoras. Junto con la resistencia química suficiente de una capa protectora bajo los ataques que pueden esperarse de gases de escape a temperaturas en el orden de magnitudes de 1000°C, una capa protectora debe poseer también buenas propiedades mecánicas suficientes, en cuanto al aspecto no menos importante de la interacción mecánica entre la capa protectora y el material base. En particular, la capa protectora debe ser lo suficientemente dúctil como para poder seguir eventuales deformaciones del material base y no quebrarse, puesto que de ese modo se crearían puntos de ataque para la oxidación y la corrosión. A este respecto, el objeto de la presente invención consiste en proporcionar una aleación y una capa protectora que presente una buena resistencia a la temperatura elevada en corrosión y oxidación, una buena estabilidad a largo plazo y que además pueda adecuarse de forma especialmente conveniente a una carga mecánica, la cual se espera en particular en una turbina de gas en el caso de una temperatura elevada. El objeto se alcanzará a través de una aleación según la reivindicación 1 y de una capa protectora según la reivindicación 3. Otro objeto de la invención consiste en proporcionar un componente que presente una protección aumentada contra la corrosión y la oxidación. El objeto se alcanzará igualmente a través de un componente según la reivindicación 4, en particular un componente de una turbina de gas o una turbina de vapor, el cual, para la protección contra corrosión y oxidación, en el caso de temperaturas elevadas, presenta una capa protectora de la clase antes descrita.

En las reivindicaciones dependientes se indican otras medidas ventajosas que pueden ser combinadas unas con otras en el modo deseado.

Entre otras cosas, la invención se basa en el conocimiento de que la capa protectora, en la capa y en el área de transición entre la capa protectora y la sustancia base, puede mostrar precipitaciones quebradizas de renio. Esas fases quebradizas que con el uso se conforman de forma aumentada, con el tiempo y la temperatura, durante el funcionamiento conducen a roturas longitudinales muy marcadas en la capa, así como también en la interfaz de la capa - material base, con un desprendimiento subsiguiente de la capa. A través de la interacción con carbono que puede difundirse desde el material base hacia la capa o durante un tratamiento térmico en el horno, o que puede difundirse hacia la capa a través de la superficie, se aumenta adicionalmente la fragilidad de las precipitaciones de renio. A través de una oxidación de las fases de renio se intensifica aún más la fuerza de impulsión con respecto a la formación de roturas.

A continuación la invención se explicará en detalle.

Las figuras muestran:

Figura 1: un sistema de capas con una capa protectora;

Figura 2: composiciones de superaleaciones;

Figura 3: una turbina de gas;

Figura 4: un álabe de turbina; y

Figura 5: una cámara de combustión.

La descripción y las figuras solamente representan ejemplos de ejecución de la invención.

- 5 De acuerdo con la invención, una capa protectora 7 (figura 1) para proteger un componente contra corrosión u oxidación en el caso de una temperatura elevada presenta esencialmente los siguientes elementos (datos de las partes en % en peso):

24% a 26% de cobalto (Co),

10% a 12% de aluminio (Al),

- 10 0,2 a 0,5 de itrio (Y) y/o al menos un metal equivalente del grupo compuesto por escandio y los elementos de las tierras raras,

12% a 14% de cromo (Cr),

0,3% a 3% de tantalio (Ta), el resto de níquel (Ni) (NiCoCrAlY).

- 15 Una ejecución ventajosa se compone de los elementos níquel, cobalto, cromo, aluminio, tantalio e itrio. En el caso de una carga de oxidación más elevada (gas de combustión puro), a través del itrio debe fijarse más oxígeno, para que la capa protectora de óxido de aluminio no pueda crecer demasiado rápido, donde de manera ventajosa el valor del itrio se ubica hasta en 7 % en peso. Sin embargo, el contenido de itrio en general no debe ser demasiado elevado en la aleación, ya que de lo contrario esto conduce a una fragilización.

Un ejemplo de ejecución preferente es:

- 20
$$\text{Ni} - 25\text{Co} - 13\text{Cr} - 11\text{Al} - 0,3\text{Y} - \text{Ta}.$$

- 25 Debe comprobarse que las partes de los elementos individuales estén adaptadas especialmente en cuanto a sus efectos, lo cuales pueden observarse en particular con relación al elemento renio que no se encuentra presente. Si las partes están medidas de ese modo, entonces puede prescindirse de la adición de renio (Re), de manera que tampoco se forman precipitaciones de renio. De manera ventajosa no se producen fases de quiebre durante la utilización de la capa protectora, de manera que se mejora y se prolonga el comportamiento de paso. En interacción con la reducción de las fases de quiebre, las cuales ejercen un efecto negativo particularmente bajo propiedades mecánicas más elevadas, a través de la reducción de las tensiones mecánicas, a través del contenido de níquel seleccionado, se mejoran las propiedades mecánicas.

- 30 La capa protectora, en el caso de una buena resistencia a la corrosión, presenta una buena resistencia contra la oxidación, caracterizándose también por propiedades de ductilidad particularmente buenas, de manera que ésta es especialmente adecuada para la utilización en una turbina de gas 100 (figura 3), en el caso de un aumento de la temperatura de entrada.

Los polvos se aplican por ejemplo a través de pulverización por plasma (APS, LPPS, VPS, ...). Son posibles igualmente otros métodos (HVOF, PVD, CVD, pulverización de gas frío, ...).

- 35 La capa protectora 7 descrita actúa también como capa promotora de adhesión para formar una superaleación. Preferentemente, para el componente se utiliza una única capa protectora 7, es decir que no se utiliza ninguna capa doble para la capa de adherencia. Sobre esa capa protectora 7 pueden aplicarse otras capas, en particular capas cerámicas de aislamiento térmico 10.

- 40 En el caso de un componente 1, la capa protectora 7, de manera ventajosa, se aplica sobre un sustrato 4 de una superaleación a base de níquel o de cobalto. Como sustrato se considera en particular la siguiente composición (datos en % en peso):

0,1% a 0,15% de carbono

18% a 22% de cromo

18% a 19% de cobalto

0% a 2% de wolframio

0% a 4% de molibdeno

0% a 1,5% de tantalio

5 0% a 1% de niobio

1% a 3% de aluminio

2% a 4% de titanio

0% a 0,75% de hafnio

de manera optativa partes de boro y/o de circonio, el resto de níquel.

10 Las composiciones de esa clase son conocidas como aleaciones de fundición, bajo las denominaciones GTD222, IN939, IN6203 y Udimet 500. Otras alternativas para el sustrato 4 del componente 1, 120, 130, 155 se indican en la figura 2.

El espesor de la capa protectora 7 sobre el componente 1 se dimensiona preferentemente en un valor de entre aproximadamente 100µm y 300µm.

15 La capa protectora 7 es adecuada en particular para proteger el componente 1, 120, 130, 155 contra corrosión y oxidación, mientras que al componente, en el caso de una temperatura del material de aproximadamente 950°C, en el caso de turbinas de aviación también de aproximadamente 1100°C, se aplica un gas de escape.

20 La capa protectora 7 de acuerdo con la invención, de este modo, es particularmente adecuada para proteger un componente de una turbina de gas 100, en particular un álabe guía 120, álabes móviles 130 o un elemento de escudo térmico 155 al que se aplica gas caliente delante o en la turbina de la turbina de gas 100 o de la turbina de vapor. La capa protectora 7 puede utilizarse como overlay (la capa protectora es la capa externa) o como bondcoat-capas de adherencia (la capa protectora es una capa intermedia). Preferentemente, la misma es utilizada como capa "individual", es decir, que no hay otra capa metálica.

25 La figura 1 muestra como componente un sistema de capas 1. El sistema de capas 1 se compone de un sustrato 4. El sustrato 4 puede ser metálico o cerámico. En particular en el caso de componentes de turbinas, como por ejemplo álabes móviles de la turbina 120 (figura 4) o álabes guía de la turbina 130 (figuras 3, 4), elementos de escudo térmico 155 (figura 5), así como otras partes de la carcasa de una turbina de vapor o de gas 100 (figura 3), el sustrato 4 se compone de una superaleación a base de níquel, cobalto o hierro. Preferentemente se utilizan superaleaciones a base de níquel.

30 Sobre el sustrato 4 se encuentra presente la capa protectora 7 de acuerdo con la invención. Preferentemente, la misma es utilizada como capa (individual), es decir, que no hay otra capa metálica. Preferentemente, la capa protectora 7 mencionada es aplicada a través de pulverización por plasma (VPS, LPPS, APS1, ...). Ésta puede utilizarse como capa externa (no representado) o como capa intermedia (figura 1). En el último caso mencionado, sobre la capa protectora 7 se encuentra presente una capa cerámica de aislamiento térmico 10. La capa protectora 35 7 puede aplicarse sobre componentes fabricados nuevos y puede aplicarse sobre componentes restaurados, desde el componente reacondicionado. Restauración (refurbishment- reprocesamiento) significa que los componentes 1, después de su utilización, eventualmente pueden ser separados de capas (capa de aislamiento térmico) y pueden retirarse productos de corrosión y de oxidación, por ejemplo a través de un tratamiento ácido (desprendimiento por ácido). Eventualmente deben repararse aún roturas. Posteriormente, un componente de esa clase puede ser 40 revestido otra vez, ya que el sustrato 4 es muy costoso.

45 La figura 3, a modo de ejemplo, muestra una turbina de gas 100 en una sección parcial longitudinal. La turbina de gas 100, en el interior, presenta un rotor 103 montado de forma giratoria alrededor de un eje de rotación 102 con un árbol 101, el cual también puede denominarse como rotor de turbina. A lo largo del rotor 103 se suceden una cámara de succión 104, un compresor 105, una cámara de combustión 110 por ejemplo de forma toroidal, en particular una cámara de combustión anular con varios quemadores 107 dispuestos de forma coaxial, una turbina 108 y la cámara de gases de escape 109. La cámara de combustión anular 110 se encuentra comunicada con un canal de gas caliente 111, por ejemplo en forma anular. En la misma, a modo de ejemplo, cuatro etapas de la turbina 112 conectadas secuencialmente forman la turbina 108.

Cada etapa de la turbina 112 se encuentra formada, por ejemplo, por dos anillos del álabe. Observado en la dirección de flujo de un fluido de trabajo 113, en el canal de gas caliente 111 una serie 125 formada por álabes móviles 120 se encuentra situada después de una serie de álabes guía 115.

5 Los álabes guía 130 se encuentran fijados en una cámara interna 138 de un estator 143, mientras que los álabes móviles 120 de una serie 125 se encuentran situados en el rotor 103 mediante un disco de la turbina 133. Una máquina herramienta o un generador se encuentra acoplado al rotor 103 (lo cual no se encuentra representado).

10 Durante el funcionamiento de la turbina de gas 100, aire 135 es succionado por el compresor 105 a través de la cámara de succión 104 y es comprimido. El aire comprimido proporcionado en el extremo del compresor 105, del lado de la turbina, es conducido hacia los quemadores 107 y allí es mezclado con un combustible. La mezcla es entonces quemada formando el fluido de trabajo 113 en la cámara de combustión 110. El fluido de trabajo 113 fluye desde allí a lo largo del canal de gas caliente 111, por delante de los álabes guía 130 y de los álabes móviles 120. El fluido de trabajo 113 se descomprime en los álabes móviles 120 transmitiendo impulsos, de manera que los álabes móviles 120 impulsan el rotor 103 y éste acciona la máquina herramienta que se encuentra acoplada al mismo.

15 Los componentes que se encuentran expuestos al fluido de trabajo 113 caliente, durante el funcionamiento de la turbina de gas 100 se encuentran sujetos a cargas térmicas. Los álabes guía 130 y los álabes móviles 120 de la primera etapa de la turbina 112, observado en la dirección de flujo del fluido de trabajo 113, junto con los elementos de blindaje térmico que revisten la cámara de combustión anular 110, son los más expuestos a la carga térmica. Éstos pueden ser enfriados con un medio refrigerante para resistir las temperaturas allí dominantes. Del mismo modo, los sustratos de los componentes pueden presentar una estructura direccional, es decir que son monocristalinos (estructura SX) o presentan sólo gránulos dirigidos longitudinalmente (estructura DS).

20 Como material para las componentes, en particular para los álabes de turbina 120, 130 y los componentes de la cámara de combustión 110, se emplean por ejemplo superaleaciones a base de hierro, de níquel o de cobalto. Superaleaciones de esa clase se conocen por ejemplo a través de las solicitudes EP 1 204 776 B1, EP 1 306 454, EP 1 319 729 A1, WO 99/67435 o WO 00/44949.

25 El álabe guía 130 presenta un pie del álabe guía que se encuentra orientado hacia la cámara interna 138 de la turbina 108 (el cual no se encuentra representado aquí) y una cabeza del álabe guía que se encuentra situada de forma opuesta al pie del álabe guía. La cabeza del álabe guía se encuentra orientada hacia el rotor 103 y se encuentra fijada a un anillo de fijación 140 del estator 143.

30 La figura 4, en una vista en perspectiva, muestra un álabe móvil 120 o un álabe guía 130 de una turbomáquina que se extiende a lo largo de un eje longitudinal 121.

La turbomáquina puede consistir en una turbina de gas de una aeronave o de una central eléctrica para la generación de electricidad, en una turbina de vapor o en un compresor.

35 El álabe 120, 130; a lo largo del eje longitudinal 121, presenta de forma consecutiva un área de fijación 400, una plataforma del álabe 403 contigua a ésta, así como una paleta 406 y una punta del álabe 415. El álabe 130, como álabe guía 130, puede presentar una plataforma adicional en su punta del álabe 415 (lo cual no se encuentra representado).

40 En el área de fijación 400 se encuentra formado un pie del álabe 183 que sirve para la fijación de los álabes móviles 120, 130 a un árbol o a un disco (lo cual no se encuentra representado). El pie del álabe 183, a modo de ejemplo, se encuentra diseñado como la cabeza de un martillo. Son posibles otros diseños como un pie en forma de copa de abeto o de cola de milano.

El álabe 120, 130; para un medio que fluye delante de la paleta 406, presenta un borde de ataque 409 y un borde de salida 412.

45 En los álabes convencionales 120, 130; en todas las áreas 400, 403, 406 del álabe 120, 130; se emplean por ejemplo materiales metálicos macizos, en particular superaleaciones. Superaleaciones de esa clase se conocen por ejemplo a través de las solicitudes EP 1.204.776 B1, EP 1.306.454, EP 1.319.729 A1, WO 99/67435 ó WO 00/44949. El álabe 120, 130 puede ser fabricado a través de un procedimiento de fundición, también mediante solidificación direccional, a través de un procedimiento de forja, a través de un procedimiento de fresado o a través de combinaciones de estos procedimientos.

50 Las piezas de trabajo con una estructura monocristalina o con estructuras monocristalinas son empleadas como componentes para máquinas que durante el funcionamiento se encuentran expuestas a cargas mecánicas, térmicas y/o químicas muy elevadas. La fabricación de piezas de trabajo monocristalinas de esa clase tiene lugar por ejemplo a través de una solidificación direccional de la masa fundida. Se trata de procedimientos de fundición en los cuales

la aleación metálica líquida se solidifica en una estructura monocristalina, es decir en una pieza de trabajo monocristalina, o se solidifica de forma direccional. De este modo, los cristales dendríticos son dirigidos a lo largo del flujo térmico formando una estructura granular cristalina en forma de tallos (en forma de columnas, es decir gránulos que se extienden sobre toda la longitud de la pieza de trabajo y que aquí, de acuerdo con la denominación general, son denominados como solidificados de forma direccional) o una estructura monocristalina, es decir que toda la pieza de trabajo se compone de un único cristal. Al realizar este procedimiento debe evitarse el paso hacia una solidificación globulítica (policristalina), puesto que a través de un crecimiento no direccional se conforman necesariamente límites granulares transversales y longitudinales que destruyen las propiedades convenientes del componente solidificado de forma direccional o monocristalino.

Con respecto a las estructuras solidificadas de forma direccional se consideran tanto los monocristales que no presentan límites intergranulares o a lo sumo bordes granulares de ángulos pequeños, como también estructuras cristalinas en forma de tallo que si bien presentan límites granulares que se extienden en dirección longitudinal no presentan límites granulares transversales. Estas estructuras cristalinas mencionadas en segundo lugar se conocen también como estructuras solidificadas de forma direccional (directionally solidified structures). Procedimientos de esta clase se conocen por las solicitudes US-PS 6,024,792 y EP 0 892 090 A1.

Del mismo modo, los álabes 120, 130 pueden presentar capas protectoras 7 de acuerdo con la invención, contra corrosión u oxidación. El espesor, de forma preferente, se ubica en el 95% del espesor teórico. Sobre la capa de MCrAIX (como capa intermedia o como capa externa) se forma una capa protectora de óxido de aluminio (TGO = thermal grown oxide layer).

Sobre la capa de MCrAIX puede encontrarse presente aún una capa de aislamiento térmico, la cual preferentemente es la capa más externa, compuesta por ejemplo por ZrO_2 , $Y_2O_3-ZrO_2$, de manera que ésta no se encuentra parcial o completamente estabilizada a través de óxido de itrio y/o de óxido de calcio y/o de óxido de magnesio. La capa de aislamiento térmico cubre toda la capa de MCrAIX. A través de procedimientos de revestimiento adecuados, como por ejemplo de la evaporación por haz de electrones (EB-PVD), se producen gránulos en forma de varas en la capa de aislamiento térmico. Son posibles también otros procedimientos de revestimiento, como por ejemplo proyección por plasma atmosférico (APS), LPPS, VPS o CVD. La capa de aislamiento térmico puede presentar gránulos porosos afectados con microfisuras o macrofisuras para una mejor resistencia al choque térmico. Por lo tanto, de manera preferente, la capa de aislamiento térmico es más porosa que la capa de MCrAIX.

El álabe 120, 130 puede estar diseñado de forma ahuecada o maciza.

Si el álabe 120, 130 debe ser refrigerado es ahuecado y eventualmente presenta además aberturas de refrigeración 418 (indicadas a través de las líneas punteadas).

La figura 5 muestra una cámara de combustión 110 de la turbina de gas 100. A modo de ejemplo, la cámara de combustión 110 se encuentra diseñada como una así llamada cámara de combustión anular, donde una pluralidad de quemadores 107 dispuestos en dirección circunferencial alrededor de un eje de rotación 102 desembocan en un espacio común de la cámara de combustión 154, donde dichos quemadores generan llamas 156. Para ello, la cámara de combustión 110 está diseñada en su totalidad como una estructura anular que se encuentra posicionada alrededor del eje de rotación 102.

Para alcanzar un grado de efectividad comparativamente elevado, la cámara de combustión 110 se encuentra diseñada para una temperatura comparativamente elevada del fluido de trabajo M, de aproximadamente $1000^{\circ}C$ a $1600^{\circ}C$. Para lograr una vida útil comparativamente prolongada también en el caso de estos parámetros de funcionamiento desfavorables para los materiales, la pared de la cámara de combustión 153, sobre su lado que se encuentra orientado hacia el fluido de trabajo M, se encuentra provista de un revestimiento interno conformado por elementos de blindaje térmico 155.

Debido a las temperaturas elevadas en el interior de la cámara de combustión 110 puede proporcionarse además un sistema de refrigeración para los elementos de blindaje térmico 155, así como para sus elementos de sujeción. Los elementos de blindaje térmico 155, por ejemplo, son huecos y eventualmente presentan orificios de refrigeración (no representados) que desembocan a su vez en el espacio de la cámara de combustión 154.

Cada elemento del blindaje térmico 155 de una aleación, del lado del fluido de trabajo, se encuentra provisto de una capa protectora especialmente resistente al calor (capa de MCrAIX y/o revestimiento cerámico) o se encuentra realizado de un material resistente a las temperaturas elevadas (piedras cerámicas macizas). Las capas protectoras 7 mencionadas pueden ser similares a los álabes de turbinas.

Sobre la capa de MCrAIX puede encontrarse presente una capa de aislamiento térmico por ejemplo de cerámica, compuesta por ejemplo por ZrO_2 , $Y_2O_3-ZrO_2$, de manera que ésta no se encuentra parcial o completamente estabilizada a través de óxido de itrio y/o de óxido de calcio y/o de óxido de magnesio. A través de procedimientos

ES 2 640 219 T3

5 de revestimiento adecuados, como por ejemplo de la evaporación por haz de electrones (EB-PVD), se producen gránulos en forma de varas en la capa de aislamiento térmico. Son posibles también otros procedimientos de revestimiento, como por ejemplo pulverización por plasma atmosférico (APS), LPPS, VPS o CVD. La capa de aislamiento térmico puede presentar gránulos porosos afectados con microfisuras o macrofisuras para una mejor resistencia al choque térmico.

10 La restauración (refurbishment, del inglés reprocesamiento) hace referencia a que a los álabes de turbina 120, 130 y a los elementos de blindaje térmico 155 se les deben quitar eventualmente las capas protectoras (por ejemplo a través de tratamiento con chorros de arena) después de su utilización. A continuación se retiran las capas o productos contra la corrosión y/o la oxidación. En caso necesario se reparan también grietas en el álabe de turbina 120, 130 o en el elemento de blindaje térmico 155. Posteriormente se efectúa un nuevo revestimiento de los álabes de la turbina 120, 130 y de los elementos de blindaje térmico 155; utilizándose nuevamente los álabes de la turbina 120, 130 o los elementos de blindaje térmico 155.

REIVINDICACIONES

1. Aleación

que contiene los siguientes elementos

(datos en % en peso):

5 24% - 26% de cobalto (Co),

12% - 14% de cromo (Cr),

10% - 12% de aluminio (Al),

0,2% - 0,5%,

al menos un elemento del grupo compuesto por escandio y los elementos de las tierras raras,

10 0,3% - 3% de tantalio (Ta),

el resto de níquel.

2. Aleación según una de las reivindicaciones precedentes, compuesta por cobalto (Co), cromo (Cr), aluminio (Al), itrio (Y), tantalio (Ta), níquel (Ni).

15 3. Capa protectora para proteger un componente (1) contra corrosión y/u oxidación, la cual presenta la composición de la aleación según una o varias de las reivindicaciones 1 a 2, y la cual se encuentra presente en particular como capa simple.

4. Componente, el cual para la protección contra corrosión y oxidación en el caso de temperaturas elevadas presenta una capa protectora (7) según la reivindicación 3.

FIG 1

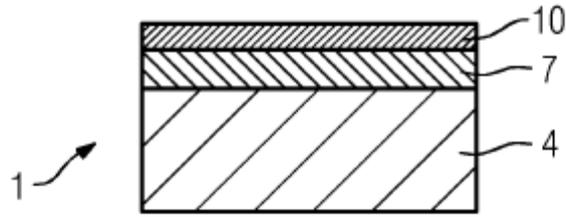


FIG 4

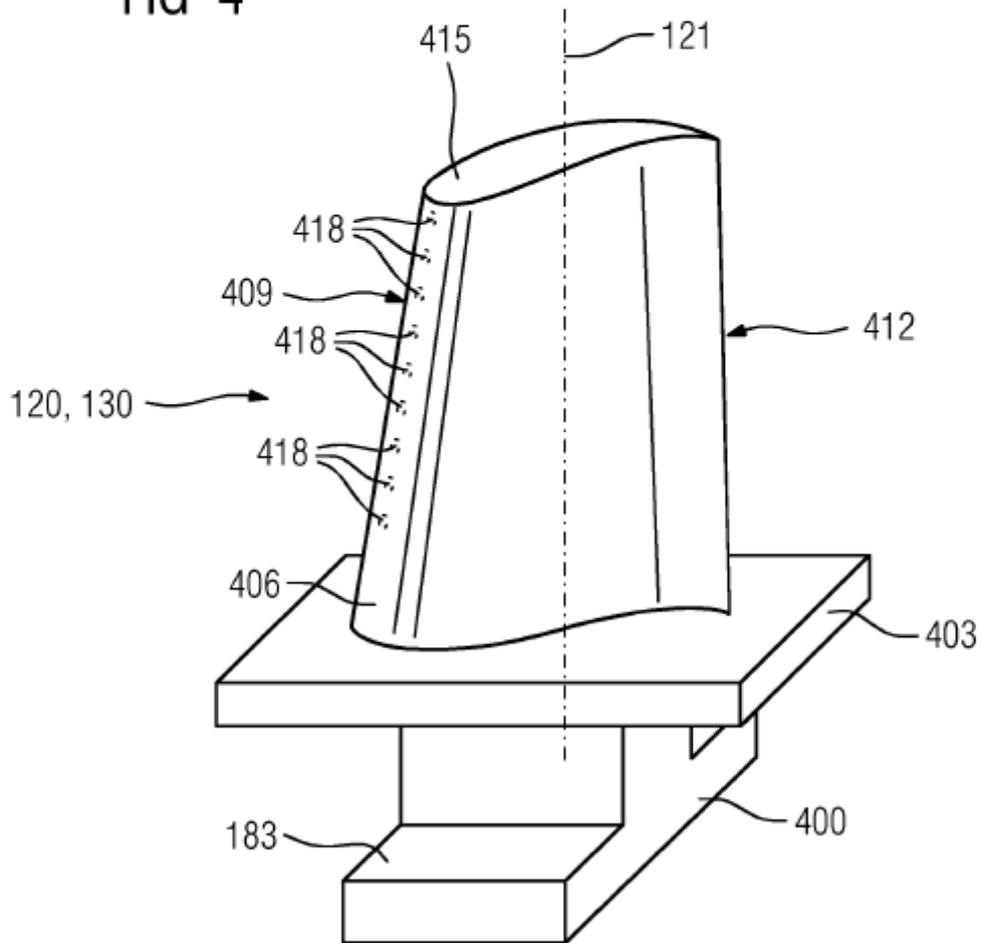


FIG 2

Material	Composición química en %													
	C	Cr	Ni	Co	Mo	W	Ta	Nb	Al	Ti	B	Zr	Hf	
Aleaciones para fundición de precisión a base de Ni														
GTD 222	0.10	22.5	Rest	19.0		2.0	1.0		1.2	2.3	0.008			
IN 939	0.15	22.4	Rest	19.0		2.0	1.4	1.0	1.9	3.7	0.009	0.10		
IN 6203 DS	0.15	22.0	Rest	19.0		2.0	1.1	0.8	2.3	3.5	0.010	0.10	0.75	
Udimet 500	0.10	18.0	Rest	18.5	4.0				2.9	2.9	0.006	0.05		
IN 738 LC	0.10	16.0	Rest	8.5	1.7	2.6	1.7	0.9	3.4	3.4	0.010	0.10		
SC 16	<0.01	16.0	Rest		3.0		3.5		3.5	3.5	<0.005	<0.008		
Rene 80	0.17	14.0	Rest	9.5	4.0	4.0			3.0	5.0	0.015	0.03		
GTD 111	0.10	14.0	Rest	9.5	1.5	3.8	2.8		3.0	4.9	0.012	0.03		
GTD 111 DS														
IN 792 CC	0.08	12.5	Rest	9.0	1.9	4.1	4.1		3.4	3.8	0.015	0.02		
IN 792 DS	0.08	12.5	Rest	9.0	1.9	4.1	4.1		3.4	3.8	0.015	0.02	1.00	
MAR M 002	0.15	9.0	Rest	10.0		10.0	2.5		5.5	1.5	0.015	0.05	1.50	
MAR M 247 LC DS	0.07	8.1	Rest	9.2	0.5	9.5	3.2		5.6	0.7	0.015	0.02	1.40	
CMSX-2	<.006	8.0	Rest	4.6	0.6	8.0	6.0		5.6	1.0	<.003	<.0075		
CMSX-3	<.006	8.0	Rest	4.6	0.6	8.0	6.0		5.6	1.0	<.003	<.0075	0.10	
CMSX-4		6.0	Rest	10.0	0.6	6.0	6.0		5.6	1.0		Re=3.0	0.10	
CMSX-6	<.015	10.0	Rest	5.0	3.0	<.10	2.0	<.10	4.9	4.8	<.003	<.0075	0.10	
PWA 1480 SX	<.006	10.0	Rest	5.0		4.0	12.0		5.0	1.5	<.0075	<.0075		
PWA 1483 SX	0.07	12.2	Rest	9.0	1.9	3.8	5.0		3.6	4.2	0.0001	0.002		
Aleaciones para fundición de precisión a base de Co														
FSX 414	0.25	29.0	10	Rest		7.5					0.010			
X 45	0.25	25.0	10	Rest		8.0					0.010			
ECY 768	0.65	24.0	10	51.7		7.5	4.0		0.25	0.3	0.010	0.05		
MAR-M-509	0.65	24.5	11	Rest		7.5	4			0.3	0.010	0.60		
CM 247	0.07	8.3	Rest	10.0	0.5	9.5	3.2		5.5	0.7			1.5	

FIG 3

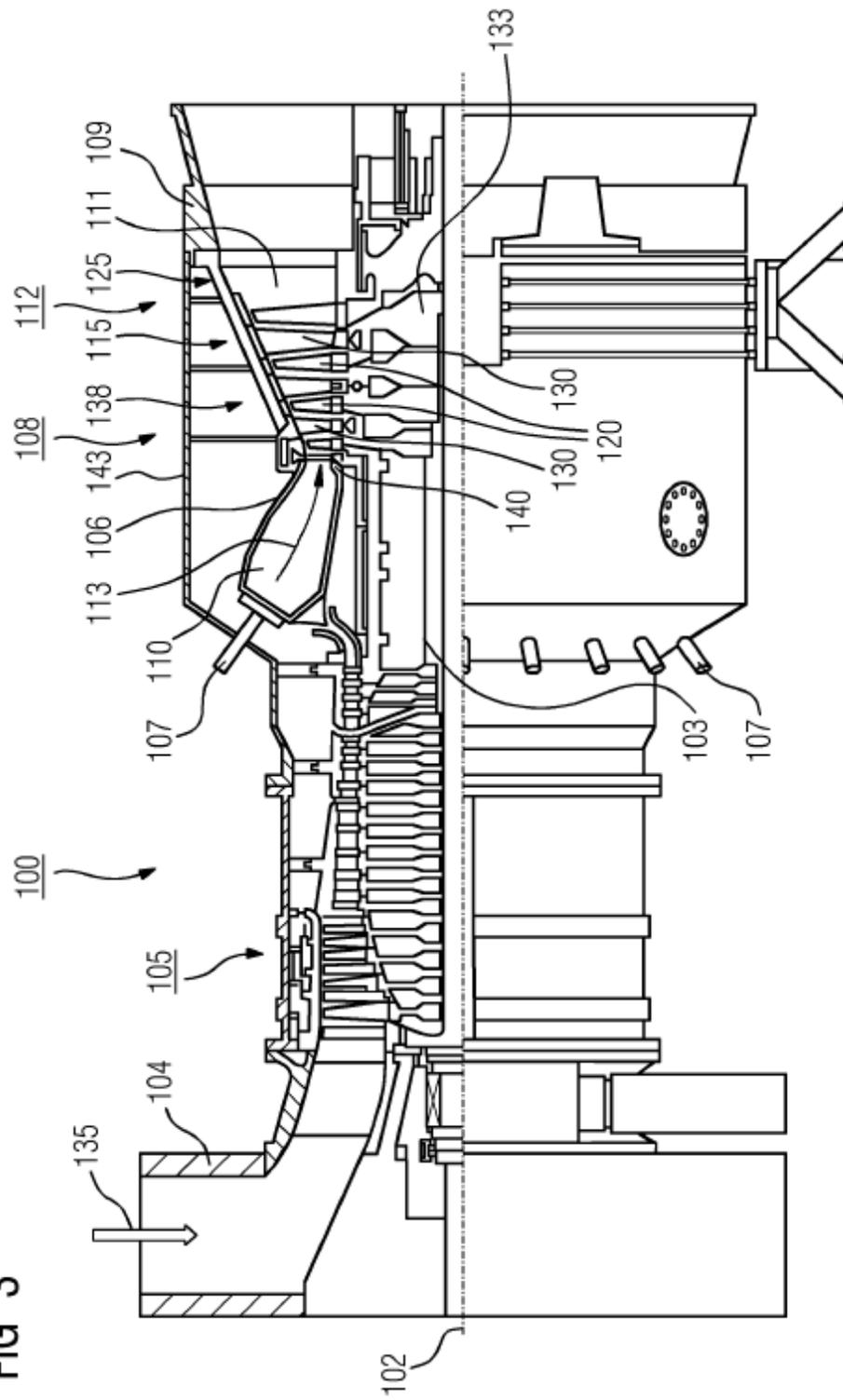


FIG 5

