

República Federativa do Brasil
Ministério do Desenvolvimento, Indústria
e do Comércio Exterior
Instituto Nacional da Propriedade Industrial

(11) PI 0521041-0 B1

(22) Data do Depósito: 22/12/2005

(45) Data de Concessão: 08/12/2015

(RPI 2344)



* B R P I 0 5 2 1 0 4 1 B 1 *

(54) Título: MÉTODO PARA O REPARO DE UMA LÂMINA DE TURBINA A GÁS DANIFICADA

(51) Int.Cl.: B23K 9/23; B23K 35/22

(30) Prioridade Unionista: 23/12/2004 US 11/022,185

(73) Titular(es): GENERAL ELECTRIC COMPANY

(72) Inventor(es): MARK DANIEL GORMAN, WARREN DAVIS GROSSKLAUS JR.

**“MÉTODO PARA O REPARO DE UMA LÂMINA DE TURBINA A GÁS
DANIFICADA”**

DEPÓSITO DIVIDIDO

O presente pedido de patente é um depósito dividido do
5 PI 0505901-1, de 22/12/2005.

CAMPO DA INVENÇÃO

Esta invenção se refere ao reparo de uma ponta de lâmina
danificada de uma lâmina de turbina a gás danificada e, mais em particular, a
tal reparo sendo que a ponta de lâmina reparada não é recoberta com uma
10 cobertura ambiental não cerâmica ou com uma camada de ligação.

ANTECEDENTES DA INVENÇÃO

Em um motor de turbina a gás (a jato) de uma aeronave, o ar é
aspirado pela frente do motor, comprimido por um compressor montado no
eixo, e misturado com combustível. A mistura é queimada e os resultantes
15 gases quentes da combustão passam através de uma turbina montada no
mesmo eixo. A turbina inclui um rotor dotado de uma série lâminas de turbina
as quais se estendem radialmente para fora a partir do corpo do rotor, e um
envoltório estacionário o qual forma um túnel no qual o rotor e as suas lâminas
giram. O fluxo dos gases da combustão faz girar a turbina por meio do seu
20 contato com a porção em aerofólio da lâmina da turbina, a qual gira o eixo e
fornece energia ao compressor. Os gases quentes da exaustão fluem da parte
posterior do motor, guiando o motor e o avião para frente. Pode adicionalmente
existir uma ventoinha de passagem o qual força o ar ao redor do núcleo central
do motor, guiado por um eixo que se estende a partir da seção da turbina.

25 As lâminas da turbina atualmente são feitas com superligas a
base de níquel, as quais apresentam propriedades mecânicas aceitáveis nas
condições operacionais do motor de turbina a gás. Estas superligas a base de
níquel usualmente são recobertas com uma camada de proteção que protege

contra os danos originados pela oxidação. A cobertura de proteção inclui uma camada não cerâmica na superfície lateral do aerofólio. A cobertura de proteção também pode incluir uma camada cerâmica a qual recobre a cobertura não cerâmica e isola a lâmina da turbina de modo a permitir que esta

5 funcione por longos períodos de tempo em altas temperaturas, mais do que seria possível. Durante o serviço e apesar da presença da cobertura, as pontas de algumas das lâminas de turbina podem ser danificadas devido ao contato de fricção com o envoltório estacionário da turbina a gás, ou por oxidação devida aos gases quentes da combustão, ou devido ao impacto de partículas. Se o

10 dano em uma ponta de lâmina de turbina se torna suficientemente severo de tal modo que as dimensões da lâmina de turbina são reduzidas para um valor menor que o dos valores mínimos especificados e/ou a performance geral do motor se torna inaceitável, a lâmina de turbina danificada é retirada de serviço. A lâmina de turbina danificada pode então ser reparada e retorna ao serviço ou

15 é descartada, mas o reparo é preferível devido ao alto custo de cada nova lâmina de turbina. A decisão de reparar ou de descartar é em parte econômica, de tal forma que quanto mais alto o custo de reparo, é menos provável que a lâmina de turbina seja reparada e mais provável que seja instalada uma nova lâmina de turbina de alto custo.

20 No processo convencional de reparo, como conhecido na no estado da técnica, as coberturas de proteção são removidas, o material danificado da ponta é removido, é aplicado um material de reparo para restaurar as dimensões da lâmina de turbina dentro das faixas específicas, a superfície lateral da área da ponta é recoberta, e a lâmina de turbina reparada

25 e recoberta é submetida a um tratamento térmico. Para melhorar os aspectos econômicos gerais do motor de turbina a gás, tem-se a necessidade de reduzir o custo de reparo. A presente invenção supre esta necessidade e alcança mais vantagens relacionadas.

DESCRIÇÃO DA INVENÇÃO

A presente invenção fornece um método de reparo de uma lâmina de turbina a gás apresentando uma região da ponta da lâmina danificada, e uma lâmina de turbina reparada. A presente invenção reduz o custo do reparo, através da redução da necessidade de um recobrimento da região da ponta da lâmina reparada.

Um método para o reparo de uma lâmina de turbina a gás danificada inclui fornecer uma lâmina de turbina a gás danificada, a qual tenha previamente sido usada, e que é feita de um metal base. Qualquer material danificado é removido da ponta de lâmina danificada da lâmina de turbina a gás. A ponta de lâmina danificada é reparada por soldagem através de uma superliga a base de níquel, a qual tem uma composição diferente do metal base e é mais resistente contra a oxidação, que o metal base, no ambiente operacional da lâmina de turbina a gás, para formar uma lâmina de turbina a gás de ponta reparada apresentando uma ponta de lâmina reparada. O método não inclui qualquer etapa de recobrimento de uma superfície lateral da ponta de lâmina reparada com uma cobertura de proteção não cerâmica após a etapa de reparo por soldagem. De preferência, o método não inclui qualquer etapa de recobrimento da superfície lateral da ponta de lâmina reparada com uma cobertura cerâmica após a etapa de reparo por soldagem, mas opcionalmente pode ser aplicada uma cobertura cerâmica.

O método inclui opcionalmente uma etapa adicional, após a etapa de reparo por soldagem, de tratamento térmico da lâmina de turbina a gás de ponta reparada. Se for realizado o tratamento térmico, a lâmina de turbina a gás de ponta reparada é preferencialmente tratada com calor a uma temperatura de 1010° C a 1121° C e por um tempo, de 1 hora a 8 horas, seguido de um tratamento térmico de envelhecimento a uma temperatura de 816° C a 927° C por um tempo, de 2 horas a 16 horas. Se uma cobertura cerâmica formando uma

barreira térmica é aplicada, este mesmo tratamento térmico pode opcionalmente ser empregado após o depósito da cobertura cerâmica.

A superliga a base de níquel preferencial, que é empregada como a liga de reparo para o reparo por soldagem da ponta de lâmina danificada, apresenta uma composição nominal, em percentual em peso, de cerca de 7,4 a 5,3 por cento de cromo, de cerca de 5,3 a cerca de 5,6 por cento de tântalo, de cerca de 2,9 a cerca de 3,3 por cento de cobalto, de cerca de 7,6 a cerca de 8,0 por cento de alumínio, de cerca de 0,12 a cerca de 0,18 por cento de háfnio, de cerca de 0,5 a cerca de 0,6 por cento de silício, de cerca de 3,7 a 10 cerca de 4,0 por cento de tungstênio, de cerca de 1,5 a cerca de 1,8 por cento de rênio, de cerca de 0,01 a cerca de 0,03 por cento de carbono, de cerca de 0,01 a cerca de 0,02 por cento de boro, o balanço de níquel e elementos menores. Ainda mais preferencialmente, a superliga a base de níquel usada para reparar por soldagem a ponta de lâmina danificada apresenta uma composição 15 nominal em percentual em peso de cerca de 0,01 a cerca de 0,03 por cento de carbono, máximo de 0,1 por cento de manganês, de cerca de 0,5 a cerca de 0,6 por cento de silício, máximo de 0,01 por cento de fósforo, máximo de 0,004 por cento de enxofre, de cerca de 7,4 a cerca de 7,8 por cento de cromo, de cerca de 2,9 a cerca de 3,3 por cento de cobalto, máximo de 0,10 por cento de molibdênio, de cerca de 3,7 a cerca de 4,0 por cento de tungstênio, de cerca de 20 5,3 a cerca de 5,6 por cento de tântalo, máximo de 0,02 por cento de titânio, de cerca de 7,6 a cerca de 8,0 por cento de alumínio, de cerca de 1,5 a cerca de 1,8 por cento de rênio, máximo de 0,005 por cento de selênio, máximo de 0,3 por cento de platina, de cerca de 0,01 a cerca de 0,02 por cento de boro, máximo de 25 0,03 por cento de zircônio, de cerca de 0,12 a cerca de 0,18 por cento de háfnio, máximo de 0,1 por cento de nióbio, máximo de 0,1 por cento de vanádio, máximo de 0,1 por cento de cobre, máximo de 0,2 por cento de ferro, máximo de 0,0035 por cento de magnésio, máximo de 0,01 por cento de oxigênio, máximo

de 0,01 por cento de nitrogênio, o balanço de níquel e de outros elementos em um total máximo de 0,5 por cento.

A liga de reparo preferencialmente apresenta uma resistência à oxidação igual ou melhor que a destas ligas de reparo específicas do parágrafo anterior. A liga de reparo pode ser uma variação de uma das aqui descritas, tal como uma contendo de 1 a 1,5 por cento de rênio ou com de 0,2 a 0,6 por cento de háfnio. Ao invés disto, a liga de reparo pode ser uma superliga a base de níquel completamente diferente. A lâmina de turbina a gás reparada compreende um corpo incluindo um aerofólio feito de um metal base, e uma 5 ponta de lâmina do aerofólio feita de uma superliga reparada a base de níquel com uma composição diferente do metal base. A liga de reparo da ponta de lâmina reparada é mais resistente à oxidação que o metal base no ambiente operacional da lâmina de turbina a gás. De preferência, não existe uma cobertura não cerâmica na superfície lateral da ponta de lâmina reparada.

15 No estado da técnica, o recobrimento da superfície lateral da ponta da lâmina de turbina após o reparo da ponta de lâmina é obrigatório e envolve diversas etapas caras e consumidoras em tempo. No caso usual, no qual a cobertura inclui uma camada ambiental de alumineto não cerâmica ou uma camada de ligação, a camada rica em alumínio é depositada sobre o 20 metal base da área reparada da superfície lateral da lâmina de turbina, através de um processo relativamente lento. A camada rica em alumínio é interdifundida no metal base através de um tratamento térmico extensivo. Se a cobertura é um alumineto mais complexo, tal como o alumineto de platina, é necessário um processamento complementar para o depósito e termo-difusão 25 da camada de platina antes do depósito e termo-difusão da camada de alumínio.

A presente invenção evita a necessidade de se realizar as diversas etapas do processo de recobrimento para uma cobertura não

cerâmica. O custo e o tempo de processamento do reparo são assim significativamente reduzidos, tornando o reparo uma opção mais atraente para se decidir entre reparar uma lâmina de turbina danificada ou instalar uma lâmina de turbina nova e cara. A performance da lâmina de turbina reparada de acordo com a presente invenção é aceitável, tanto em relação às propriedades mecânicas quanto em relação à resistência ao ambiente.

BREVE DESCRIÇÃO DOS DESENHOS

Outras características e vantagens da presente invenção se tornarão aparentes a partir da seguinte descrição mais detalhada do modo de realização preferido, feita em conjunto com os desenhos que acompanham, os quais ilustram, a título de exemplo, os princípios da invenção. O escopo da invenção não é, contudo, limitado a este modo de realização preferido.

A figura 1 é um diagrama de blocos de um método para o reparo de uma lâmina de turbina;

A figura 2 é uma vista em perspectiva de uma lâmina de turbina a gás danificada;

A figura 3 é uma vista em perspectiva de uma lâmina de turbina a gás com a ponta reparada;

A figura 4 é uma vista esquemática ampliada e em secção através da lâmina de turbina da figura 3, feita na linha 4-4, de um primeiro modo de realização da lâmina de turbina a gás de ponta reparada; e

A figura 5 é uma vista esquemática ampliada e em secção similar a da figura 4, de um segundo modo de realização da lâmina de turbina a gás de ponta reparada.

DESCRIÇÃO DAS REALIZAÇÕES DA INVENÇÃO

A figura 1 ilustra as etapas de um método para o reparo de uma lâmina 40 de turbina a gás danificada, que tenha previamente sido usada, e que está ilustrada na figura 2. A lâmina 40 de turbina a gás danificada que

necessita de reparo é fornecida na etapa 20. A lâmina 40 de turbina a gás danificada apresenta um corpo 41, o qual é feito de um metal base. O metal base é, de preferência, uma superliga a base de níquel. Uma liga a base de níquel apresenta mais níquel que qualquer outro elemento. Uma superliga a base de níquel é uma liga fortificada através da precipitação de uma fase primária gama e/ou de uma fase relacionada. Um exemplo de superliga a base de níquel operacional é a Renè N5™, a qual apresenta uma composição nominal em percentual em peso de cerca de 7,5 por cento de cobalto, cerca de 7 por cento de cromo, cerca de 1,5 por cento de molibdênio, cerca de 5 por cento de tungstênio, cerca de 3 por cento de rênio, cerca de 6,5 por cento de tântalo, cerca de 6,2 por cento de alumínio, cerca de 0,15 por cento de háfnio, cerca de 0,05 por cento de carbono, cerca de 0,004 por cento de boro, cerca de 0,01 por cento de ítrio, o balanço de níquel. O corpo 41 da lâmina 40 de turbina a gás pode estar na forma de um cristal simples, de um policristal com orientação direcional, ou um policristal com orientação aleatória.

A lâmina 40 de turbina a gás danificada inclui um aerofólio 42 contra o qual o fluxo dos gases quentes da combustão é dirigido quando em uso. Durante o uso, a lâmina de turbina 20 danificada foi montada em um disco de turbina (não mostrado) através de um engate tipo rabo de andorinha 44, o qual se estende para baixo a partir do aerofólio 42 e engata uma sede no disco da turbina. Uma plataforma 46 se estende longitudinalmente para fora a partir da área na qual o aerofólio 42 é unido ao engate em forma de rabo de andorinha 44. Opcionalmente, um certo número de passagens internas se estende através do interior do aerofólio 42, terminando nas aberturas 48 na superfície do aerofólio 42. Durante o uso, um fluxo de ar de refrigeração é direcionado através das passagens internas para reduzir a temperatura do aerofólio 42.

O aerofólio 42 da lâmina 40 de turbina danificada termina em uma

ponta 50 de lâmina danificada, distante do engate em forma de rabo de andorinha. A ponta de lâmina 50 danificada da lâmina 40 de turbina danificada da figura 2 foi danificada por remoção de material, por oxidação e/ou por corrosão durante o uso. Também podem existir fissuras radiais que se
5 estendem desde a superfície da ponta de lâmina 50 danificada para baixo na direção do resto do aerofólio 42. Não é mostrado o material que foi removido, mas é indicado o material danificado 52 ainda no lugar.

Voltando à figura 1, o material danificado 52 é a seguir removido através de qualquer técnica operacional, na etapa 22. O material danificado 52
10 inclui o metal base com fissuras, irregular ou oxidado, e quaisquer resíduos das coberturas pré-existentes, tais como coberturas ambientais, camadas de ligação, e coberturas cerâmicas de barreira térmica, nas proximidades do material danificado 52. Tal material danificado poderia interferir com o reparo realizado a seguir, se fosse permitido que estes permanecessem. Exemplos de
15 técnicas operacionais de remoção incluem a usinagem por descarga elétrica, a fresagem, o esmerilhamento, a manuseio manual e a raspagem.

O restante da ponta de lâmina 50 danificada é então reparada por soldagem na etapa 24. No reparo por soldagem, um metal novo ou uma liga de reparo é fundida e solidificada sobre a ponta de lâmina 50 danificada para
20 substituir o quanto perdido durante o uso e na etapa 22. O reparo por soldagem é conseguido empregando a liga de reparo apresentando uma composição que é diferente daquela do metal base, a qual forma o corpo 41. A liga de reparo é uma superliga a base de níquel a qual é mais resistente à oxidação que o metal base nas condições operacionais em que se encontra a lâmina de turbina a
25 gás. A resistência à oxidação é medida tanto nas operações reais do motor ou em testes que simulam as operações do motor, quanto nos testes em equipamento de queima.

Uma liga de reparo preferida apresenta uma composição nominal,

em percentual em peso, de 7,4 a 7,8 por cento de cromo, de 5,3 a 5,6 por cento de tântalo, de 2,9 a 3,3 por cento de cobalto, de 7,6 a 8,0 por cento de alumínio, de 0,12 a 0,18 por cento de háfnio, de 0,5 a 0,6 por cento de silício, de 3,7 a 4,0 por cento de tungstênio, de 1,5 a 1,8 por cento de rênio, de 0,01 a 0,03 por cento de carbono, de 0,01 a 0,02 por cento de boro, o balanço de níquel. De forma mais preferencial, a liga de reparo apresenta uma composição nominal em percentual em peso de cerca de 0,01 a 0,03 por cento de carbono, no máximo 0,1 por cento de manganês, de 0,5 a 0,6 por cento de silício, no máximo 0,01 por cento de fósforo, no máximo 0,004 por cento de enxofre, de 7,4 a 7,8 por cento de cromo, de 2,9 a 3,3 por cento de cobalto, no máximo 0,10 por cento de molibdênio, de 3,7 a 4,0 por cento de tungstênio, de 5,3 a 5,6 por cento de tântalo, no máximo 0,02 por cento de titânio, de 7,6 a 8,0 por cento de alumínio, de 1,5 a 1,8 por cento de rênio, no máximo 0,005 por cento de selênio, no máximo 0,3 por cento de platina, de 0,01 a 0,02 por cento de boro, no máximo 0,03 por cento de zircônio, de 0,12 a 0,18 por cento de háfnio, no máximo 0,1 por cento de nióbio, no máximo 0,1 por cento de vanádio, no máximo 0,1 por cento de cobre, no máximo 0,2 por cento de ferro, no máximo 0,0035 por cento de magnésio, no máximo 0,01 por cento de oxigênio, no máximo 0,01 por cento de nitrogênio, o balanço de níquel e de outros elementos em um total de no máximo 0,5 por cento. Se forem empregadas outras ligas de reparo, estas preferencialmente apresentam uma resistência à oxidação igual ou superior à resistência à oxidação destas ligas.

As técnicas para a realização da operação de soldagem 24, além do uso de uma liga de reparo apresentando as propriedades e a composição aqui descritas, incluem o arco em gás tungstênio, a transferência a arco plasma e a soldagem a laser, que são conhecidas no estado técnica. Veja-se, por exemplo, a patente norte-americana US 5.897.801, cuja descrição é aqui incorporada como referência. A etapa de soldagem 24 restaura as dimensões

da lâmina de turbina a gás para aquelas especificadas para a lâmina de turbina a gás original, antes de qualquer uso e/ou dano. A etapa de soldagem 24 tipicamente é seguida por uma etapa 25 de restauração do contorno e do formato necessários da lâmina de turbina a gás, de tal forma que esta
5 acompanhe as especificações aerodinâmicas. Na etapa 25 é removido o excesso de material de solda da etapa 24, e a porção de ponta da lâmina de turbina a gás é conformada, se necessário. A restauração do contorno 25 pode ser realizada através de qualquer técnica operacional, tais como o desbaste ou a usinagem por descarga elétrica, a fresagem, o esmerilhamento, a manuseio
10 manual e a raspagem. Se existirem passagens internas de refrigeração na lâmina de turbina 40, as aberturas 48 são refeitas conforme necessário através de uma técnica de perfuração por laser ou EDM.

A etapa de soldagem 24 e a etapa de contorno 25 produzem uma lâmina 60 de turbina a gás de ponta reparada, conforme ilustrada na figura 3.
15 As características comuns em relação à lâmina 40 de turbina a gás danificada são identificadas pelos mesmos números de referência como empregados em relação à figura 2, e a descrição anterior é incorporada a estas características comuns. O corpo 41 da lâmina 60 de turbina a gás de ponta reparada é feito a partir do metal base, e a ponta de lâmina 62 é feita do metal de reparo.

20 A lâmina 60 de turbina a gás de ponta reparada pode opcionalmente ser submetida a um tratamento térmico na etapa 26, para liberar as tensões produzidas na etapa de soldagem 24, e para envelhecer a microestrutura. Um tratamento térmico 26 típico para o alívio de tensões e para o envelhecimento é realizado dentro de uma faixa de temperaturas de 1010° C a 1121° C e por um tempo de 1 hora a 8 horas, seguido de um tratamento
25 térmico final de envelhecimento a uma temperatura de 816° C a 927° C por um tempo de 2 horas a 16 horas.

Uma característica importante do método da figura 1 está nas

etapas que não são realizadas no presente método, quando comparado com os métodos do estado da técnica. O método não inclui qualquer etapa de recobrimento da superfície lateral 80 da ponta de lâmina 62 reparada com uma cobertura não cerâmica após a etapa de reparo por soldagem 24. (A superfície lateral 80 da ponta de lâmina 62 reparada é parte da superfície do aerofólio 42 5 contra o qual os gases quentes da combustão são dirigidos, e é distinta da superfície terminal 82 a qual fica de frente para o envoltório estacionário. A superfície lateral 80 é paralela ao eixo longitudinal 84 da lâmina de turbina 60, enquanto que a superfície terminal 82 é perpendicular ao eixo longitudinal 84).

10 Uma cobertura não cerâmica poderia incluir, por exemplo, uma sobrecamada ou uma cobertura ambiental ou de ligação. Tais coberturas não cerâmicas não são necessárias ou empregadas na presente invenção, devida a seleção do metal de reparo, que é mais resistente contra a oxidação que o metal base. A aplicação de tais coberturas não cerâmicas consome muito tempo e aumenta 15 de forma significativa o custo do reparo, e também necessita de um tratamento térmico caro que consome tempo. A aplicação de coberturas não cerâmicas sobre a superfície lateral da ponta de lâmina é uma característica padrão do estado da técnica, e tal aplicação está normalmente presente nos procedimentos de recobrimento do estado da técnica, a menos que sua 20 ausência esteja especificamente declarada.

A figura 4 (que não se encontra em escala) ilustra uma lâmina 60 de turbina a gás de ponta reparada, na qual não foi aplicada nenhuma cobertura não cerâmica na ponta de lâmina 62 reparada. Isto é, a ponta de lâmina 62 reparada não apresenta nenhuma cobertura qualquer deste tipo.

25 Uma camada de proteção 64 pré-existente está presente no corpo 41 da lâmina 60 de turbina a gás de ponta reparada. A camada de proteção 64 pré-existente em outras partes da lâmina 60 de turbina a gás de ponta reparada está ilustrada como apresentando tanto uma camada de ligação 66 quanto uma

cobertura de barreira térmica cerâmica 68. Nem a camada de proteção 64 pré-existente, nem quaisquer outras coberturas se estendem por sobre a ponta de lâmina 62 reparada.

Apesar de não ser aplicada uma camada não cerâmica na
5 superfície lateral 80 da lâmina 60 de turbina a gás de ponta reparada, opcionalmente, uma camada de barreira térmica cerâmica 70 pode ser aplicada recobrimdo a superfície lateral 80 da ponta de lâmina 62 reparada, conforme a etapa 28, e como mostrado na figura 5 (que não é um desenho em escala). A
10 camada de barreira térmica cerâmica 70 é de preferência feita do mesmo material que a camada de barreira térmica cerâmica 68. As técnicas para a aplicação das camadas de barreira térmica cerâmica 70 são conhecidas no estado da técnica, e para tal veja-se a patente norte-americana US 6.607.611, cuja descrição é aqui incorporada como referência. Uma camada de ligação
15 não cerâmica 66, ou uma camada de ligação não cerâmica similar, está presente entre o metal de reparo da ponta de lâmina 62 reparada e a camada de barreira térmica cerâmica 70. Se opcionalmente na etapa 28 é aplicada uma camada de barreira térmica cerâmica, pode ser desejável, a seguir, tratar termicamente a lâmina 60 de turbina a gás de ponta reparada recoberta
20 resultante na etapa 30. Um típico tratamento térmico 30 de alívio das tensões é realizado dentro de uma faixa de temperaturas de 1010° C a 1121° C, por um tempo de 1 hora a 8 horas, seguido de um tratamento térmico final de envelhecimento a uma temperatura de 816° C a 927° C, por um tempo de 2 horas a 16 horas.

Apesar de ter sido descrito, em detalhes, uma modo de realização
25 particular da invenção, com o propósito de ilustração, podem ser feitas várias modificações e melhorias sem com isto escapar do espírito e escopo da invenção. Desta forma, a invenção não deve ser limitada, exceto pelas reivindicações em anexo.

REIVINDICAÇÕES

1. MÉTODO PARA O REPARO DE UMA LÂMINA (40) DE TURBINA A GÁS DANIFICADA, que compreende as etapas de:

5 fornecer uma lâmina (40) de turbina a gás danificada, a qual tenha estado previamente em uso e que é produzida a partir de um metal base;

remover qualquer material danificado da ponta da lâmina (50) danificada da lâmina (40) de turbina a gás danificada; e

10 reparar por soldagem a ponta da lâmina (50) danificada com uma superliga de reparo a base de níquel, em que a superliga de reparo a base de níquel é mais resistente à oxidação que o metal base no ambiente operacional da lâmina de turbina a gás, para formar uma lâmina (60) de turbina a gás de ponta reparada apresentando uma ponta de lâmina (62) reparada, e pelo fato de que a liga de reparo apresenta uma composição diferente que a do metal base e sendo que o método não inclui qualquer etapa de recobrimento da
15 superfície lateral (80) da ponta de lâmina (62) reparada com uma camada não cerâmica após a etapa de reparo por soldagem;

caracterizado pelo fato de incluir uma etapa adicional, após a etapa de reparo por soldagem, de tratar termicamente a lâmina (60) de turbina a gás de ponta reparada com uma temperatura de 1010°C a 1121°C, por um
20 tempo de 1 hora a 8 horas, seguido de um tratamento térmico de envelhecimento a uma temperatura de 816°C a 927°C, por um tempo de 2 horas a 16 horas..

2. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que o método não inclui qualquer etapa de recobrimento da
25 superfície lateral (80) da ponta de lâmina (62) reparada com uma camada cerâmica após a etapa de reparo por soldagem.

3. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de incluir uma etapa adicional, após a etapa de reparo por soldagem,

de tratar termicamente a lâmina (60) de turbina a gás de ponta reparada.

4. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a etapa de reparo por soldagem inclui a etapa de reparar por soldagem a ponta de lâmina (50) danificada com uma superliga de reparo a base de níquel, apresentando uma resistência à oxidação no ambiente operacional da lâmina de turbina a gás igual ou melhor que a de uma liga apresentando uma composição nominal, em percentual em peso, de 7,4 a 7,8 por cento de cromo, de 5,3 a 5,6 por cento de tântalo, de 2,9 a 3,3 por cento de cobalto, de 7,6 a 8,0 por cento de alumínio, de 0,12 a 0,18 por cento de háfnio, de 0,5 a 0,6 por cento de silício, de 3,7 a 4,0 por cento de tungstênio, de 1,5 a 1,8 por cento de rênio, de 0,01 a 0,03 por cento de carbono, de 0,01 a 0,02 por cento de boro, o balanço de níquel.

5. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a etapa de reparo por soldagem inclui a etapa de reparar por soldagem a ponta de lâmina (50) danificada com uma superliga de reparo a base de níquel, apresentando uma composição nominal, em percentual em peso, de 7,4 a 7,8 por cento de cromo, de 5,3 a 5,6 por cento de tântalo, de 2,9 a 3,3 por cento de cobalto, de 7,6 a 8,0 por cento de alumínio, de 0,12 a 0,18 por cento de háfnio, de 0,5 a 0,6 por cento de silício, de 3,7 a 4,0 por cento de tungstênio, de 1,5 a 1,8 por cento de rênio, de 0,01 a 0,03 por cento de carbono, de 0,01 a 0,02 por cento de boro, o balanço de níquel, para formar uma lâmina de turbina a gás de ponta reparada, sendo que a liga de reparo apresenta uma composição diferente da composição do metal base, e sendo que o método não inclui qualquer etapa de recobrimento da superfície lateral (80) da ponta de lâmina reparada com uma camada não cerâmica após a etapa de reparo por soldagem.

6. MÉTODO, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a etapa de reparo por soldagem inclui a etapa de reparar por

5 soldagem a ponta de lâmina (50) danificada com uma superliga de reparo a base de níquel, apresentando uma composição nominal, em percentual em peso, de 0,01-0,03 por cento de carbono, no máximo 0,1 por cento de manganês, 0,5-0,6 por cento de silício, no máximo 0,01 por cento de fósforo, no máximo 0,004 por cento de enxofre, de 7,4 a 7,8 por cento de cromo, de 2,9 a 3,3 por cento de cobalto, no máximo 0,10 por cento de molibdênio, de 3,7 a 4,0 por cento de tungstênio, de 5,3 a 5,6 por cento de tântalo, no máximo 0,02 por cento de titânio, de 7,6 a 8,0 por cento de alumínio, de 1,5 a 1,8 por cento de rênio, no máximo 0,005 por cento de selênio, no máximo 0,3 por cento de platina, de 0,01 a 0,02 por cento de boro, no máximo 0,03 por cento de zircônio, de 0,12 a 0,18 por cento de háfnio, no máximo 0,1 por cento de nióbio, no máximo 0,1 por cento de vanádio, no máximo 0,1 por cento de cobre, no máximo 0,2 por cento de ferro, no máximo 0,0035 por cento de magnésio, no máximo 0,01 por cento de oxigênio, no máximo 0,01 por cento de nitrogênio, o 10 balanço de níquel e de outros elementos em um total máximo de 0,5 por cento, 15 para formar uma lâmina de turbina a gás de ponta reparada.

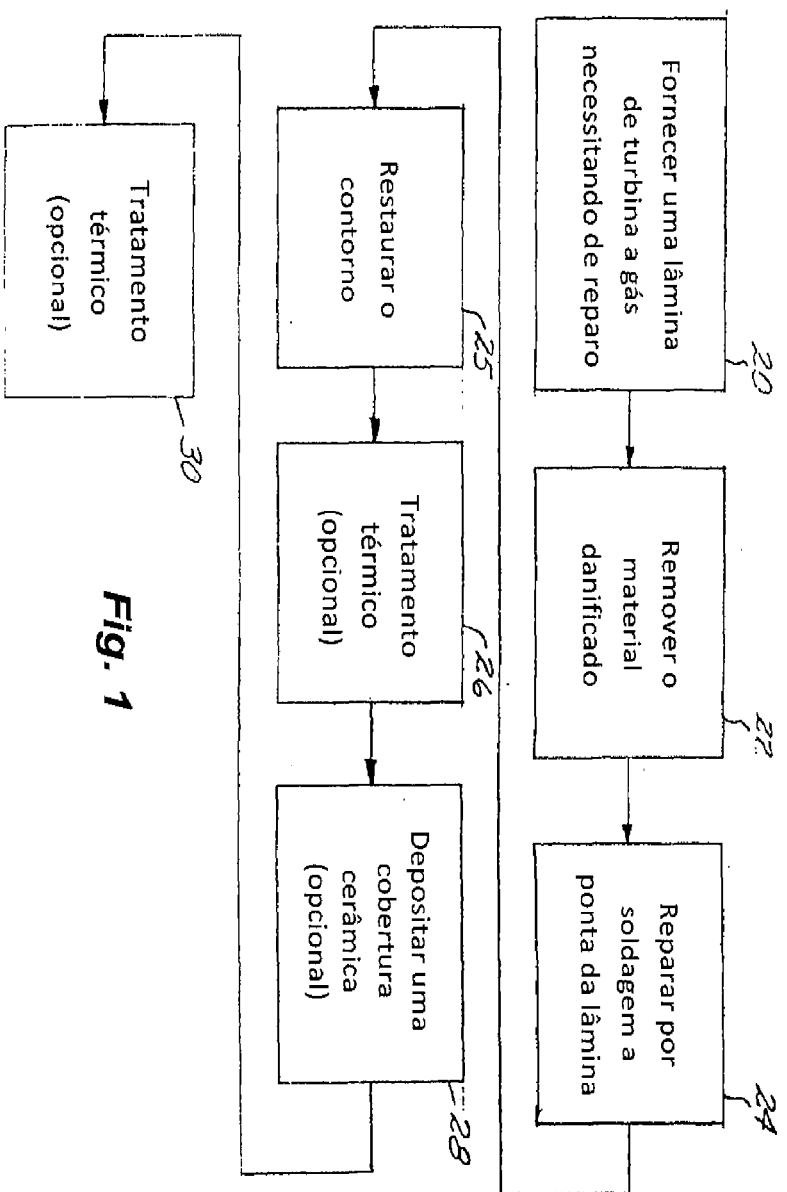


Fig. 1

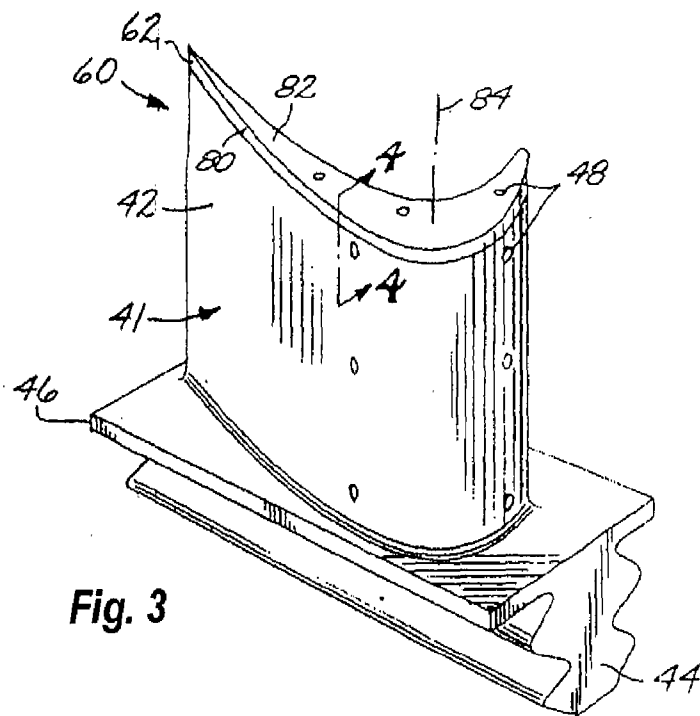
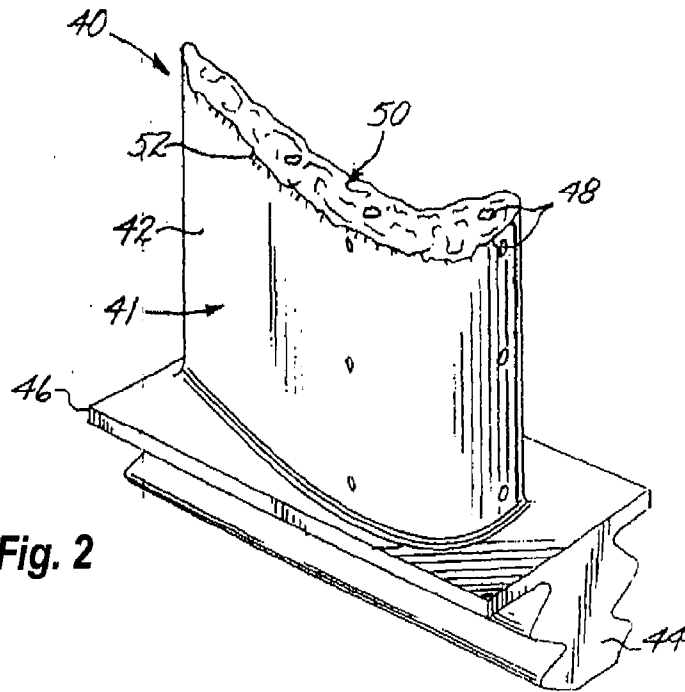


Fig. 4

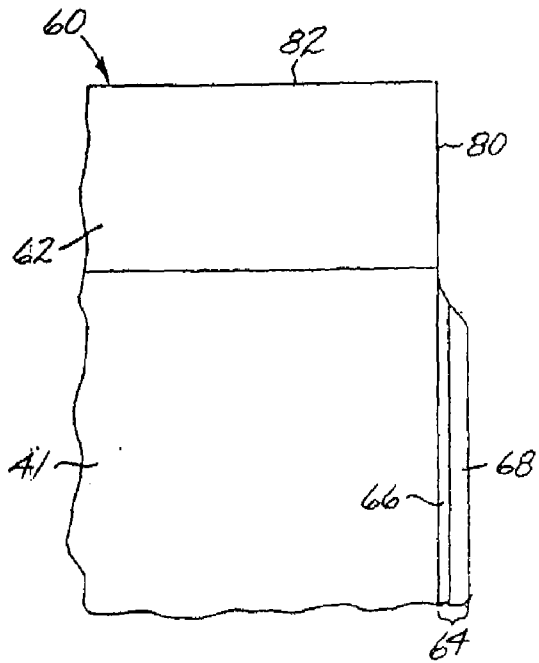
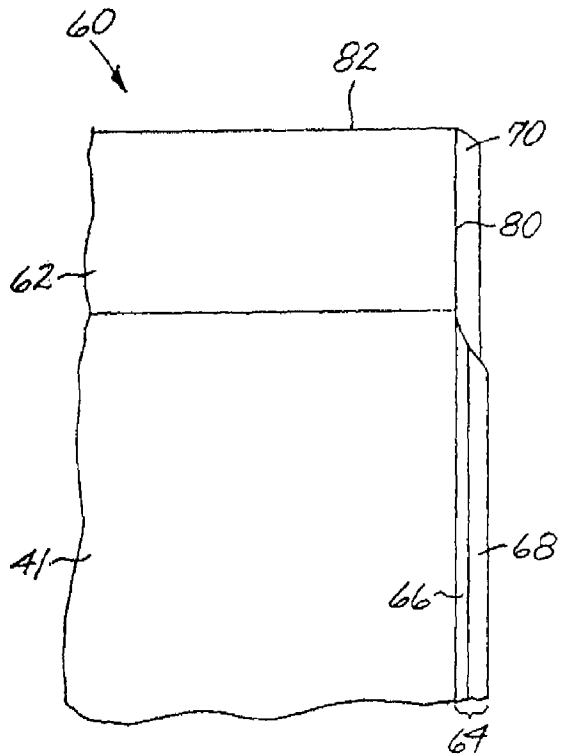


Fig. 5



RESUMO**“MÉTODO PARA O REPARO DE UMA LÂMINA DE TURBINA A GÁS
DANIFICADA”**

Esta invenção se refere a um método de reparo de uma ponta de
5 lâmina danificada. De acordo com uma realização da invenção, o método para
o reparo de uma lâmina (40) de turbina a gás danificada compreende as etapas
de fornecer uma lâmina (40) de turbina a gás danificada, a qual tenha estado
previamente em uso que é produzida a partir de um metal base; remover
qualquer material danificado da ponta da lâmina (50) danificada da lâmina (40)
10 de turbina a gás danificada; e reparar por soldagem a ponta da lâmina (50)
danificada com uma superliga de reparo a base de níquel, a qual é mais
resistente à oxidação que o metal base no ambiente operacional da lâmina de
turbina a gás, para formar uma lâmina (60) de turbina a gás de ponta reparada,
apresentando uma ponta de lâmina (62) reparada, sendo que a liga de reparo
15 apresenta uma composição diferente que a do metal base, e sendo que o
método não inclui qualquer etapa de recobrimento da superfície lateral (80) da
ponta de lâmina (62) reparada com uma camada não cerâmica após a etapa de
reparo por soldagem.