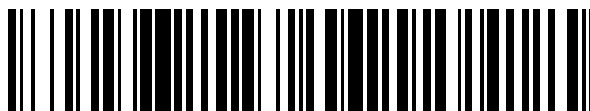


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 368 436**

51 Int. Cl.:
C23C 30/00 (2006.01)
C23C 26/00 (2006.01)
F01D 5/28 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **05858676 .9**
96 Fecha de presentación: **12.12.2005**
97 Número de publicación de la solicitud: **1831428**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **12.09.2007**

54 Título: **COMPONENTES DE MOTOR DE TURBINA CON REVESTIMIENTOS PROTECTORES SIN ALUMINURO QUE CONTIENEN SILICIO Y CROMO Y MÉTODOS PARA FORMAR DICHOS REVESTIMIENTOS PROTECTORES SIN ALUMINURO.**

30 Prioridad:
13.12.2004 WO PCT/US2004/041896

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
17.11.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
17.11.2011

73 Titular/es:
MT Coatings, LLC
3064 Colerain Avenue
Cincinnati, OH 45225, US y
Siemens Aktiengesellschaft

72 Inventor/es:
FAIRBOURN, David, C. y
WALKER, Paul

74 Agente: **de Elizaburu Márquez, Alberto**

ES 2 368 436 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

Componentes de motor de turbina con revestimientos protectores sin aluminuro que contienen silicio y cromo y métodos para formar dichos revestimiento protectores sin aluminuro.

5 Campo del invento

El invento presente se refiere a componentes de material revestido y, más particularmente, a componentes de motor de turbina con un revestimiento protector sin aluminuro, que contiene silicio y cromo y a métodos para formar dichos revestimientos protectores en componentes de motor de turbina.

10 Antecedentes del invento

Con frecuencia se forman capas intermetálicas y revestimientos en una superficie de un componente de metal para proteger el sustrato metálico subyacente del componente y para extender su vida útil durante la operación. Por ejemplo, muchos componentes de superaleación de motores de turbina de gas, como álabes de turbina, álabes de guía, zunchos de refuerzo, guías de tobera, incluyen un revestimiento de aluminuro en las superficies bañadas por el flujo del aire o del gas que protegen el metal de base de la superaleación subyacente contra la oxidación y corrosión a altas temperaturas. Entre otras aplicaciones, los motores de turbina de gas son usados como motores de avión o de reacción (por ejemplo, los turbofanos), como motores de turbina de gas industriales para generación de energía, como parte de unidades de accionamiento motor para dispositivos tales como

20 En general, los motores de turbina de gas incluyen un compresor para comprimir aire, una(s) cámara(s) de combustión para mezclar el aire comprimido con combustible, tal como, pero no limitado a, combustible de motores de reacción, gas natural, diesel, gases de residuos de biomasa, gasolina y gases de carbón gasificado, la mezcla es quemada posteriormente. El motor incluye también un conjunto de álabes de turbina para producir energía. En particular, los motores de turbina de gas operan absorbiendo aire por delante del motor. El aire es comprimido a continuación, mezclado con combustible y quemado. Los gases calientes de la salida de la mezcla quemada pasan a través de una turbina, lo que hace que la turbina gire y que de esa manera accione el compresor. Los motores de turbina de gas de avión, a los que se llama aquí motores de reacción, impulsan hacia delante el avión sobre el que están montados en respuesta al empuje proporcionado por el flujo de los gases de salida calientes del motor de turbina de gas. El giro de la turbina en los motores de turbina de gas industriales genera energía eléctrica.

25 Los gases de salida calientes entran en contacto directo con las superficies que reciben flujo de aire de ciertos componentes de motor de turbina. Los gases de salida calientes calientan estos componentes a temperaturas elevadas y los exponen a elementos con impurezas como azufre procedentes del combustible quemado. Las superaleaciones, en particular, son susceptibles a oxidaciones y corrosión importantes en dichos ambientes duros, particularmente cuando los componentes de superaleaciones del motor de turbina de gas son calentados por el chorro de gas caliente de salida creado en un motor de reacción.

35 Los componentes de motor de turbina de superaleación experimentan sulfuración cuando se exponen a bajas temperaturas al azufre que se origina en los gases de salida calientes y en otras fuentes ambientales. En general, la sulfuración aumenta la velocidad de corrosión de las superaleaciones y, en particular, la velocidad de corrosión en caliente de superaleaciones basadas en el níquel. Se observa con más frecuencia la sulfuración en porciones de componentes de superaleaciones de turbina de gas que son calentadas a temperaturas por debajo de unos 815° C durante el servicio. Con frecuencia, los componentes de turbina de gas de superaleación son enfriados por un chorro de aire a temperatura inferior dirigido a través de una región interior hueca.

40 La sulfuración puede ocurrir en porciones de componentes de turbina de gas de superaleación que están protegidas contra la exposición directa al chorro de gas de salida, pero sin embargo operan a temperaturas inferiores a unos 815° C y están expuestos al azufre procedente de los gases de salida calientes que escapan de las superficies de las juntas. Por ejemplo, ciertos álabes de turbina de gas incluyen un segmento de perfil aerodinámico que es calentado a una temperatura superior a 815° C cuando es expuesto a un chorro de gas de salida caliente, una raíz usada para asegurar el álabe de turbina de gas a un disco de turbina del motor de turbina de gas, y una plataforma que separa el segmento de perfil aerodinámico de la raíz. En dichos álabes de turbina de gas, la raíz, que no está expuesta directamente al chorro de gas de salida, es calentada por conducción desde el segmento de perfil aerodinámico y también enfriada a menos de 815°C por transferencia de gas al más masivo disco de turbina. La zona del álabe de la turbina de gas por debajo de la plataforma es particularmente susceptible al ataque de la sulfuración.

45 No se prefieren los revestimientos de aluminuro en ciertas superficies de componentes de motores de turbina. La mayoría de los revestimientos de aluminuro hacen frágil la superficie del material de superaleación usado para fabricar componentes de motor de turbina, lo que puede causar una pérdida de ductilidad superficial debido a que el revestimiento de aluminuro no es dúctil

50 Los revestimientos de aluminuro pueden alterar de manera no deseada las estrechas tolerancias dimensionales requeridas en ciertos componentes. Por ejemplo, las zonas por debajo de la plataforma, incluyendo la raíz de los

5 álabes de turbina de gas, deben mantener tolerancias dimensionales estrechas para acoplar apropiadamente el perfil aerodinámico al disco de la turbina. En consecuencia, se hacen mediciones rutinarias para evitar que se formen capas de aluminuro en caras de presión mecanizadas o superficies de fijación de la raíz por debajo de la plataforma cuando se forma aluminuro en las superficies del segmento de perfil aerodinámico. Sin embargo, las zonas por debajo de la plataforma continúan siendo susceptibles a la corrosión favorecida por mecanismos como la sulfuración.

10 Se han propuesto aluminuros de platino como una solución para evitar el ataque por sulfuración de regiones del motor de turbina de superaleación, componentes por debajo de la plataforma. Sin embargo, los revestimientos de aluminuro de platino bajo ciertas condiciones de operación pueden ser susceptibles a la formación de grietas, lo que proporciona un camino para la migración de azufre y otros elementos corrosivos a la superficie de la superaleación desprotegida. Como una consecuencia de la sulfuración que sigue, el revestimiento de aluminuro de platino puede romperse y deslaminarse, algo que no es aceptable durante la operación del motor de turbina de gas.

15 De acuerdo con esto, existe una necesidad de un revestimiento eficiente para proteger superficies a baja temperatura de los componentes de motor de turbina contra los daños de la corrosión.

20 El documento EP1111192 describe un componente de motor de turbina para ser usado en un motor de turbina de gas, que comprende un sustrato que tiene una primera sección con una superficie que recibe flujo de aire y una segunda sección usada para asegurar la primera sección al motor de turbina de gas y un revestimiento protector al menos en una porción de la segunda sección. El documento US 2002/0179191 A1 describe un proceso para aplicar un compuesto fluido que contiene silicio en la superficie que recibe flujo de aire de un componente metálico de un motor de reacción. La composición fluida que contiene silicio, por ejemplo, silano, es curada y calentada después de la deposición.

25 Sumario del invento

30 El invento presente proporciona un componente y un proceso como se reivindica en las reivindicaciones 1 y 3. El invento presente proporciona, en un aspecto, un revestimiento protector sin aluminuro para un componente de motor de turbina que tenga un sustrato de superaleación basado en el níquel, en el que una capa de composición fluida que contiene silicio y otros elementos, tales como cromo, es aplicada a la superficie y calentada a una temperatura suficiente para formar el revestimiento protector que incluye cromo que se difunde desde el sustrato. La capa de composición fluida puede ser una capa de composición líquida o una composición de lodo. El revestimiento protector puede ser efectivo para reducir el riesgo de corrosión y sulfuración del material de la superaleación subyacente.

35 El componente de motor de turbina puede ser un álabe de turbina, tal como un álabe de turbina de motor de reacción o de turbina de gas industrial, que tenga un segmento de perfil aerodinámico y una raíz de fijación enteriza con el segmento de perfil aerodinámico para acoplar el segmento de perfil aerodinámico al motor de turbina de gas. El componente de motor de turbina puede ser un álabe de guía, un zuncho de refuerzo, una guía de tobera, o cualquier otra parte que requiera protección contra la oxidación y corrosión cuando esté operando en un motor de turbina de gas. El componente de motor de turbina puede ser hueco para permitir la refrigeración por aire o hueco para reducir peso.

45 Se cree que los revestimientos protectores que son predominantemente de cromo β no hacen que se vuelva frágil la superficie del material de superaleación como hacen la mayoría de los revestimientos de aluminuro. Se cree que el revestimiento protector es efectivo previniendo, o al menos reduciendo o retrasando, la corrosión y la sulfuración del material de la superaleación subyacente y, de preferencia, que no altera significativamente las dimensiones del componente. Se cree que los revestimientos protectores que son predominantemente de cromo β tienen una susceptibilidad relativamente baja a la fractura, en contraste con los revestimientos de aluminuro de platino convencionales.

50 Éstos y otros beneficios y ventajas del invento presente se harán aparentes a partir de los dibujos que se acompañan y de las descripciones de éstos.

55 Descripción breve de los dibujos

Los dibujos que se acompañan, que están incorporados a y constituyen una parte de esta memoria, muestran una realización del invento y, junto con una descripción general del invento dada anteriormente, y la descripción detallada de la realización que se ofrece a continuación, sirven para explicar los principios del invento.

60 La Figura 1 es una vista en perspectiva de un componente de motor de turbina al que se le está aplicando una composición fluida a una porción del componente de motor de turbina de acuerdo con los principios del invento presente.

La Figura 2 es una vista esquemática de un corte en sección transversal de una porción del componente del motor de turbina de la Figura 1 que incluye una capa que contiene silicio formada mediante la aplicación de la composición fluida.

La Figura 3 es una vista esquemática de un corte en sección transversal similar al de la Figura 2 después de que la capa que contiene silicio haya sido convertida en un revestimiento protector.

Descripción detallada de realizaciones preferidas

5 Haciendo referencia a las Figuras 1 y 2 y de acuerdo con una realización del invento presente, una capa que contiene silicio 20 es aplicada al menos a una porción de una superficie original 39 de un componente de motor de turbina 10, tal como un álabe de turbina de gas. La capa que contiene silicio 20 puede ser aplicada como una composición fluida (por ejemplo, composición líquida, solución, o lodo) y luego secada para formar un prerrevestimiento residente en el componente de motor de turbina 10 antes de calentar a una temperatura suficiente para formar un revestimiento protector sin aluminuro 14 (Figura 3).

10 El componente de motor de turbina 10 de la construcción representativa incluye un segmento de perfil aerodinámico 28 diseñado para estar en el camino del flujo de aire caliente de alta presión, como se indica mediante las flechas 31. El segmento de perfil aerodinámico 28 del componente de motor de turbina 10 incluye un par de superficies que reciben flujo de aire 34, 35 que se extienden entre un borde de salida 36 y un borde de ataque curvo 41 y que constituyen porciones de la superficie 39. Unos agujeros de refrigeración 37 atraviesan las superficies que reciben flujo de aire 34, 35 para permitir que el aire de refrigeración pase a través del interior del segmento de perfil aerodinámico 28 mientras el componente de motor de turbina 10 está en servicio en el motor de turbina de gas.

15 Enteriza con el segmento de perfil aerodinámico 28 hay una cola de milano, raíz, o anclaje de raíz 32 usada para asegurar el componente de motor de turbina 10 a un disco de turbina refrigerado por aire (no mostrado) de un motor de turbina de gas (no mostrado) y una plataforma 33 que separa el segmento de perfil aerodinámico 28 de la raíz 32. La superficie 39 se extiende a través de la raíz 32 por debajo de la plataforma 33. La raíz 32 incluye además caras de presión 42 encaradas hacia el segmento de perfil aerodinámico 28 y que son usadas para aplicar mecánicamente el componente de motor de turbina 10 al disco de turbina. Una región 44 de la superficie 39 está directamente por debajo de la plataforma 33 y tiene una posición de intervención entre la cara de presión 42 más cercana a la plataforma 33 y la plataforma 33. La región 44, que puede ser denominada como un bolsillo como entendería una persona con experiencia normal en la técnica, está presente también en el lado opuesto de la raíz 32 que no está visible en la Figura 1.

20 Dependiendo del uso del componente de motor de turbina 10, los gases de combustión en el camino del flujo del aire 31 pueden alcanzar una temperatura que llega hasta los 1.650° C. Aunque esto favorece el calentamiento del segmento de perfil aerodinámico 28, el enfriamiento por gas del segmento de perfil aerodinámico 28 limita la temperatura de operación a 980° C o menos. Cuando el componente de motor de turbina 10 está en servicio, la temperatura de la raíz 32 aumenta por transferencia de calor desde el segmento de perfil aerodinámico 28 y otras fuentes de calor del motor de turbina de gas pero los gases de combustión en el camino del flujo de aire 31 no entran directamente en contacto con él. En particular, la raíz 32 puede ser enfriada por un flujo de aire de refrigeración suministrado a la raíz 32 a una temperatura de unos 590° C. En consecuencia, la raíz 32 está significativamente más fría que el segmento de perfil aerodinámico 28 durante la operación y, frecuentemente, está a una temperatura inferior a 815° C cuando el componente 10 está en servicio, lo que hace susceptibles a la raíz 32 y, en particular, a la región 44 de la superficie 39 a la sulfuración y a la corrosión.

25 De acuerdo con los principios del invento presente, puede ser deseable proteger la región 44 de la superficie 39 de la raíz 32 formando un revestimiento protector 14 (Figura 3). Inicialmente, la capa que contiene silicio 20 puede ser aplicada a la superficie 39 de la región 44, tal como mediante una aplicación manual con una brocha para pintura B (Figura 1) como si fuera pintada, mediante pulverización, mediante inmersión y escurriendo cualquier exceso cuando se aplica la composición fluida. La capa que contiene silicio 20 puede ser aplicada opcionalmente a otras porciones de la superficie 39 por fuera de la región 44.

30 En una realización del invento presente, la capa que contiene silicio 20 es aplicada en una forma líquida como una composición fluida o líquida y, a partir de entonces, secada al aire con calentamiento opcional para formar un revestimiento sólido o semisólido. Otros métodos de aplicación de la composición líquida serán aparentes para una persona que tenga una experiencia corriente en la técnica, tal como sumergir la raíz 32 del componente de motor de turbina 10 en un baño (no mostrado) de la composición líquida para formar la capa que contiene silicio 20 ó pulverizar la composición líquida de una manera controlada sobre la región 44 solamente. A partir de entonces, el componente de motor de turbina 10 revestido con la capa 20, que puede ventajosamente ser secado y calentado primero a una temperatura insuficiente para formar una capa protectora, puede ser situado en un entorno caliente y calentado a una temperatura a la que el revestimiento protector 14 se formará al menos en la región 44 con un espesor previsto.

35 Un fluido particular o composición líquida que puede ser seleccionado para ser usado en la formación de la capa 20 es una sustancia que contiene silicio o un líquido tal como un silano. Silanos adecuados para ser usados en el invento presente pueden contener silano trialkoxy mono-, bis- o tri-funcional. El silano puede ser un sililo trialkoxy bifuncional, de preferencia grupos sililo trimetoxo, o trietoxo. Pueden usarse también amino silanos, aunque los tio silanos pueden no ser deseables debido a su contenido de azufre. Los compuestos bisfuncionales de silano son bien

conocidos por personas con una experiencia corriente en la técnica, y dos de ellos preferidos para ser usados en el invento presente son etano bis(trietoxysililo) y metano bis(trimetoxysililo). En ambos compuestos, el grupo de unión entre las dos fracciones de silano es un grupo alquilo. Silanos adicionales disponibles comercialmente incluyen pero no están limitados a:

5 Etano 1, 2- Bis(tetrametildisoloxanilo)
 Nonano 1, 9- Bis(trietoxysililo)
 Octano Bis(trietoxysililo)
 Etano Bis(trimetoxysililo)
 10 Disiloxano 1, 3- Bis(trimetilsiloxy)-1, 3- Dimetilo
 Etilsilano Bis(trimetilsiloxy)
 Metilsilano Bis(trimetilsiloxy)

15 Al-501 es comercializado por AG Chemetall (Frankfurt, Alemania)

20 El silano puede ser puro, estar en una solución acuosa, o diluido en una solución solvente acuosa/alcohol. Un solvente para el último tipo de solución diluida puede contener desde un 1% a un 2% por volumen hasta un 30% por volumen de agua desionizada siendo el resto un alcohol monohídrico tal como el metanol, etanol, n- o iso-propanol, o similares. El etanol y el metanol son alcoholes monohídricos preferidos. El solvente es combinado con el silano y ácido acético glacial para establecer de preferencia un pH de unos 4 – 6. La concentración de silano en la solución puede estar limitada a una concentración máxima en la que el silano permanece en solución durante la aplicación. Generalmente, la solución consiste de alrededor de un 1% hasta alrededor de un 20% de silano, en la que el porcentaje puede ser medido ya sea por volumen o por peso.

25 Un silano particularmente útil para ser usado para proporcionar la capa 20 puede ser un silano organofuncional tal como BTSE etano 1,2 bis(trietoxysililo) o BTSM metano 1,2 bis(trimetoxysililo). El silano puede ser disuelto en una mezcla de agua y ácido acético con un pH de cinco (5), después en alcohol desnaturalizado y ácido acético glacial para establecer una solución de silano. La concentración de silano de la solución está entre un 1% y un 10% por volumen y, ventajosamente, alrededor de un 5% por volumen. Esta solución de silano forma rápidamente la capa que contiene silicio 20, que puede tener una consistencia más o menos dura, a temperaturas fácilmente alcanzables y a una temperatura insuficiente para formar el revestimiento protector 14.

35 Como se ha explicado anteriormente, la composición líquida es aplicada a toda o a una porción de la superficie 39 que atraviesa la región 44 para definir la capa que contiene silicio 20. Se deja que se seque la composición líquida aplicada a la región 44, con calentamiento opcional, tal como con un secador (no mostrado) o incluso en un horno convencional (no mostrado), a unos 121° C durante unos 15 a 25 minutos, para formar la capa que contiene silicio 20. Antes de calentar, puede dejarse primero que la composición líquida se seque al aire, tal como debajo de una lámpara (no mostrada) o mediante aire caliente, para liberar solvente. En general, la composición líquida que forma la capa que contiene silicio 20 es aplicada en una cantidad de unos 0,01 g/cm² a unos 2,0 g/cm². Pueden aplicarse múltiples capas de la composición líquida; siendo secada y calentada cada capa individual para retirar el solvente antes de aplicar la siguiente capa sucesiva. Tal como se usa aquí, la capa que contiene silicio 20 puede referirse ya sea a la capa aplicada inicialmente de composición líquida, o sin limitación a la capa secada. La capa que contiene silicio 20 puede tener un espesor dentro de un margen de unos 40 nm hasta unos 200 nm, aunque el invento no está limitado a ello.

45 La capa que contiene silicio 20, que puede estar aplicada a toda o a una porción de la región 44, es calentada a una temperatura y durante un tiempo efectivo para transformar la capa 20 en revestimiento protector 14 a través de la porción de la región 44 a la que se aplica la capa 20. En general, la temperatura de conversión es más caliente que una temperatura de curado para la capa 20 y más fría que las temperaturas de formación de aluminuro (esto es, alrededor de 1.010° C). Por ejemplo, una temperatura de calentamiento superior a 205° C puede ser suficiente para convertir la capa que contiene silicio 20 en un revestimiento protector 14. La temperatura a la que la capa que contiene silicio 20 es calentada para causar la transformación en revestimiento protector 14 depende, entre otros factores, de la composición y características de la composición líquida usada para formar la capa 20 y de la composición de la aleación del sustrato.

55 La capa que contiene silicio 20 puede ser calentada en varias atmósferas diferentes y bajo varias condiciones diferentes para formar el revestimiento protector 14. Por ejemplo, la capa 20 puede ser calentada en un entorno ambiental adecuado para formar el revestimiento protector que no es de aluminuro 14 que contiene silicio procedente de la capa 20 y una concentración de uno o más elementos procedentes del material de superaleación constituyente del componente de motor de turbina 10. Por ejemplo, el componente de motor de turbina 10 y la capa 20 pueden ser calentados a una temperatura suficiente para causar la difusión de uno más elementos procedentes del componente 10 dentro de la capa que contiene silicio 20 para formar una capa protectora 14 que contenga esos elementos. Como un ejemplo más específico, la capa protectora 14 puede contener cromo y silicio, tal como un siliciuro de cromo o un óxido de cromo modificado con silicio, en el que el cromo se origina a partir del material de la superaleación del componente de motor de turbina 10 ó un revestimiento de cromo beta (β) depositado por separado

- sobre la superficie del álabe de turbina. El medioambiente puede no contener oxígeno, tal como un entorno de gas ambiental no oxidante creado evacuando una cámara de calentamiento y llenando la cámara evacuada con un gas inerte. Alternativamente, la capa que contiene silicio 20 puede ser calentada en una atmósfera que contenga oxígeno para proporcionar oxígeno para crear un revestimiento protector 14 que contenga oxígeno, silicio, y elementos opcionales procedentes del material que constituye el componente de motor de turbina 10. En esta realización alternativa del invento presente, el revestimiento protector 20 puede ser un silicato, o puede comprender una mezcla de óxidos metálicos formados a partir de la matriz de superaleación que está cubierta por una capa delgada exterior, enriquecida con silicio.
- La transformación de la capa que contiene silicio 20 en revestimiento protector 14 puede ser realizada situando el componente de motor de turbina 10 dentro de un recinto calentado, como un horno o caldera. El paso de curado para formar la capa que contiene silicio 20, y el paso siguiente de transformar la capa curada 20 en revestimiento protector 14, puede ser conducido en el mismo recinto calentado o situando el componente de motor de turbina 10 en recintos calentados separados. En general, la capa que contiene silicio 20 cura a una temperatura inferior que la temperatura necesaria para transformar la capa 20 en revestimiento protector 14.
- Alternativamente, el componente de motor de turbina 10 con la capa que contiene silicio 20 puede ser situado en un entorno de deposición calentado equipado para formar, por ejemplo, una capa de aluminuro (no mostrada) en las superficies que reciben el flujo de aire 34, 35 del segmento de perfil aerodinámico 28. En este caso, la porción del componente de motor de turbina 10 por debajo de la plataforma 33 a la que es aplicada la capa que contiene silicio 20 está sustancialmente protegida o a cubierto del ambiente de deposición calentado de tal manera que el compuesto de aluminuro no se forma por encima de ella. Sin embargo, la elevada temperatura del componente de motor de turbina 10 durante el proceso de formación del aluminuro causa que la capa protegida 20 al menos en la región 44 de la superficie 39 se transforme en revestimiento protector 14. Alternativamente, la capa que contiene silicio 20 puede ser aplicada al menos a la región 44 y el revestimiento protector 14 puede ser formado en la región 44 de la superficie 39 a partir de la capa 20 después de que una capa de aluminuro (no mostrada) sea formada en un entorno de deposición calentado sobre las superficies que reciben flujo de aire 34, 35 del segmento de perfil aerodinámico 28.
- Para componentes de motor de turbina 10 que tengan partes dentro del motor de turbina que se caractericen por temperaturas de operación relativamente bajas, la capa que contiene silicio 20 puede ser ventajosamente aplicada a superficies que no estén protegidas contra los gases de combustión en el camino del flujo de aire 31. Por ejemplo, la capa que contiene silicio 20 puede ser aplicada a las superficies que reciben flujo de aire 34, 35 del segmento de perfil aerodinámico 28 y/o a una superficie 38 de la plataforma 33 que está encarada al segmento de perfil aerodinámico 28 y calentada para extender el revestimiento protector 14 para cubrir estas superficies 34, 35, 38, así como la región 44.
- Aunque no se desea estar limitados por la teoría, se cree que el revestimiento protector 14 opera reduciendo la oxidación y corrosión del material de superaleación, cuando el componente 10 está en servicio en un motor de turbina de gas, haciendo pasiva o protegiendo la porción cubierta de la región 44 de la superficie 39 y, opcionalmente las superficies 34, 35, 38, y/o el resto de la superficie 39.
- En una realización alternativa del invento presente, la capa que contiene silicio 20 puede incluir además un aditivo que es incorporado como un dopante adicional dentro del revestimiento protector 14. Los aditivos adecuados incluyen generalmente cualquier compuesto del dopante que sea soluble en la solución de silano particular, aunque pueden ser desaprobados los aditivos que contienen ligandos de azufre y/o ligandos de oxígeno. Si el dopante es, por ejemplo, itrio, los compuestos adecuados de itrio incluyen, pero no están limitados a, haluros de itrio, tal como cloruro de itrio, bromuro de itrio, yoduro de itrio y fluoruro de itrio. Otros compuestos adecuados de itrio incluyen pero no están limitados a, acetato de itrio, itrio acetato hidrato, itrio 2-etilhexanoato, solución de perclorato de itrio (por ejemplo, 40% en peso en agua), itrio hexahidrato nitrato, itrio tetrahidrato nitrato, óxido isopropóxido de itrio, solución de itrio isopropóxido de (por ejemplo, 25% en peso en tolueno), solución de itrio butóxido (por ejemplo, 0,5 M en tolueno), itrio trifluoroacetato hidrato, itrio oxalato hidrato, e itrio(III) tris(2,2,6,6-tetrametilo-3,5-heptanodionato). Si el dopante es, por ejemplo, hafnio, los compuestos adecuados de hafnio incluyen, pero no están limitados a, haluros de hafnio, tales como cloruro de hafnio, bromuro de hafnio, yoduro de hafnio y fluoruro de hafnio. Otros compuestos adecuados de hafnio incluyen, pero no están limitados a, cualquier compuesto de hafnio con un ligando orgánico, tal como hafnio tert-butóxido, y nitratos de hafnio. Los compuestos de hafnio permitidos excluyen generalmente compuestos ya sea con ligandos de azufre o ligandos de óxido. Éstos y otros compuestos de itrio y hafnio están disponibles comercialmente, por ejemplo, en Sigma-Aldrich (St. Louis, Missouri).
- En esta realización alternativa del invento presente, uno o más de los compuestos dopantes candidatos es disuelto en o en combinación con el silano o la solución de silano. Antes de combinar, la cantidad añadida de compuesto dopante es medida para regular con precisión la concentración del dopante en la capa que contiene silicio 20 y, seguidamente, en el revestimiento protector 14. Típicamente, un aditivo único o compuesto dopante se combina con el silano para formar un compuesto fluido, que es aplicado a todos o al menos a una porción de la región 44 del componente de motor de turbina 10.

El invento presente es aplicable en general a componentes de motor de turbina 10 usados en turbinas de gas de motor de reacción y en turbinas de gas industriales. En particular, el invento presente es aplicable para proteger álabes de turbinas de dichas turbinas. Aunque el invento presente ha sido descrito específicamente con respecto a un componente de motor de turbina 10 que tiene una construcción de álabes de turbina, resulta evidente que el revestimiento protector 14 puede ser aplicado también a superficies de un álabe de guía, un zuncho de refuerzo, una guía de tobera, o cualquier otra parte formada de una superaleación u otro metal que requiera protección contra la oxidación y corrosión mientras esté operando en un motor de reacción o mientras esté operando en un motor de turbina de gas industrial. Las superficies protegidas de estos componentes pueden estar expuestas a los gases de combustión en el camino del flujo de aire 31 ó protegidas del camino del flujo del aire 31 durante el servicio en aviones o en motores de turbinas de gas industriales.

Haciendo referencia a la Figura 3, se muestra una vista detallada de una porción del componente de motor de turbina 10 y del revestimiento protector 14. El componente de motor de turbina 10 incluye un sustrato metálico 12 y el revestimiento protector 14 de la región 44 del sustrato 12. El sustrato metálico 12 puede estar hecho de cualquier superaleación de alta temperatura basada en el níquel-, cobalto-, o hierro- de las que los componentes de motor de turbina 10 están normalmente hechos. El elemento de base, típicamente níquel o cobalto, es proporcionalmente en peso el constituyente elemental mayor de la superaleación del sustrato 12. Por ejemplo, cuando el componente 10 es usado en un motor de reacción, el sustrato 12 puede ser la superaleación Inconel 795 Mod5A o la CMSX-4 basadas en el níquel. No se pretende, sin embargo, que el invento presente quede limitado a ningún componente de motor de turbina 10 particular, que podría ser un álabe de turbina, un álabe de guía, un zuncho de refuerzo, una guía de tobera, o cualquier otra parte que requiera protección contra la oxidación y la corrosión cuando esté operando en un motor o cuando esté operando en un motor de turbina de gas industrial. El revestimiento protector 14, que protege el metal subyacente del componente 10 contra la oxidación y la corrosión, es aplicado típicamente a porciones del componente de motor de turbina 10 que no se calientan por encima de unos 815° C cuando el componente 10 está en servicio.

El revestimiento protector 14 puede ser una capa aditiva 15 ó, más típicamente, puede incluir una concentración de uno o más elementos del sustrato 12 debido a la interdifusión entre la capa que contiene silicio 20 aplicada y el material de superaleación del sustrato 12. En dichos revestimientos de difusión, el revestimiento protector 14 se caracteriza generalmente por una zona de difusión 13 además de la capa de aditivo 15 que está superpuesta a la zona de difusión 13. La interdifusión introduce ventajosamente una concentración de uno o más elementos adicionales, tales como cromo, procedentes del sustrato 12 dentro del revestimiento protector 14 que proporcionan finalmente capacidades protectoras beneficiosas al revestimiento 14.

El revestimiento protector 14 puede ser una aleación que contenga silicio y cromo, tal como siliciuro de cromo, que es efectiva impidiendo o reduciendo significativamente la sulfuración, la oxidación, y la corrosión en la región protegida 44 (Figura 1). El cromo puede proceder del material de la superaleación del sustrato 12 ó de un revestimiento de cromuro o de cromo 16 preexistente en la región 44 que se mezcla durante el calentamiento para suministrar una fuente de cromo al revestimiento protector 14. Alternativamente, si se forma en una atmósfera oxidante, el revestimiento protector 14 puede ser un compuesto que contenga silicio y oxígeno. El compuesto que contiene el silicio y el oxígeno puede ser un cristal precursor de silicio, tal como SiO₂, un silicato, o un óxido de cromo modificado con silicio.

El revestimiento protector 14 puede incluir además un dopante, tal como itrio y/o hafnio que, si está presente, se cree que opera como un receptor o trampa de la impureza o elemento suelto de azufre del revestimiento 14. Aunque no se desea estar limitados por la teoría, se cree que la presencia del dopante reduce el transporte del azufre a través del espesor del revestimiento protector 14 hacia el sustrato 12 y por tanto protege el material de superaleación del sustrato 12 contra el azufre. El revestimiento protector 14 puede, ya sea alternativamente o además del itrio y/o hafnio, incluir otros dopantes beneficiosos que se cree que inhiben o impiden la corrosión y, en particular, otros dopantes beneficiosos capaces de inhibir o impedir que se favorezca la corrosión mediante el mecanismo de la sulfuración.

El revestimiento protector 14 tiene un espesor que se extiende desde la superficie del componente de motor de turbina 10 hasta una superficie de trabajo expuesta 18. El dopante opcional puede estar presente con una concentración uniforme a través del revestimiento protector 14 ó puede estar presente con un gradiente de concentración entre la superficie de trabajo 18 y la superficie 39 de la región 44. La concentración de punta del gradiente del dopante puede estar en, o cerca de, la superficie de trabajo 18. Si el revestimiento protector 14 es erosionado, el dopante es distribuido preferentemente en la cubierta protectora 14 para que la cubierta protectora 14 tenga continuamente una concentración de dopante efectiva para recoger o atrapar azufre.

La capa que contiene silicio 20 puede ser aplicada, y el recubrimiento protector 14 resultante formado, directamente como una capa aditiva en un revestimiento existente, tal como un revestimiento de aluminuro de platino o de cromo β 16, al menos en la región 44 de la superficie 39 (Figura 1). Alternativamente, cualquier revestimiento existente puede ser desprendido de la región 44 y, opcionalmente, de las superficies que reciben flujo de aire 34, 35 del

5 segmento de perfil aerodinámico 28 antes de que la capa que contiene silicio 20 sea aplicada para formar el revestimiento protector 14. El revestimiento protector 14 puede ser formado en la región 44 antes de que el componente de motor de turbina 10 haya sido puesto en servicio ya sea antes de la mecanización o después de la mecanización con las superficies que reciben flujo de aire 34, 35 cubiertas. Puede ser deseable cubrir la porción de superficie 39 que se extiende a lo largo de las caras de presión 42 para que se forme el revestimiento protector 14 solamente a través de la región 44 por debajo de la plataforma 33 ó que sea despreciable cualquier espesor de revestimiento 14 sobre las caras de presión 42.

10 Aunque el invento presente haya sido descrito específicamente haciendo referencia a un componente de motor de turbina 10 que tiene una construcción de álabes de turbina, resultará evidente que el revestimiento protector 14 puede ser aplicado también a las superficies de un álabe de guía, un zuncho de refuerzo, una guía de tobera, o cualquier otra parte que requiera protección contra la oxidación y la corrosión mientras opera en un motor de turbina de gas. Estas superficies pueden estar expuestas a los gases de la combustión en el camino del flujo del aire 31 ó protegidas contra el flujo del aire 31 durante el uso.

15 En una realización alternativa del invento presente, la capa que contiene silicio 20 puede comprender una composición fluida o lodo que contenga cantidades de un material o sustancia que contiene silicio, un material o sustancia que contiene cromo, un diluyente inerte, un activador de haluro, y un ligante inorgánico opcional. La sustancia que contiene cromo, el diluyente inerte, y el activador de la composición de lodo están de preferencia en forma de partículas o polvo. La sustancia que contiene silicio puede ser un silano, la sustancia que contiene cromo puede ser cromo en polvo, el diluyente inerte puede ser de partículas de alúmina (Al_2O_3), y el activador de haluro puede ser bifluoruro de amonio (NH_4HF_2). El diluyente inerte impide la sinterización de la sustancia que contiene cromo en la capa que contiene silicio 20 cuando la capa 20 es calentada para formar el revestimiento protector 14. El componente de motor de turbina 10 y la capa que contiene silicio 20 son calentados en una atmósfera no oxidante o en el vacío a una temperatura que es mantenida el tiempo suficiente para formar el revestimiento protector 14. Las condiciones de calentamiento pueden ser, por ejemplo, una temperatura de unos $1.080^{\circ} C$ durante cuatro horas en una atmósfera inerte (por ejemplo, argón). La composición del lodo puede ser aplicada al menos a la región 44 de la superficie 39 para formar la capa que contiene silicio 20 por métodos como cepillado, pulverizado e inmersión. En realizaciones alternativas del invento, el silano de la composición del lodo puede ser sustituido por una sustancia diferente que contenga silicio, tal como silicio coloidal o polvo de silicio elemental. Opcionalmente, la composición del lodo puede contener un compuesto dopante, tal como acetato de itrio o cloruro de hafnio, como se ha descrito aquí.

35 La cantidad de composición de lodo aplicada está controlada debido a que el espesor del revestimiento protector resultante 14 es proporcional a la cantidad de composición de lodo aplicada a la capa 20 al menos en la región 44 de la superficie 39. De preferencia, la composición de lodo es aplicada como capa 20 a la región 44 con un espesor sustancialmente uniforme. La composición de lodo puede comprender, porcentualmente por peso, desde alrededor de un 1% hasta alrededor de un 20% de la sustancia que contiene cromo en polvo, mayor del 2% del polvo activador, alrededor de un 60% hasta un 90% del polvo de relleno inerte, y ligante de equilibrio y silano puro. La composición del lodo específica puede ser adaptada para proporcionar una composición del revestimiento protector 14 deseada, así como otras variables del tratamiento tales como tiempo y temperatura, y el espesor y composición deseados del revestimiento protector 14. Debido a que el cromo del revestimiento protector 14 no se origina en el sustrato 12 del componente 10, el material de superaleación del sustrato 12 no tiene que operar como una fuente de cromo y el revestimiento protector que contiene cromo 14 puede ser formado independientemente del contenido de cromo del sustrato 12. Sin embargo, cantidades menores de elementos del sustrato pueden difundirse en el revestimiento protector 14.

50 El ligante puede comprender cualquier ligante convencional adecuado conocido para una persona que tenga una experiencia corriente en la técnica. Ligantes adecuados incluyen pegamentos NICOBRAZ[®] disponibles comercialmente en Colmonoy Corporation (Madison Heights, MI). Alternativamente, el ligante puede ser omitido en la composición del lodo que forma la capa 20 si otra sustancia de la capa 20, tal como el silano, puede operar como un ligante para adherir la composición de lodo a la superficie 39 del componente 10.

55 En el uso, la composición del lodo es aplicada directamente a toda o a una porción de la región 44 de la superficie 39 de la raíz 32 del componente de motor de turbina 10 para formar la capa que contiene silicio 20. La capa que contiene silicio 20 es calentada en una atmósfera inerte o evacuada (esto es, no oxidante) a una temperatura suficiente para vaporizar el activador de la capa 20. El activador vaporizado reacciona con la sustancia que contiene cromo de la capa 20 para promover reacciones químicas que liberan cromo de la sustancia para participar en la formación del revestimiento protector 14. Las condiciones de calentamiento pueden ser, por ejemplo, una temperatura dentro del margen de $1.025^{\circ} C$ a $1.040^{\circ} C$ durante cuatro horas en una atmósfera inerte. Después del tratamiento, los residuos de lodo que no han reaccionado pueden ser retirados, por ejemplo, con un cepillo o chorro de arena con granos de cristal tales como granos de cristal de impacto BALLOTINI[®] comercialmente disponibles en Potters Brothers, Inc. (Carlstadt, New Jersey).

65 El invento contempla además que las composiciones fluidas descritas aquí puedan ser introducidas en los orificios

de refrigeración 37 u otros pasos internos del componente de motor de turbina 10 con objeto de formar un revestimiento protector 14 en las superficies internas que bordean los orificios de refrigeración 37. Con tal objeto, la composición fluida que contiene silicio es introducida en los orificios de refrigeración 37 para formar una capa que contiene silicio 20 y calentada para formar el revestimiento protector 14 en estas superficies internas.

5 En otra realización alternativa del invento, la capa que contiene silicio 20 puede ser aplicada en etapas para formar el revestimiento protector 14. Por ejemplo, el silano puede ser omitido de la composición del lodo inicialmente aplicada como una primera porción de la capa 20 a toda o a una parte de la porción 44 de la superficie 39. Calentando la capa 20 da lugar a la formación de una capa rica en cromo (por ejemplo, una capa de cromo β) en la región 44 a la que es aplicada la primera porción de capa 20. Después de que sea formada la capa rica en cromo, el componente de motor de turbina 10 es limpiado por chorro de granalla cortante usando, por ejemplo, granos de cristal de impacto u óxido de aluminio de grano 220. A continuación se aplica silano, como se ha descrito anteriormente, a la región 44 siendo la capa rica en cromo una segunda porción de la capa 20. Se forma el revestimiento protector calentando, por ejemplo, a 250° C durante 30 minutos para que el silano reaccione con la capa rica en cromo para formar el revestimiento protector 14. Silicio procedente de la capa que contiene silicio 20 se difunde en la capa de cromo β . Cromo procedente también del revestimiento de cromo se difunde en el revestimiento protector sin aluminuro 14.

10 El invento contempla además que cualquiera de las diferentes composiciones líquidas o de lodo que forman capas que contienen silicio 20 puedan ser usadas en combinación con el cromo que se origina en el material de superaleación del sustrato 12 ó en el revestimiento preexistente de cromo P 16 de la región 44.

15 Aunque el invento presente ha sido mostrado mediante la descripción de una realización del mismo y de ejemplos específicos, y aunque la realización ha sido descrita con considerable detalle, para las personas expertas en la técnica se harán aparentes ventajas y modificaciones adicionales.

REIVINDICACIONES

1. Un componente de motor de turbina (10) para usar en un motor de turbina de gas, que comprende:
 - 5 un sustrato de superaleación basado en el níquel (12) que tiene una primera sección (28) con una superficie que recibe flujo de aire (34) y una segunda sección (32) usada para asegurar la primera sección (28) al motor de turbina de gas; y un revestimiento protector sin aluminuro (14) al menos en una porción de la segunda sección (32), incluyendo como el revestimiento protector sin aluminuro (14) que se difunde desde el sustrato de superaleación basado en el níquel (12) y silicio de tal manera que el revestimiento protector sin aluminuro (14) contiene un siliciuro de cromo, un óxido de cromo modificado con silicio, o un silicato que contiene cromo.
2. El componente de motor de turbina (10) de la reivindicación 1, en el que el revestimiento protector (14) incluye además un dopante seleccionado entre el grupo que consiste de itrio, hafnio, y combinaciones de éstos.
3. Un proceso de revestimiento para proteger un componente de motor de turbina (10) que tiene una primera sección (28) con una superficie que recibe flujo de aire (34) y una segunda sección (32) usada para asegurar la primera sección (28) al motor de turbina de gas, comprendiendo el proceso de revestimiento: aplicar una capa (20) de una composición fluida que contiene silicio que comprende un líquido de silano al menos a una porción de la segunda sección (32) del componente de motor de turbina (10); curar la composición fluida que contiene silicio después de que la capa (20) haya sido aplicada a la segunda sección (32) del componente de motor de turbina (10); y calentar la composición fluida curada que contiene silicio a una temperatura efectiva para formar un revestimiento protector sin aluminuro (14) en la segunda sección (32) del componente de motor de turbina (10) que incluye silicio procedente de la composición fluida curada que contiene silicio y que incluye además cromo difundido desde el componente de motor de turbina (10).
4. El proceso de revestimiento de la reivindicación 3, en el que el componente de motor de turbina (10) comprende un material de superaleación basado en el níquel.
5. El proceso de revestimiento de la reivindicación 3 ó de la reivindicación 4, que comprende además aplicar una sustancia que contiene cromo al menos a la porción de la segunda sección (32) del componente de motor de turbina (10).
6. El proceso de revestimiento de la reivindicación 5, en el que la aplicación de la sustancia que contiene cromo comprende además aplicar la sustancia que contiene cromo al menos a la porción de la segunda sección (32) como un constituyente de la composición fluida que contiene silicio en la capa (20).
7. El proceso de revestimiento de la reivindicación 6, en el que la aplicación de la sustancia que contiene cromo comprende además aplicar un activador de haluro, un polvo diluyente inerte, y un ligante inorgánico opcional al menos a la porción de la segunda sección (32) como constituyentes de la composición fluida que contiene silicio en la capa (20).
8. El proceso de revestimiento de la reivindicación 6 ó de la reivindicación 7, en el que calentar la composición fluida curada que contiene silicio comprende además calentar la composición fluida que contiene silicio a una temperatura y durante un tiempo suficiente para combinar la sustancia que contiene cromo con silicio procedente de la composición fluida curada que contiene silicio de tal manera que la sustancia que contiene cromo y silicio participe en la formación del revestimiento protector sin aluminuro (14).
9. El proceso de revestimiento de cualquiera de las reivindicaciones de la 5 a la 8, en el que la sustancia que contiene cromo comprende un revestimiento de cromo β , y aplicar la sustancia que contiene cromo comprende además aplicar el revestimiento de cromo β al menos a la porción del componente de motor de turbina (10) antes de aplicar la capa (20).
10. El proceso de revestimiento de la reivindicación 9, en el que calentar la composición fluida que contiene silicio comprende además calentar la composición fluida curada que contiene silicio y el revestimiento de cromo β a una temperatura y durante un tiempo suficiente para fundir el revestimiento de cromo β y combinar silicio procedente de la composición fluida que contiene silicio curado con el cromo β fundido para participar en la formación del revestimiento protector sin aluminuro (14).
11. El proceso de revestimiento de la reivindicación 3, en el que la porción del componente de motor de turbina (10) está cubierta por un revestimiento existente, y aplicar la capa (20) de la composición fluida que contiene silicio comprende además aplicar la composición fluida que contiene silicio como una capa aditiva (20) al revestimiento existente para que el recubrimiento protector sin aluminuro (14) se forme en el revestimiento existente.
12. El proceso de recubrimiento de cualquier reivindicación precedente, en el que la segunda sección (32) del

componente de motor de turbina (10) incluye un paso interno, y aplicar la capa (20) de la composición fluida que contiene silicio comprende además introducir la composición fluida que contiene silicio en el paso interno.

5 13. El proceso de revestimiento de cualquier reivindicación precedente, que comprende además situar la composición fluida que contiene silicio en una atmósfera oxidante antes de calentar la composición fluida curada que contiene silicio.

10 14. El proceso de revestimiento de cualquiera de las reivindicaciones de la 3 a la 13, que comprende además situar la composición fluida que contiene silicio en una atmósfera no oxidante antes de calentar la composición fluida curada que contiene silicio.

15 15. El proceso de revestimiento de cualquiera de las reivindicaciones de la 3 a la 14, en el que calentar la composición fluida curada que contiene silicio comprende además elevar la temperatura de la composición fluida curada que contiene silicio en exceso de una temperatura de curación.

16. El proceso de revestimiento de cualquiera de las reivindicaciones de la 3 a la 14, en el que calentar la composición fluida curada que contiene silicio comprende además elevar la temperatura de la composición fluida curada que contiene silicio en exceso de unos 205°C.

20 17. El proceso de revestimiento de cualquiera de las reivindicaciones de la 3 a la 16, que comprende además añadir un dopante seleccionado entre el grupo que consiste de itrio, hafnio y combinaciones de éstos al líquido de silano.

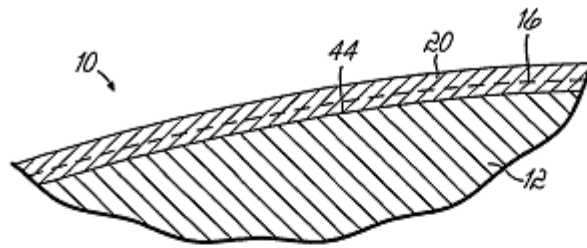


Figura 2

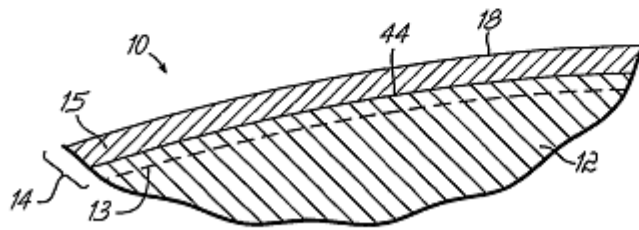


Figura 3