

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 402 257**

51 Int. Cl.:

F01D 5/00 (2006.01)

B23K 26/34 (2006.01)

B23P 6/00 (2006.01)

B22F 5/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **04.10.2010 E 10186347 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **02.01.2013 EP 2317075**

54 Título: **Método para reparar un componente de una turbina de gas**

30 Prioridad:

30.10.2009 US 256399 P

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

30.04.2013

73 Titular/es:

**ALSTOM TECHNOLOGY LTD (100.0%)
Brown Boveri Strasse 7
5400 Baden, CH**

72 Inventor/es:

**STANKOWSKI, ALEXANDER;
HÖVEL, SIMONE;
RICKENBACHER, LUKAS;
HOEBEL, MATTHIAS y
AMBROSY, GÜNTER**

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 402 257 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Método para reparar un componente de una turbina de gas

ANTECEDENTES DEL INVENTO

5 El presente invento se refiere a la tecnología de las turbinas de gas. Se refiere a un método para reparar un componente de una turbina de gas de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1.

TÉCNICA ANTERIOR

10 Hoy, las turbinas de gas tienen temperaturas de entrada de la turbina de más de 1400° C. Por consiguiente, los componentes de esas turbinas de gas tales como álabes, paletas o revestimientos están expuestos a una carga térmica y tensión mecánica elevadas. Como esos componentes están hechos normalmente de materiales caros resistentes a alta temperatura, es deseable reparar esos componentes, cuando resultan dañados, en vez de reemplazarlos o sustituirlos. Sin embargo, la reparación de componentes de una turbina de gas dañados es de calidad limitada, cuando la sección dañada es retirada y una inserción es fabricada para ajustar o fijar en la región retirada, ya que la inserción tiene que ser fabricada con alta precisión para evitar una pérdida de estabilidad mecánica y cambien las características de flujo de la máquina.

15 El documento EP 1 620 225 B1 (WO 2004/096487 A1), que es considerado como la técnica Anterior más próxima, describe un método para reparar y/o modificar componentes de una turbina de gas, de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1. Inicialmente, al menos una sección particularmente dañada del componente, que ha de ser reparado es extraída del componente. Un modelo de CAD es producido a continuación para la parte de reemplazamiento construyendo la diferencia entre el modelo de CAD paramétrico normal y el conjunto de datos geométricos medidos del componente dañado. La parte de reemplazamiento es producida subsiguientemente con ayuda de un proceso de fabricación aditivo. Finalmente, la parte de reemplazamiento producida es integrada en el componente, que ha de ser reparado.

20

25 El documento US 6.355.086 B2 describe un método y aparato para fabricar un componente por un proceso de láser directo. Un ejemplo de tal componente es un álabe de motor de una turbina de gas que tiene una punta abrasiva formada directamente en él.

30 El documento WO 2008/046386 A1 enseña un método para producir un componente de una turbina de gas con al menos una pared exterior cerrada y una estructura interior limitada por la o por cada pared exterior cerrada y que define espacios huecos, que comprende las siguientes operaciones: a) proporcionar un modelo de CAD tridimensional del componente de la turbina de gas que se ha de producir; b) descomponer el modelo de CAD tridimensional en capas horizontales, sustancialmente bidimensionales; c) construir capa por capa el componente de la turbina de gas que ha de ser producido con la ayuda de un proceso de fabricación aditivo que utiliza las capas generadas a partir del modelo de CAD de tal modo que la o cada pared exterior es construida junto con la estructura interna y es por consiguiente conectada a la estructura interior con una unión de material.

35 El documento EP 1 231 010 A1 describe un método para reparar componentes del motor de una turbina de gas. El método incluye retirar la parte dañada y fabricar una inserción para acoplarla a la parte retirada. La inserción es mecanizada con precisión y acoplada cristalográficamente al componente original, y a continuación es unido a este componente utilizando técnicas de unión transitoria en fase líquida y tratamiento por calor adecuado. Aunque el documento contiene una riqueza de información sobre el proceso de unión, no se dan detalles de la mecanización de precisión de la inserción.

40 El documento US 5.269.057 enseña un método para reemplazar componentes de superficie aerodinámica que incluye las operaciones de identificar una parte de la superficie aerodinámica que ha de ser reemplazada, retirar la parte por un proceso de mecanización no convencional, tal como mecanización continua de descarga eléctrica de cable, y formar un miembro de reemplazamiento utilizando un proceso de corte similar. Un trayecto de corte utilizado para retirar la parte que ha de ser reemplazada y para formar el miembro de reemplazamiento incluye salientes y zócalos o bases que se interbloquean y puede incluir uno o más estrechamientos a lo largo del trayecto de corte de manera que la parte puede ser retirada solamente levantando en una dirección. Para el corte, un alambre de corte de descarga eléctrica se mueve a lo largo del exterior de un trayecto de corte programado de CNC.

45

50 Todos los métodos conocidos para reparar componentes de la turbina de gas son costosos, tienen una flexibilidad y productividad baja, y son difíciles de poner en práctica. Además, las malas tolerancias conducen a una mala calidad, la dependencia de un modelo en 3D hace la reparación cara y laboriosa, y estos métodos están limitados a la reparación de componentes con daños de degradación y distorsión bajos.

55 El documento US 2003/0105538 A1 describe un método para la rápida fabricación de partes de reemplazamiento aeroespacial completas, incluyendo la retirada de una parte aeroespacial en servicio de un sistema aeroespacial. La parte aeroespacial en servicio es colocada en un dispositivo de escaneado o exploración tridimensional. El método escanea a continuación la parte aeroespacial en servicio utilizando el dispositivo de escaneado tridimensional para desarrollar un escáner o exploración tridimensional. Un modelo de diseño asistido por ordenador es desarrollado a continuación basado en el escáner tridimensional. El método fabrica entonces de metal directamente una parte

aeroespacial de reemplazamiento a partir del modelo de diseño asistido por ordenador utilizando un dispositivo de tecnología de construcción por capas. Finalmente la parte aeroespacial de reemplazamiento es instalada otra vez de nuevo en el sistema aeroespacial.

RESUMEN DEL INVENTO

- 5 Es por tanto un objeto del presente invento describir un método mejorado para reparar un componente de turbina de gas parcialmente dañado, que no requiere de un modelo de CAD paramétrico de la pieza cortada del componente, que puede ser aplicado con coste reducido, dando como resultado una flexibilidad y productividad mejoradas, y tiene la ventaja de una alta calidad.
- 10 Este objeto es obtenido por un método con las limitaciones de la reivindicación 1. El método del invento está caracterizado porque la sección dañada es retirada en forma de una sección cortada a lo largo de una línea de rotura como una única pieza cortada, porque la pieza cortada es medida para obtener el conjunto real de datos geométricos no paramétricos de la pieza cortada, y porque dicho artículo en 3D es fabricado basándose en dicho conjunto de datos geométricos de la pieza cortada.
- 15 De acuerdo con el invento una sobrecarga de material adicional es añadida alrededor de al menos parte de la línea de rotura al conjunto de datos geométricos de la pieza cortada para permitir una compensación de la pérdida de material debido al corte y/o a la preparación de una superficie de línea de rotura y/o a una adaptación final o individual de una geometría del artículo 3D estándar al componente individual de la turbina de gas fuera de servicio que ha de ser reparado.
- 20 A lo largo de la siguiente descripción, un "conjunto de datos geométricos" se entiende que significa un conjunto de puntos medidos que representan una parte física; un "modelo de CAD" se entiende que significa, por medio de un software de ordenador creado, una representación virtual de una parte física, por lo que en un modelo de CAD "paramétrico" la geometría de la representación virtual es descrita por funciones matemáticas (por ejemplo NURBS), y en un modelo de CAD "no paramétrico" la geometría de la representación virtual es descrita por elementos primitivos tales como puntos, triángulos, rectángulos, etc.
- 25 De acuerdo con una realización del método del invento un artículo virtual en 3D en forma de un modelo de CAD es creado a partir de dichos datos geométricos medidos.
- De acuerdo con otra realización del invento las áreas dañadas o desaparecidas de la pieza cortada son reconstruidas virtualmente para crear y/o modificar y/o extender dicho modelo de CAD.
- 30 De acuerdo con otra realización del invento el modelo de CAD incluye información acerca de la superficie interior, distorsiones potenciales, modificaciones del espesor de pared local y posiciones de los agujeros de aire de refrigeración del componente de la turbina de gas fuera de servicio.
- De acuerdo con otra realización del invento el artículo en 3D es fabricado por una tecnología de fabricación aditiva tal como fusión selectiva por láser (SLM), sinterización selectiva por láser (SLS) o fusión por haz de electrones (EBM).
- 35 Un método para hacer productos metálicos o no metálicos por una sinterización de láser de forma libre a partir de un material en polvo es por ejemplo conocido a partir del documento DE 102 19 983 B4. Otro método para fabricar un cuerpo moldeado, particularmente un prototipo de un producto o parte componente, un prototipo de herramienta o pieza de recambio, de acuerdo con los datos tridimensionales de CAD de un modelo de un cuerpo moldeado, depositando capas de un material metálico en forma de polvo, está descrito en el documento EP 946 325 B1.
- 40 Además, el documento US 6.811.744 B2 enseña el dispositivo y la disposición para producir un objeto tridimensional por medio de un cañón de rayos para fusión controlada de una capa delgada de polvo en la mesa de trabajo.
- De acuerdo con otra realización del invento el artículo en 3D es fabricado por moldeo por inversión o fresado.
- 45 De acuerdo con otra realización del invento antes de unir el artículo en 3D fabricado al componente de la turbina de gas fuera de servicio, el artículo en 3D fabricado es vuelto a contornear o a perfilar en un artículo en 3D vuelto a contornear para alcanzar las condiciones óptimas de la superficie de la línea de rotura y/o la anchura del espacio para el proceso de unión final.
- Especialmente, el nuevo contorneado es hecho por la retirada de un espesor de material fijo.
- Como alternativa el nuevo contorneado puede ser hecho por mecanización adaptativa individual.
- 50 De acuerdo con otra realización del invento la mecanización adaptativa está basada en el componente de turbina de gas fuera de servicio escaneado individualmente, que es comparado con la geometría del artículo en 3D.
- Alternativamente, la mecanización adaptativa puede utilizar un conjunto de datos geométricos basado en la evaluación de un número limitado de componentes de turbina de gas escaneados del mismo tipo.
- De acuerdo con otra realización del invento el proceso de nuevo contorneado es realizado por un proceso de

mecanización sustractivo, tal como fresado, rectificado o mecanización electroquímica (ECM).

De acuerdo justo con otra realización del invento, además del nuevo contorneado, se aplican otros procesos previos a la unión al artículo en 3D para hacer que el artículo en 3D esté listo para la inserción.

5 Preferiblemente, los procesos previos a la unión incluyen un tratamiento por calor y/o limpieza química de las superficies.

De acuerdo con otra realización del invento la unión de dicho componente de turbina de gas y de dicho artículo en 3D es hecha por soldadura fuerte o soldadura blanda o una combinación de ellas.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

10 El presente invento va a ser explicado a continuación más profundamente por medio de diferentes realizaciones y con referencia a los dibujos adjuntos.

La fig. 1 muestra, en una vista lateral, un componente de turbina de gas dañado en forma de un álabe, que puede ser un punto de inicio del método de acuerdo con el invento;

La fig. 2 muestra el álabe de la fig. 1 y la línea de rotura alrededor de la región dañada, donde una sola pieza de un álabe será cortada;

15 La fig. 3 muestra una disposición para medir la geometría de la pieza cortada de la fig. 2;

La fig. 4 es una representación del modelo de CAD del artículo en 3D que ha de ser fabricado para reemplazar la pieza cortada;

La fig. 5 muestra los principios del proceso de nuevo contorneado del artículo en 3D fabricado, por lo que puede ser usada información adicional del propio componente de la turbina de gas;

20 La fig. 6 muestra como el artículo en 3D fabricado y vuelto a contornear es insertado en el componente de la turbina de gas que ha de ser reparado;

La fig. 7 muestra el proceso de mecanización posterior después de que el artículo en 3D haya sido unido al componente; y

La fig. 8 muestra en un esquema de proceso distintas rutas alternativas de tratamiento dentro del método del invento.

25 DESCRIPCIÓN DETALLADA DE DIFERENTES REALIZACIONES DEL INVENTO

En general, el presente invento comprende un método para reparar un componente de una turbina de gas fuera de servicio retirando un emplazamiento dañado, cuyo método permite el control del espacio correctamente, seguido por la sustitución del respectivo emplazamiento por un artículo en 3D que se ajusta de modo preciso. Este artículo en 3D puede ser fabricado mediante procesos aditivos de fabricación, tales como fusión selectiva por láser (SLM), sinterización selectiva por láser (SLS), fusión por haz de electrones (EBM) o por métodos estándar, tales como moldeo por inversión o proceso de mecanización tal como fresado.

35 El método comienza con el componente dañado de la turbina de gas, un ejemplo del cual está mostrado en la fig. 1. El componente 10 de la turbina de gas en esta figura tiene la forma de un álabe de turbina con una superficie aerodinámica 11 y una raíz 12. Este componente 10 de la turbina de gas está dañado como muestra un área 13 dañada en uno de los bordes de la superficie aerodinámica 11.

40 Como se ha mostrado en la fig. 2 la sección o área 13 fuertemente dañada en el componente 10 de turbina de gas fuera de servicio es retirada utilizando un proceso de mecanización, en el que la sección cortada estará disponible como una sola pieza cortada 15. Por ello, los procesos de mecanización, tales como la mecanización por descarga eléctrica (EDM), chorro de agua, láser o plasma son aplicados de manera preferente. Con tales procesos de mecanización la pérdida de material en la línea de rotura o de separación 14 entre la pieza cortada 15 y el componente 10 de la turbina de gas puede ser reducida a un mínimo. Un proceso de fresado o rectificado no puede ser utilizado, ya que no quedaría disponible la pieza cortada. El proceso de mecanización tiene preferiblemente una influencia marginal sobre el área de corte (sin oxidación, zona pequeña afectada por calor y baja rugosidad).

45 Después del proceso de mecanización la pieza cortada 15, incluyendo la sección dañada (contorno exterior e interior) es medida utilizando métodos táctiles u ópticos con el fin de obtener el conjunto de datos geométricos no paramétricos de esta pieza. La fig. 3 muestra el sistema 16 de medición óptico o táctil respectivo, en el que una cabeza de escaneo óptica 17 y/o una cabeza de escaneo táctil 18, que son controladas en su movimiento por un control 19, son utilizadas para recoger o captar un conjunto de datos geométricos no paramétricos de la pieza cortada 15.

50 A continuación, las áreas dañadas/perdidas son virtualmente reconstruidas y modificadas potencialmente (por ejemplo mediante Ingeniería Inversa) que permite crear y/o modificar y/o extender un modelo de CAD final de la pieza cortada 15, también llamado artículo 20 en 3D (fig. 4). El modelo de CAD resultante de este artículo 20 en 3D

incluye la información acerca de la superficie interior, distorsiones potenciales, modificaciones de espeso de pared local y posición de agujeros de aire de refrigeración del componente fuera de servicio. Una sobrecarga 21 de material adicional es añadida alrededor de al menos parte de la línea de rotura al conjunto de datos de geometría de la pieza cortada 15. Esto permite una compensación de la pérdida de material debido al corte, preparación de la superficie de la línea de rotura y, si fuera necesario, también de una adaptación final o individual de una geometría de artículos en 3D estándar al componente 10 individual de turbina de gas fuera de servicio que ha de ser reparado.

Basado en el modelo de CAD del artículo 20 en 3D el procedimiento de reacondicionamiento continúa con la fabricación de un artículo real en 3D (22 en la fig. 5). Para la cadena de reacondicionamiento subsiguiente son generalmente posibles tres aproximaciones diferentes:

- 10 - La primera variante generalmente permite la fabricación del artículo 22 en 3D en forma de un componente de tamaño estándar sin ninguna información o medición adicional del componente individual 10 de la turbina de gas fuera de servicio que ha de ser reparado. Hay una sobrecarga de material estándar sobre la pieza cortada estándar para compensación del proceso de corte y para preparación de la superficie para su unión. Por consiguiente, no se ha utilizado modelo o medición en 15 3D del componente 10 de la turbina de gas. El grosor fijo de material es retirado durante un nuevo contorneado (véase la mitad superior de la fig. 5, donde un sistema de mecanización 23 con una herramienta 24 de mecanización con control respectivo 25 son utilizados para un nuevo contorneado).
- 20 - La segunda opción incluiría una post-mecanización (mecanización adaptativa) de un artículo de reemplazamiento estándar o "cupón" basado en el componente con abertura de la turbina de gas fuera de servicio explorado individualmente (véase la mitad inferior de la fig. 5), que es comparado con la geometría del artículo en 3D. En este caso el componente o álabe 10 de la turbina de gas que ha de ser reparado ha de ser escaneado individualmente, o alternativamente, es utilizado un conjunto de datos geométricos basado en la evaluación de un número limitado de álabes escaneados.
- 25 - La tercera alternativa requeriría una exploración individual de cada componente o álabe 10 de la turbina de gas que ha de ser reparado después de la retirada del área dañada con el fin de generar conjuntos de datos de máquina individuales para la fabricación adaptativa de artículos en 3D respectivos.

La selección de la variante más adecuada depende mucho del grado de deformación que se espera sobre las partes individuales de un conjunto de álabes que ha de ser reparado. La fig. 8 muestra en un esquema de proceso distintas rutas alternativas de tratamiento dentro del método del invento. El esquema comienza con el inicio S que es la medición de la pieza cortada 15.

La variante A es preferida, cuando el componente 10 de la turbina de gas que ha de ser reparado tiene solamente una baja distorsión y pequeños daños. En este caso, una sobrecarga de material estándar sobre la pieza cortada estándar es proporcionada para compensación del proceso de corte y para preparación de la superficie para su unión. No son necesarios ningún modelo o medición en 3D del componente de la turbina de gas; una capa de grosor fijo es retirada (A1).

La variante B es preferida, cuando el componente 10 de la turbina de gas que ha de ser reparado tiene distorsión y daños medios. En este caso, una sobrecarga de material estándar sobre la pieza cortada es proporcionada más un sobredimensionamiento adicional para mecanización adaptativa y para preparación de superficie para su unión. Cuando el proceso de unión requiere solamente una precisión de espacio medio/baja, una evaluación estadística de daños de componentes es utilizada para la generación de un modelo y la retirada de material con espesor fijo (B1). Cuando el proceso de unión requiere una precisión de espacio elevada, cada componente es medido y se aplica una mecanización adaptativa (B2).

La variante C es preferida, cuando el componente 10 de la turbina de gas tiene una elevada distorsión y situaciones de desgaste. En este caso, hay una fabricación individual de las inserciones con una sobrecarga de material sobre la pieza cortada para compensación del proceso de corte y para la preparación de superficie para su unión. Cuando el proceso de unión requiere sólo una precisión de espacio baja, o bien no son necesarios un modelo o medición en 3D del componente de la turbina de gas y una capa de grosor fijo es retirada (C1), o bien se utiliza una evaluación estadística de daños de componentes para la generación de un modelo y retirada de material con grosor fijo (C2). Cuando el proceso de unión requiere una elevada precisión de espacio, cada componente es medido y se aplica mecanización adaptativa (C3).

Basándose en el conjunto de datos de geometría generados de la pieza cortada, el artículo 22 en 3D puede ser fabricado por una tecnología de fabricación adaptativa, tal como fusión selectiva por láser (SLM), sinterización selectiva por láser (SLS) o fusión por haz de electrones (EBM). También pueden ser utilizados métodos convencionales, tales como moldeado por inversión o fresado. La decisión de la tecnología de fabricación depende también del grado de deformación que se espere sobre las partes individuales de un conjunto de álabes que ha de ser reparado.

Antes de unir el artículo 22 en 3D fabricado al componente 10 de la turbina de gas fuera de servicio, cada artículo 22 en 3D necesita ser contorneado de nuevo para alcanzar condiciones óptimas de la superficie de la línea de rotura (por ejemplo, rugosidad, geometría/tolerancia de espacio) para el proceso de unión final. Dependiendo de la

aproximación seleccionada, la operación del nuevo contorneado puede ser hecha retirando un valor fijo (grosor) o por mecanización adaptativa individual. Para el nuevo contorneado se ha utilizado un proceso estándar, tal como fresado, rectificado o mecanización electroquímica (ECM); la fig. 5 muestra un sistema 23 de mecanización ejemplar para nuevo contorneado del artículo 22 en 3D fabricado a un artículo 22' en 3D contorneado de nuevo, con una herramienta 24 giratoria y un control respectivo 25. Además del nuevo contorneado, pueden ser necesarios otros procesos previos a la unión (y limpieza química de las superficies que han de ser unidas) dependiendo del proceso de fabricación, por ejemplo tratamientos previos por calor para una soldabilidad mejorada, tratamientos por calor de alivio de tensiones para artículos en 3D hechos por tecnología de fabricación adaptativa, etc.

5

La unión del artículo en 3D fabricado al componente 10 de turbina de gas fuera de servicio puede ser realizada con un proceso de unión estándar y específicamente adaptado, tal como soldadura dura o soldadura blanda o una combinación de las mismas. Un tratamiento por calor final y una post-mecanización (véase fig. 7) es llevado a cabo al final de la cadena de reacondicionamiento.

10

Las ventajas del invento sobre las tecnologías conocidas son:

15

- No hay medición del componente completo para obtener la información acerca de la influencia de estar fuera de servicio tal como distorsión, dependiendo de la aproximación.
- No se requiere modelo de CAD del componente completo.
- No se requiere modelo de CAD paramétrico del artículo en 3D (pieza cortada).
- Resultados/información característicos de la pieza cortada debido a que el servicio y nueva fabricación son cubiertos con el escaneado o exploración de la pieza cortada.

20

- Reducción de costos y tasa de fragmentos.
- La flexibilidad y la productividad son mejoradas.
- Reparación ampliada a áreas muy cargadas.

LISTA DE NÚMEROS DE REFERENCIA

	10	componente de turbina de gas (por ejemplo álabe de turbina)
25	11	superficie aerodinámica
	12	raíz
	13	sección dañada
	14	línea de rotura
	15	pieza cortada
30	16	sistema de medición (óptico o táctil)
	17	cabeza de escaneado óptico
	18	cabeza de escaneado táctil
	19	control
	20	artículo en 3D (conjunto de datos)
35	21	sobrecarga de material
	22	artículo en 3D (fabricado)
	22'	artículo en 3D (contorneado de nuevo)
	23	sistema de mecanización
	24	herramienta de mecanización
40	25	control
	S	inicio
	A,B,C	requisito de proceso de reparación
	A1,B1,B2	requisito de proceso de reparación

C1,C2,C3 requisito de proceso de reparación

REIVINDICACIONES

- 5 1.- Un método para reparar un componente (10) de una turbina de gas fuera de servicio que comprende las operaciones de: retirar una sección dañada (13) de dicho componente (10) de turbina de gas, fabricar un artículo en 3D (22), que se ajuste en dicho componente (10) de turbina de gas para reemplazar la sección (13) dañada retirada, y unir dicho componente (10) de turbina de gas y dicho artículo en 3D (22) insertado en él, caracterizado porque la sección dañada (13) es retirada en forma de una sección cortada a lo largo de una línea de rotura (14) como una única pieza cortada (15), porque la pieza cortada (15) es medida para obtener el conjunto de datos geométricos no paramétricos reales de la pieza cortada (15), porque una sobrecarga (21) de material adicional es añadida alrededor de al menos parte de la línea de rotura (14) al conjunto de datos de geometría de la pieza cortada (15) para permitir una compensación de la pérdida de material debida al corte y/o a la preparación de una superficie de línea de rotura y/o una adaptación final o individual de una geometría de artículo en 3D estándar al componente individual (10) de turbina de gas fuera de servicio que ha de ser reparado, y porque dicho artículo en 3D (22) es fabricado basándose en dicho conjunto de datos de geometría de la pieza cortada (15).
- 10 2.- Un método según la reivindicación 1, caracterizado porque un artículo virtual en 3D (20) en forma de un modelo de CAD es creado a partir de dichos datos de geometría medidos.
- 15 3.- Un método según la reivindicación 2, caracterizado porque las áreas dañadas o pérdidas de la pieza cortada (15) son reconstruidas virtualmente para crear y/o modificar y/o extender dicho modelo de CAD.
- 20 4.- Un método según la reivindicación 2 ó 3, caracterizado por que el modelo de CAD incluye información acerca de la superficie interior, distorsiones potenciales, modificaciones de grosor de pared local y posiciones de agujeros de aire de refrigeración del componente (10) de la turbina de gas fuera de servicio.
- 5.- Un método según una de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizado porque el artículo en 3D (22) es fabricado por una tecnología de fabricación adaptativa tal como fusión selectiva por láser (SLM), sinterización selectiva por láser (SLS) o fusión por haz de electrones (EBM).
- 25 6.- Un método según una de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizado porque el artículo en 3D (22) es fabricado por moldeo por inversión o fresado.
- 7.- Un método según una de las reivindicaciones 1 a 6, caracterizado porque antes de unir artículo en 3D (22) fabricado al componente (10) de turbina de gas fuera de servicio, el artículo en 3D (22) fabricado es contorneado o perfilado de nuevo a un artículo en 3D (22') contorneado de nuevo para alcanzar condiciones óptimas de la superficie de la línea de rotura y/o anchura de espacio para el proceso de unión final.
- 30 8.- Un método según la reivindicación 7, caracterizado porque el nuevo contorneado es llevado a cabo retirando un grosor fijo de material.
- 9.- Un método según la reivindicación 7, caracterizado porque el nuevo contorneado es llevado a cabo por mecanización adaptativa individual.
- 35 10.- Un método según la reivindicación 9, caracterizado porque la mecanización adaptativa está basada en el componente (10) de turbina de gas fuera de servicio escaneado individualmente, que es comparado con la geometría del artículo en 3D.
- 11.- Un método según la reivindicación 9, caracterizado porque la mecanización adaptativa utiliza un conjunto de datos de geometría basados en la evaluación de un número limitado de componentes de turbina de gas escaneados de la misma clase.
- 40 12.- Un método según una de las reivindicaciones 7 a 11, caracterizado porque el proceso de nuevo contorneado es llevado a cabo mediante un proceso de mecanización sustractiva, tal como fresado, rectificado o mecanización electroquímica (ECM).
- 45 13.- Un método según una de las reivindicaciones 7 a 12, caracterizado porque, además de un nuevo contorneado, se aplican otros procesos previos a la unión al artículo en 3D (22, 22') para dejar el artículo en 3D (22, 22') listo para su inserción.
- 14.- Un método según la reivindicación 13, caracterizado porque los procesos previos a la unión incluyen tratamientos por calor y/o limpieza química de las superficies.
- 50 15.- Un método según una de las reivindicaciones 1 a 14, caracterizado porque la unión de dicho componente (10) de la turbina de gas y dicho artículo en 3D (22) es hecha soldando con soldadura dura o con soldadura blanda o con una combinación de las mismas.

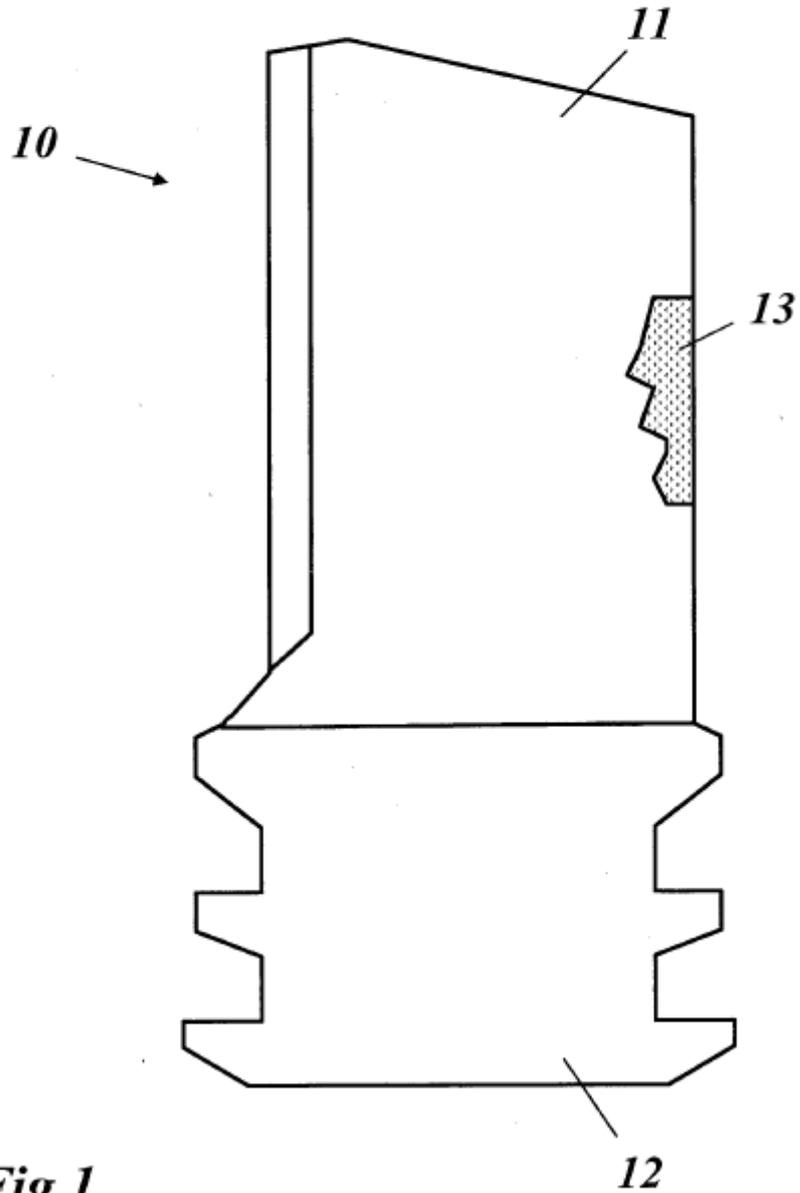
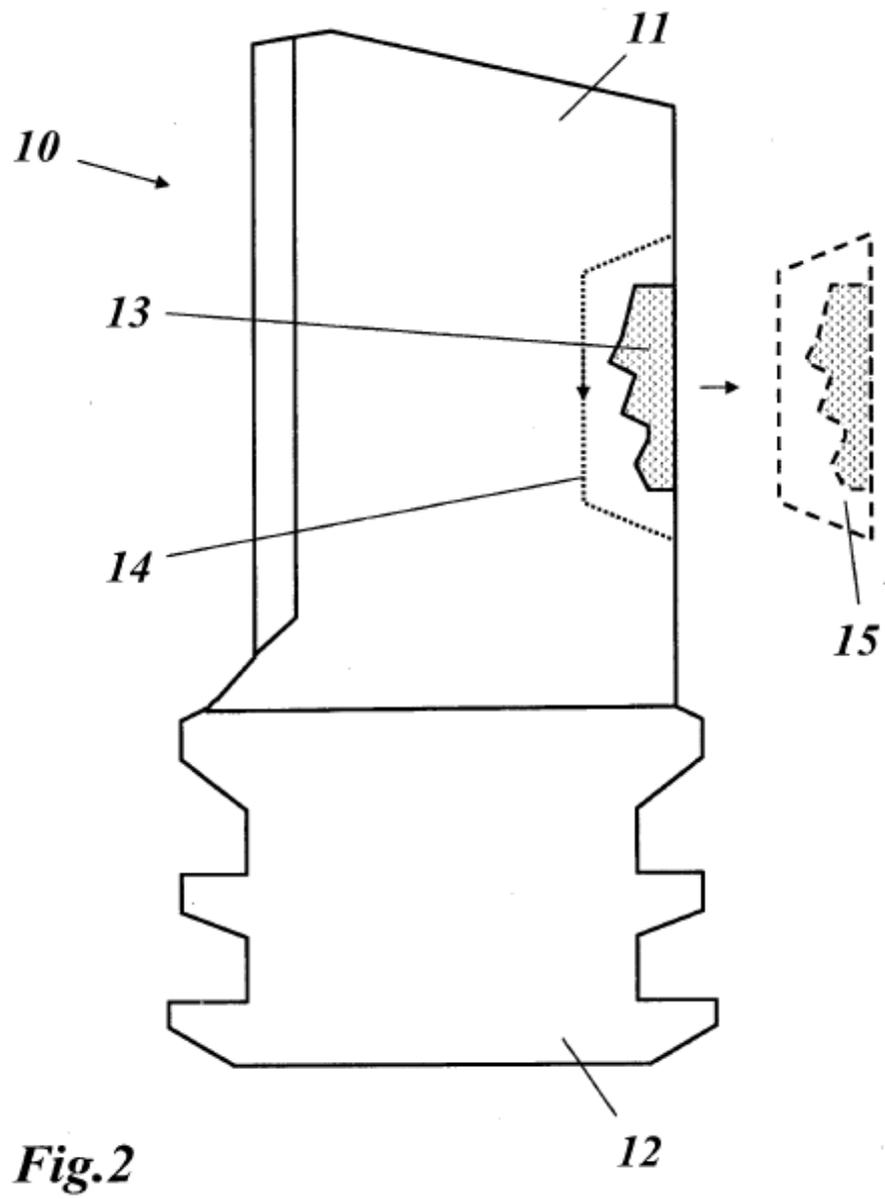
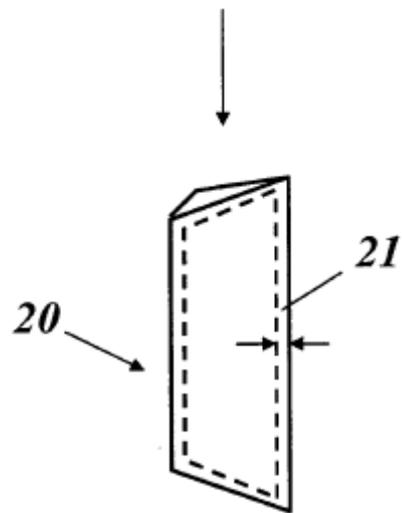
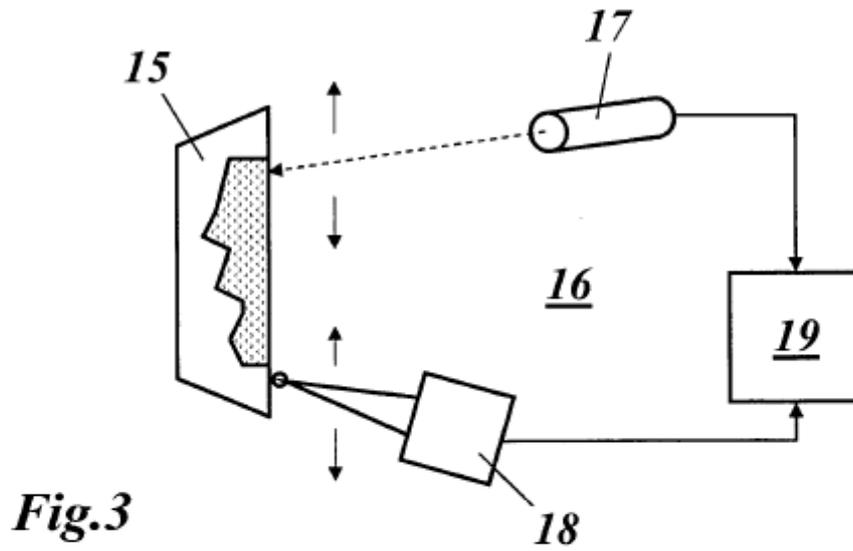


Fig.1





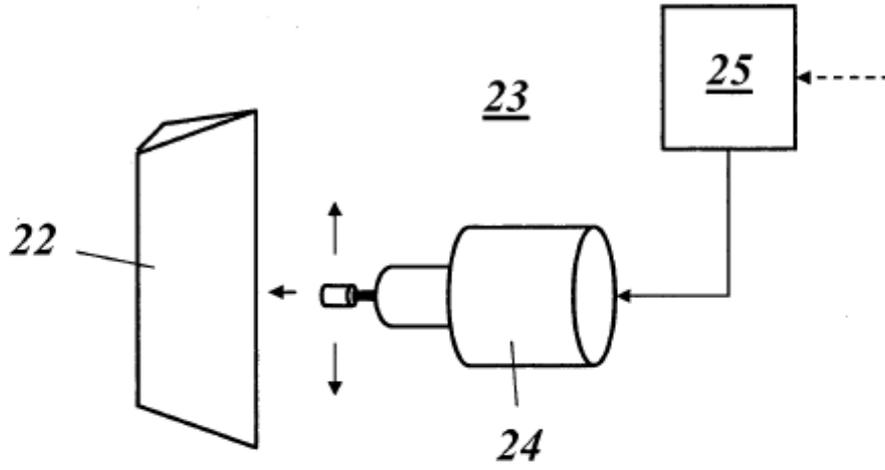
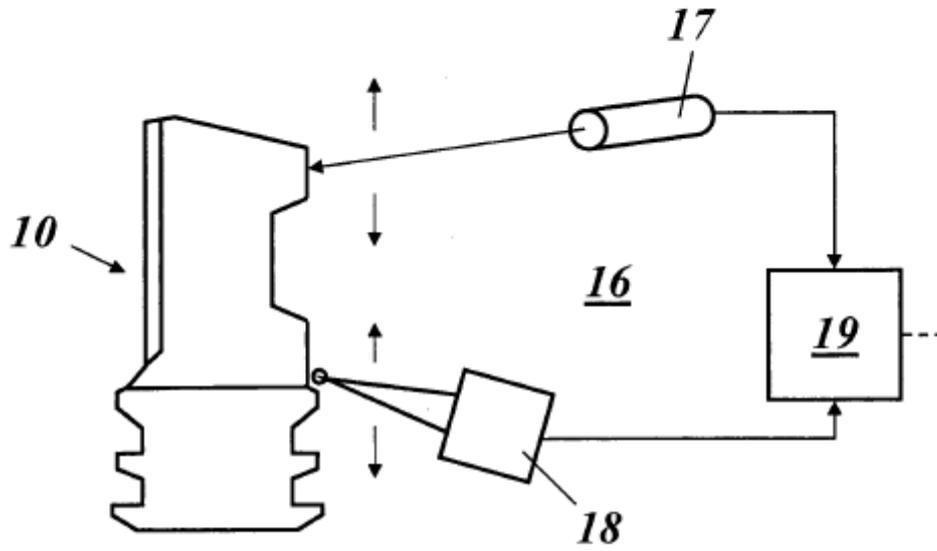


Fig.5



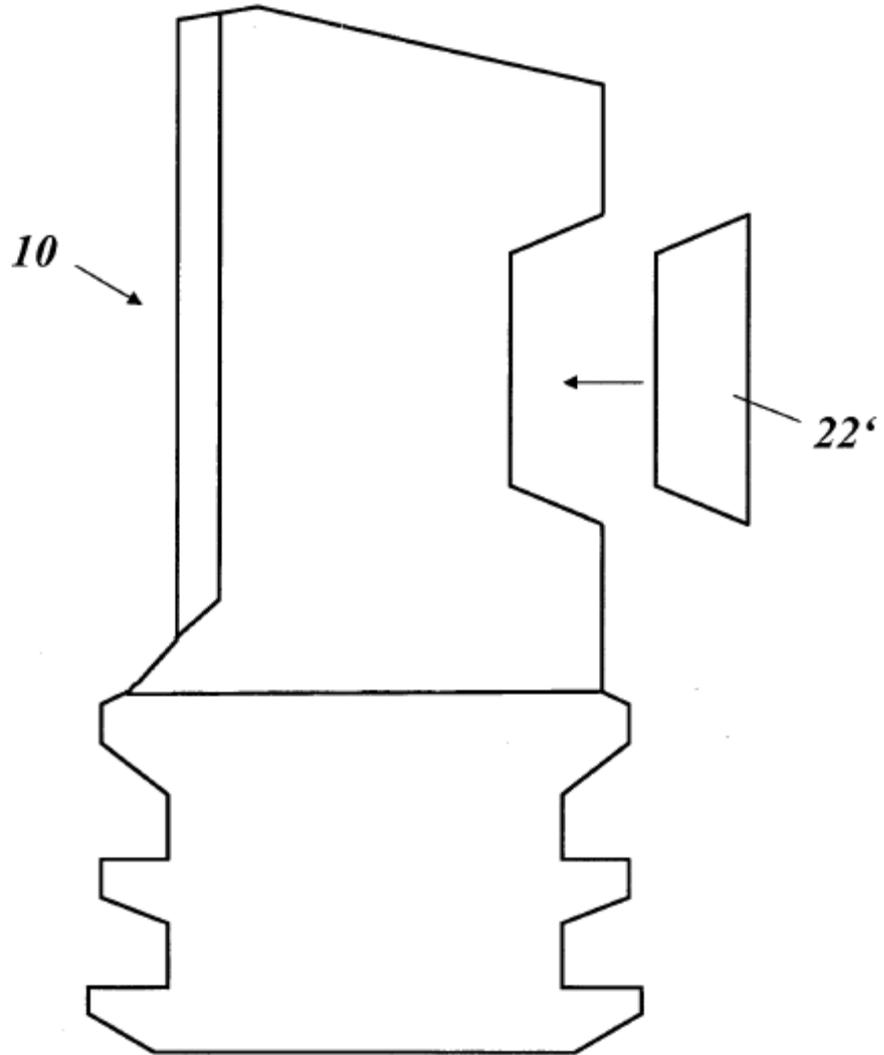


Fig.6

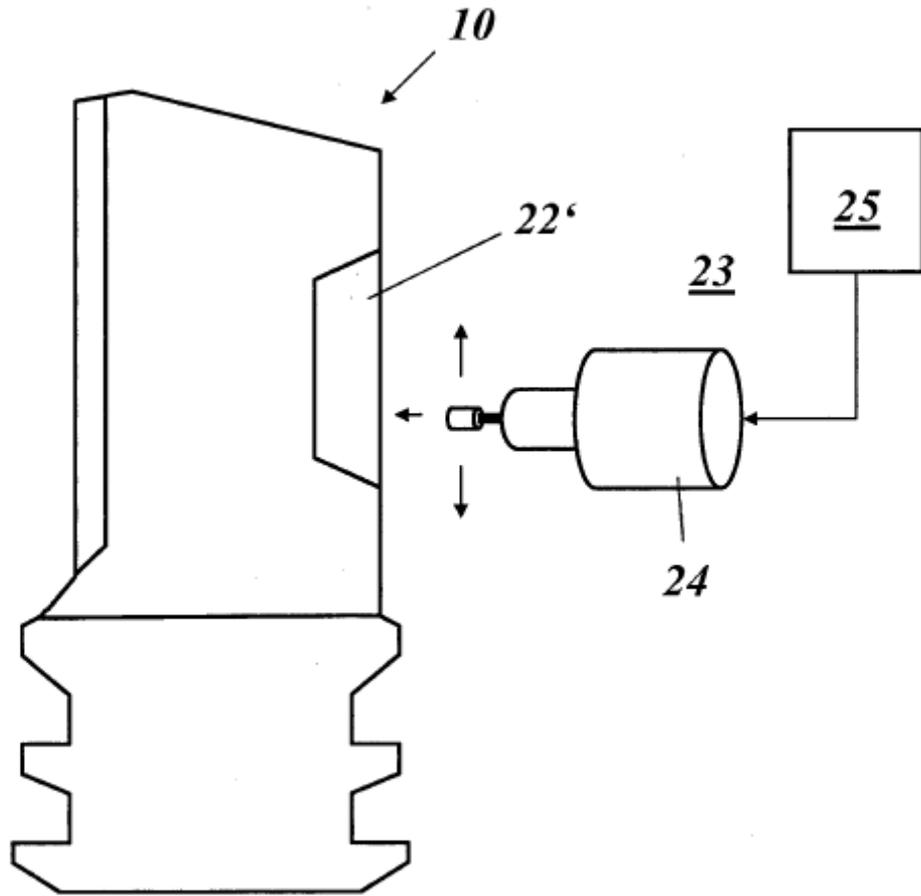


Fig.7

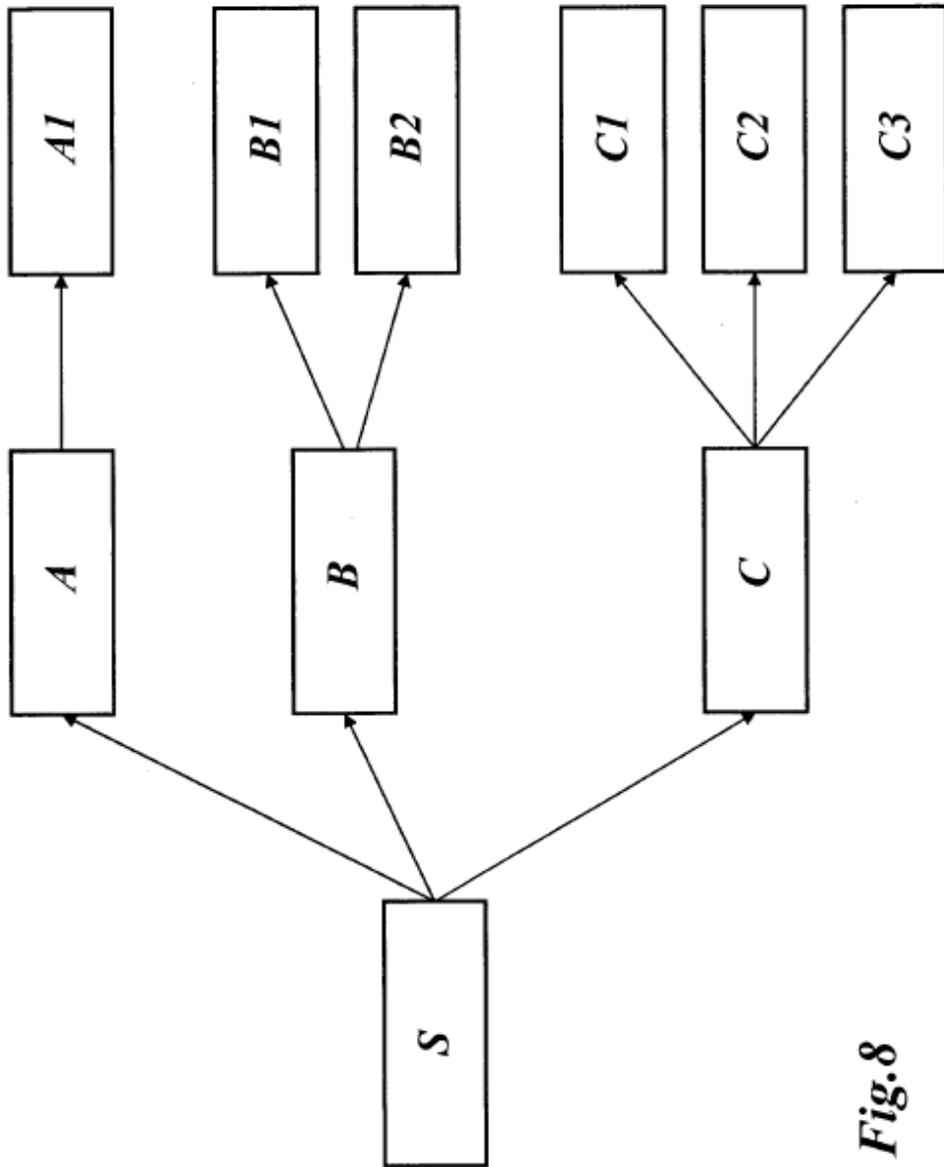


Fig.8