



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 357 868**

51 Int. Cl.:

F01D 5/28 (2006.01)

F01D 5/14 (2006.01)

F04D 29/38 (2006.01)

B64C 11/20 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **08156998 .0**

96 Fecha de presentación : **27.05.2008**

97 Número de publicación de la solicitud: **2022943**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **11.02.2009**

54 Título: **Superficie aerodinámica con borde de ataque protegido.**

30 Prioridad: **23.07.2007 US 781485**
13.08.2007 US 837680

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
03.05.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
03.05.2011

73 Titular/es: **GENERAL ELECTRIC COMPANY**
1 River Road
Schenectady, New York 12345, US

72 Inventor/es: **Schilling, Jan Christopher;**
Schneider, Michael Harvey y
Baur, Robert George

74 Agente: **Carpintero López, Mario**

ES 2 357 868 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

El objeto dado a conocer en la presente solicitud versa, en general, acerca de superficies aerodinámicas y acerca de un procedimiento para proteger los bordes de ataque de las superficies de sustentación, y más específicamente acerca de una banda metálica del borde de ataque para paletas del ventilador y álabes del estátor de material compuesto que incluye una característica estructural que evita los daños provocados por un objeto interno (DOD) a los elementos corriente abajo del motor, en el supuesto caso de que porciones de la banda del borde de ataque se desprendiesen de la paleta o del álabe.

Las paletas del ventilador y los álabes del estátor de muchos motores modernos de turbina están contruidos de un laminado de material compuesto o de fibra moldeada. Estos incluyen el motor F136 del Joint Strike Fighter (JSF) y el bien conocido motor de alta derivación CF6-80C2. Se evita la erosión del material del álabe en el entorno hostil del motor por medio de una banda metálica protectora con forma de V que está envuelta en torno al borde de ataque y cubre un porcentaje sustancial tanto de los lados de succión como de presión de los álabes. En las construcciones de la técnica anterior, el ajuste de la banda metálica del borde de ataque es difícil, principalmente debido a la dificultad para controlar la uniformidad del grosor de la capa adhesiva que une la banda metálica al álabe. El borde de ataque de las superficies aerodinámicas modernas es relativamente afilado, y el ajuste de la banda metálica al borde de ataque no es exacto.

La experiencia con álabes del estátor de material compuesto ha mostrado que las bandas metálicas delgadas unidas al borde de ataque de la superficie aerodinámica para una protección contra la erosión pueden desprenderse durante el funcionamiento del motor. Normalmente, el desprendimiento es debido a un fallo de la unión provocado por un desequilibrio del esfuerzo de deformación entre la banda metálica y el material compuesto de la paleta o del álabe durante un funcionamiento a temperaturas elevadas. El desprendimiento de las bandas del borde de ataque puede provocar daños inaceptables provocados por un objeto doméstico (DOD) a las superficies aerodinámicas y a otros componentes del motor ubicados corriente abajo en la trayectoria del flujo del motor.

Un elemento importante para controlar la integridad de la unión es la capacidad de que el material de unión actúe como una capa adaptable entre el material compuesto y la banda metálica para absorber el desequilibrio del esfuerzo de deformación. Cuando se produce el desprendimiento, la estructura de las bandas actuales del borde de ataque no permite el control del tamaño de los fragmentos desprendidos de la banda, dejando la posibilidad de una ingestión corriente abajo de material metálico relativamente grande con formas irregulares y un daño consiguiente al motor.

El documento US 5 174 024 da a conocer una banda protectora según el preámbulo de la reivindicación 1.

Por lo tanto, existe una necesidad de minimizar el desprendimiento de las bandas protectoras del borde de ataque de los bordes de ataque de las superficies aerodinámicas y de reducir el daño a los componentes del motor corriente abajo en el caso de un desprendimiento.

Según un aspecto de la invención, se proporciona una superficie aerodinámica según la reivindicación 1.

Según otro aspecto de la invención, un procedimiento para proteger el borde de ataque de una superficie aerodinámica incluye las etapas de proteger un cuerpo de superficie aerodinámica que incluye un lado cóncavo de presión y un lado convexo de succión que definen una longitud de la cuerda, y un borde de ataque y un borde de salida, y adherir una banda protectora del borde de ataque al borde de ataque, y que cubre de forma protectora el mismo y porciones predeterminadas respectivas del lado de presión y del lado de succión del cuerpo de superficie aerodinámica desde el borde de ataque corriente abajo hacia el borde de salida. La banda protectora del borde de ataque incluye una multiplicidad de ranuras orientadas hacia dentro en las que se incorpora la capa de unión, y define segmentos adyacentes de un tamaño predeterminado lo suficientemente pequeños que, si se desprende de la superficie aerodinámica durante el funcionamiento del motor, el impacto con los componentes del motor corriente abajo no provoque daños a los componentes del motor corriente abajo.

Se han expuesto anteriormente diversos aspectos de la invención. Otros aspectos de la invención aparecerán según avance la invención cuando son tomados en conjunto con los siguientes dibujos, en los que:

La FIG. 1 es una vista simplificada en perspectiva de un motor de turbina de combustión interna;

la FIG. 2 es una vista lateral esquemática parcial en alzado de un conjunto ejemplar de compresor de alta presión de un motor de turbina de combustión interna;

la FIG. 3 es una vista en perspectiva de un único álabe del estátor;

la FIG. 4 es un corte transversal parcial del álabe de la FIG. 3, tomado a lo largo de las líneas 4 - 4; y

la FIG. 5 es una vista lateral en alzado de un único alabe del estátor según una realización alternativa de la

invención.

Con referencia ahora a la FIG. 1, se muestra de forma esquemática un motor 10 de turbina de combustión interna, e incluye un compresor 12 de baja presión, un compresor 14 de alta presión, y una cámara 16 de combustión. El motor 10 también incluye una turbina 18 de alta presión y una turbina 20 de baja presión. El compresor 12 y la turbina 20 están acoplados por un primer eje 24, y el compresor 14 y la turbina 18 están acoplados por un eje 26 del rotor.

Durante su funcionamiento, el aire fluye a través del compresor 12 de baja presión, es comprimido y suministrado desde el compresor 12 de baja presión al compresor 14 de alta presión. Se suministra el aire muy comprimido corriente abajo a la cámara 16 de combustión donde se mezcla el aire con el combustible y se enciende. La mezcla encendida de aire/combustible de la cámara 16 de combustión hace girar las turbinas 18 y 20.

Como se muestra en la FIG. 2, el compresor 14 de alta presión incluye una pluralidad de etapas, y cada etapa incluye un conjunto de paletas 40 del rotor que se extienden de forma radial y una disposición de conjuntos 44 de álabes del estátor que se extienden de forma radial. En la realización ejemplar, las paletas 40 del rotor están soportadas por discos 46 del rotor y están acopladas al eje 26 del rotor. El eje 26 del rotor está rodeado por un armazón 50 que se extiende de forma circunferencial en torno al compresor 14 y soporta los conjuntos 44 de álabes del estátor.

En la realización ejemplar mostrada en la FIG. 2 el álabe guía 52 de entrada y los álabes variables 53 incluyen una base o soporte 54 del álabe radialmente externo que se extiende sustancialmente de forma perpendicular desde una plataforma 56 del álabe. Cada soporte 54 se extiende a través de una abertura respectiva 58 definida en el armazón 50 para permitir que se acople un álabe respectivo 52 al armazón 50. El armazón 50 incluye una pluralidad de aberturas 58. Se extiende un brazo 60 de palanca desde cada álabe variable 52 y se utiliza para girar los álabes 52 de forma selectiva para cambiar la orientación de los álabes 52 con respecto a la trayectoria del flujo para facilitar un mayor control del flujo de aire a través del compresor 14. Se comprenderá que la invención dada a conocer en la presente solicitud puede utilizarse en álabes y paletas sin consideración a si los álabes o las paletas tienen un paso variable. Aunque en la actualidad las temperaturas de las superficies aerodinámicas en el compresor 14, excepto el álabe guía 52 del estátor de entrada, son, normalmente, demasiado elevadas para álabes fabricados de materiales compuestos conocidos, se considera a las bandas metálicas protectoras del borde de ataque en uno cualquiera o más álabes, como se describe a continuación, dentro del alcance de la invención, dado que avances ulteriores pueden volver prácticos los álabes de material compuesto por todo el compresor.

Como mejor se muestra en las FIGURAS 3 y 4, el álabe 52 del estátor incluye un cuerpo de superficie aerodinámica formado de un material polimérico compuesto de tipo conocido, y que tiene un lado cóncavo 70 de presión y un lado convexo 72 de succión, FIG. 4, definiendo una longitud de la cuerda, un borde 74 de ataque y un borde 76 de salida.

Se adhiere una banda protectora 80 del borde de ataque por medio de una capa 82 de unión al borde 74 de ataque, y cubre de forma protectora el mismo y porciones predeterminadas respectivas del lado 70 de presión y del lado 72 de succión del cuerpo de superficie aerodinámica desde el borde 74 de ataque corriente abajo hacia el borde 76 de salida. Normalmente, la erosión del borde 74 de ataque es más grave en el lado 70 de presión del álabe 52 y, en consecuencia, como se muestra con referencia en particular a la FIG. 4, la porción predeterminada del lado 72 de succión cubierta por la banda protectora 80 del borde de ataque es, por lo tanto, mucho menor que la porción del lado 70 de presión cubierta por la banda protectora 80 del borde de ataque. Esto facilita un control más preciso del grosor de la capa 82 de unión, que, a su vez, da lugar a una mayor solidez de la unión.

Se puede curvar hacia fuera el álabe 52 del plano con respecto a una línea radial que se extiende a través del eje del motor. Esto se lleva a cabo para acomodar los efectos aerodinámicos a la trayectoria del flujo interno y externo de la superficie aerodinámica. Sin embargo, esta curvatura puede complicar adicionalmente el encaje entre la banda protectora 80 del borde de ataque y el álabe 52, y hace particularmente deseable el diseño descrito en el presente documento, con la banda protectora 80 del borde de ataque principalmente en el lado 70 de presión.

Preferentemente, la banda protectora 80 del borde de ataque es metálica, y está seleccionada para tener características de expansión térmica y de conformabilidad adecuadas para el material compuesto polimérico del que está formado el álabe 52. El titanio es un metal adecuado para este fin. Preferentemente, la banda protectora 80 del borde de ataque tiene un grosor menor de aproximadamente 0,25 mm, con un grosor en el intervalo de aproximadamente 0,13 mm hasta 0,2 mm de grosor. Como se muestra de forma esquemática en la FIG. 4, la longitud de la banda protectora 80 del borde de ataque que se extiende en torno al borde 74 de ataque y sobre el lado 72 de succión es de aproximadamente 2,5 mm, o más, generalmente de aproximadamente 2-3 por ciento de la longitud de la cuerda de la superficie aerodinámica. Empíricamente, el grado de extensión de la banda protectora 80 del borde de ataque sobre el lado 72 de succión debe ser el suficiente como para evitar que se separe el borde de la banda protectora 80 del borde de ataque del álabe 52 y de ser elevado por presión del flujo de aire/gas.

El grosor y el material de la capa de unión o adaptable 82 son determinados mediante análisis para reducir los esfuerzos cortantes entre la banda protectora 80 del borde de ataque y el álabe 52. Preferentemente, el material de la capa 82 de unión es bismaleimida (BMI) o un fluoroelastómero tal como el fabricado y comercializado por DuPont bajo la marca registrada Viton®, para proporcionar un rendimiento estable y duradero en el entorno del motor de 204-260°C. Preferentemente, el grosor de la unión es del orden de 0,05 mm hasta 0,15 mm.

Como se muestra de forma gráfica en las FIGURAS 3 y 4, la banda protectora 80 del borde de ataque está ranurada con ranuras 80A orientadas hacia el interior para definir pequeños segmentos con forma geométrica de un tamaño lo suficientemente pequeño, de modo que, si se desprenden de la superficie aerodinámica durante el funcionamiento del motor, el impacto con los componentes del motor corriente abajo no provocaría ningún daño provocado por un objeto doméstico (DOD) a los componentes del motor corriente abajo. Preferentemente, las ranuras 80A forman segmentos que tienen lados con una longitud de entre aproximadamente 2,5 mm y 6,3 mm. Las propias ranuras 80A tienen una anchura del orden de aproximadamente 0,13 mm con una profundidad que es aproximadamente un tercio del grosor de la banda protectora 80 del borde de ataque. Las ranuras 80A pueden definir cuadrados, diamantes, otras formas cuadrangulares, o cualquier otra forma adecuada. La superficie externa de la banda 80 del borde de ataque es lisa y se pretende que proporcione una transición esencialmente libre de turbulencia desde la superficie del álabe adyacente. Además, la superficie ranurada interna proporciona una mayor área superficial en la cara interna de la banda 80 del borde de ataque para proporcionar, de ese modo, una unión mejorada entre la banda 80 del borde de ataque y la capa subyacente 82 de unión.

Como se muestra en la FIG. 5, la banda protectora 80 del borde de ataque puede estar dotada, opcionalmente, de hendiduras 84 de ajuste que se extienden de forma axial separadas radialmente a lo largo del álabe 52, por medio de las cuales se puede ajustar más precisamente la banda protectora 80 del borde de ataque a la forma del borde 74 de ataque del álabe 52. Las hendiduras 84 tienen ángulos pequeños de inclinación lateral ahusados hacia dentro que se juntan entre sí cuando se aplican, de forma que los bordes opuestos de las hendiduras 84 hacen contacto.

Se han descrito anteriormente una superficie aerodinámica con una banda metálica del borde de ataque y un procedimiento para proteger el borde de ataque de una superficie aerodinámica. Esta descripción escrita utiliza ejemplos para dar a conocer la invención, incluyendo el modo preferente para poner en práctica la invención, y también para permitir a cualquier experto en la técnica poner en práctica la invención, incluyendo fabricar y utilizar cualquier dispositivo o sistema y llevar a cabo cualquier procedimiento incorporado. El alcance patentable de la invención está definido por las reivindicaciones, y puede incluir otros ejemplos que se les ocurra a los expertos en la técnica. Se pretende que tales otros ejemplos se encuentren dentro del alcance de las reivindicaciones si tienen elementos estructurales que no difieren del lenguaje literal de las reivindicaciones, o si incluyen elementos estructurales equivalentes con diferencias insustanciales del lenguaje literal de las reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Una superficie aerodinámica, que comprende:

un cuerpo de superficie aerodinámica que incluye un lado cóncavo (70) de presión y un lado convexo (72) de succión que define una longitud de la cuerda, un borde (74) de ataque y un borde (76) de salida;

una banda protectora (80) del borde de ataque adherido por una capa (82) de unión al borde (74) de ataque, y que cubre de forma protectora el mismo y porciones predeterminadas respectivas del lado (70) de presión y del lado (72) de succión del cuerpo de superficie aerodinámica desde el borde (74) de ataque corriente abajo hacia el borde (76) de salida;

caracterizada porque

la banda protectora (80) del borde de ataque tiene una superficie externa lisa y una superficie interna ranurada que incluye una multiplicidad de ranuras (80A) orientadas hacia dentro, en las que se incorpora la capa (82) de unión, y define segmentos adyacentes de un tamaño predeterminado lo suficientemente pequeños, de modo que, si se desprenden de la superficie aerodinámica durante el funcionamiento del motor, un impacto con los componentes del motor corriente abajo no provoca daños a los componentes del motor corriente abajo.

2. Una superficie aerodinámica según la reivindicación 1, en la que las ranuras (80A) tienen una profundidad que es aproximadamente un tercio del grosor de la banda protectora.
3. Una superficie aerodinámica según cualquier reivindicación precedente, en la que las ranuras (80A) se intersectan para definir formas geométricas diferenciadas.
4. Una superficie aerodinámica según cualquier reivindicación precedente, en la que la porción predeterminada del lado (72) de succión de la superficie aerodinámica cubierta por la banda protectora (80) del borde de ataque es una porción que se extiende aproximadamente 0,25 mm desde el borde (74) de ataque corriente abajo hacia el borde (76) de salida.
5. Una superficie aerodinámica según cualquier reivindicación precedente, en la que la porción predeterminada del lado (72) de succión cubierta por la banda protectora (80) del borde de ataque no es mayor que un tercio de la porción predeterminada del lado (70) de presión cubierta por la banda protectora (80) del borde de ataque.
6. Una superficie aerodinámica según cualquier reivindicación precedente, en la que las ranuras (80A) están separadas para definir segmentos que tienen lados con una longitud entre aproximadamente 2,5 y 6,3 mm.
7. Una superficie aerodinámica según cualquier reivindicación precedente, en la que la capa (82) de unión tiene un grosor de entre aproximadamente 0,05 mm y 0,15 mm y la banda protectora (80) del borde de ataque tiene un grosor entre aproximadamente 0,13 y 0,2 mm.
8. Una superficie aerodinámica según cualquier reivindicación precedente, en la que la superficie aerodinámica está seleccionada del grupo constituido por una paleta del ventilador de un motor de turbina, una paleta de un compresor de un motor de turbina, y un álabe (52) del estátor de un motor de turbina.
9. Una superficie aerodinámica según la reivindicación 1, en la que la porción predeterminada del lado (72) de succión cubierta por la banda protectora (80) del borde de ataque es de entre aproximadamente un 1 y un 3 por ciento de la longitud de la cuerda de la superficie aerodinámica, la porción predeterminada del lado (72) de succión de la superficie aerodinámica cubierta por la banda protectora (80) del borde de ataque está a aproximadamente 2,5 mm del borde de ataque corriente abajo hacia el borde (76) de salida, y la banda protectora (80) del borde de ataque comprende una multiplicidad de ranuras (80A) que se intersectan orientadas hacia dentro que definen segmentos adyacentes de un tamaño predeterminado lo suficientemente pequeños, de modo que, si se desprenden de la superficie aerodinámica durante el funcionamiento del motor, el impacto con los componentes del motor corriente abajo no provocaría ningún daño a los componentes del motor corriente abajo, en la que las ranuras (80A) tienen una anchura inferior a aproximadamente 0,13 mm y tienen un grosor de aproximadamente un tercio del grosor de la banda protectora (80) del borde de ataque, la capa (82) de unión tiene un grosor entre aproximadamente 0,05 mm y 0,15 mm, los segmentos que tienen lados con una longitud entre aproximadamente 2,5 mm y 6,3 mm y la banda protectora (80) del borde de ataque tienen un grosor entre aproximadamente 0,13 mm y 0,2 mm, y en la que las ranuras (80A) orientadas hacia dentro proporcionan una mayor área superficial para la fijación de la banda protectora (80) del borde de ataque a la superficie aerodinámica.

10. Un motor (10) de turbina, que comprende un compresor (12) de baja presión, un compresor (14) de alta presión, una turbina (18) de alta presión, una turbina (20) de baja presión y una cámara (16) de combustión, y una pluralidad de álabes (52) del estátor que se extienden de forma radial, comprendiendo al menos uno de los álabes (52) del estátor una superficie aerodinámica según la reivindicación 1.

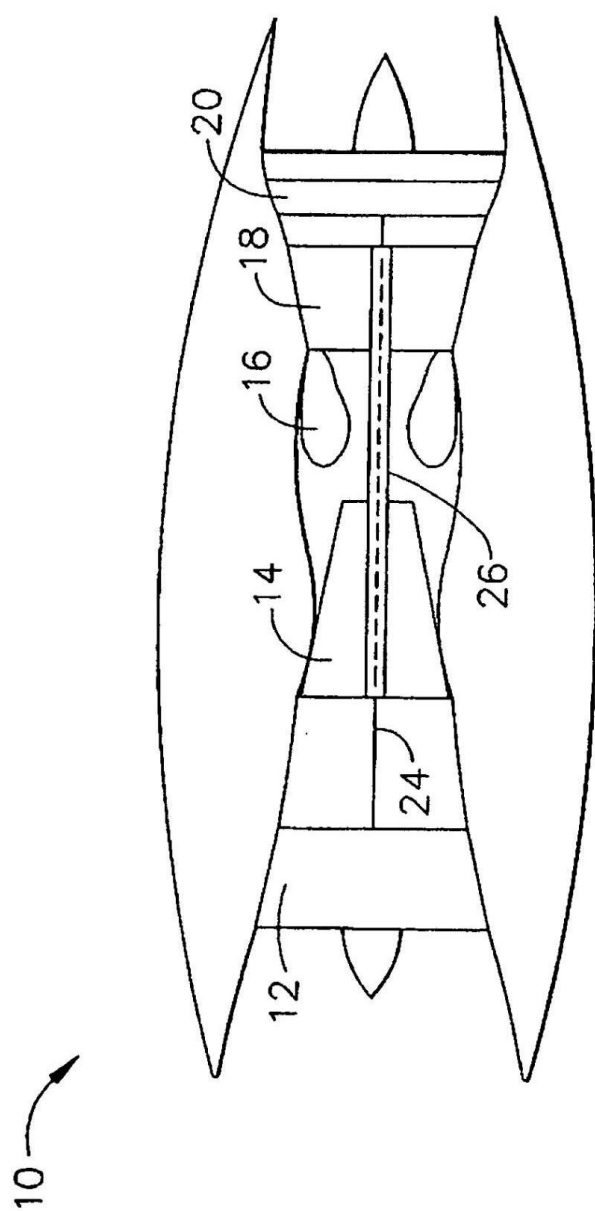


FIG. 1

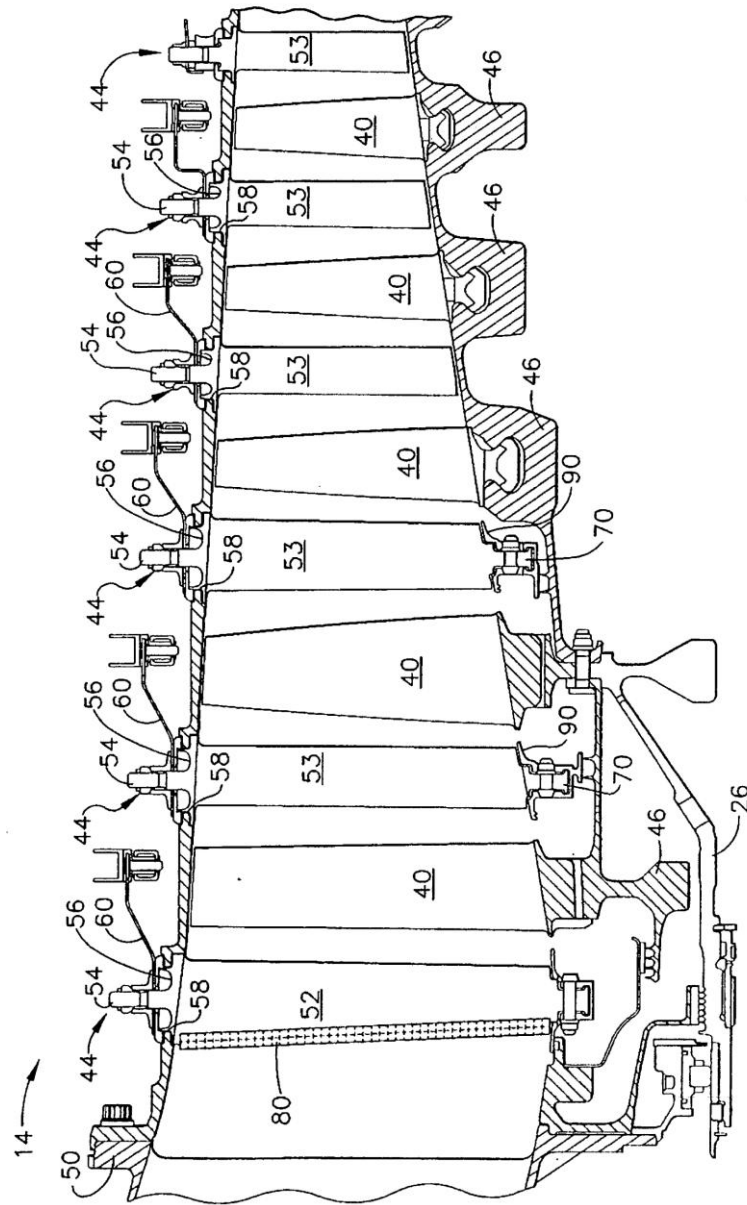


FIG. 2

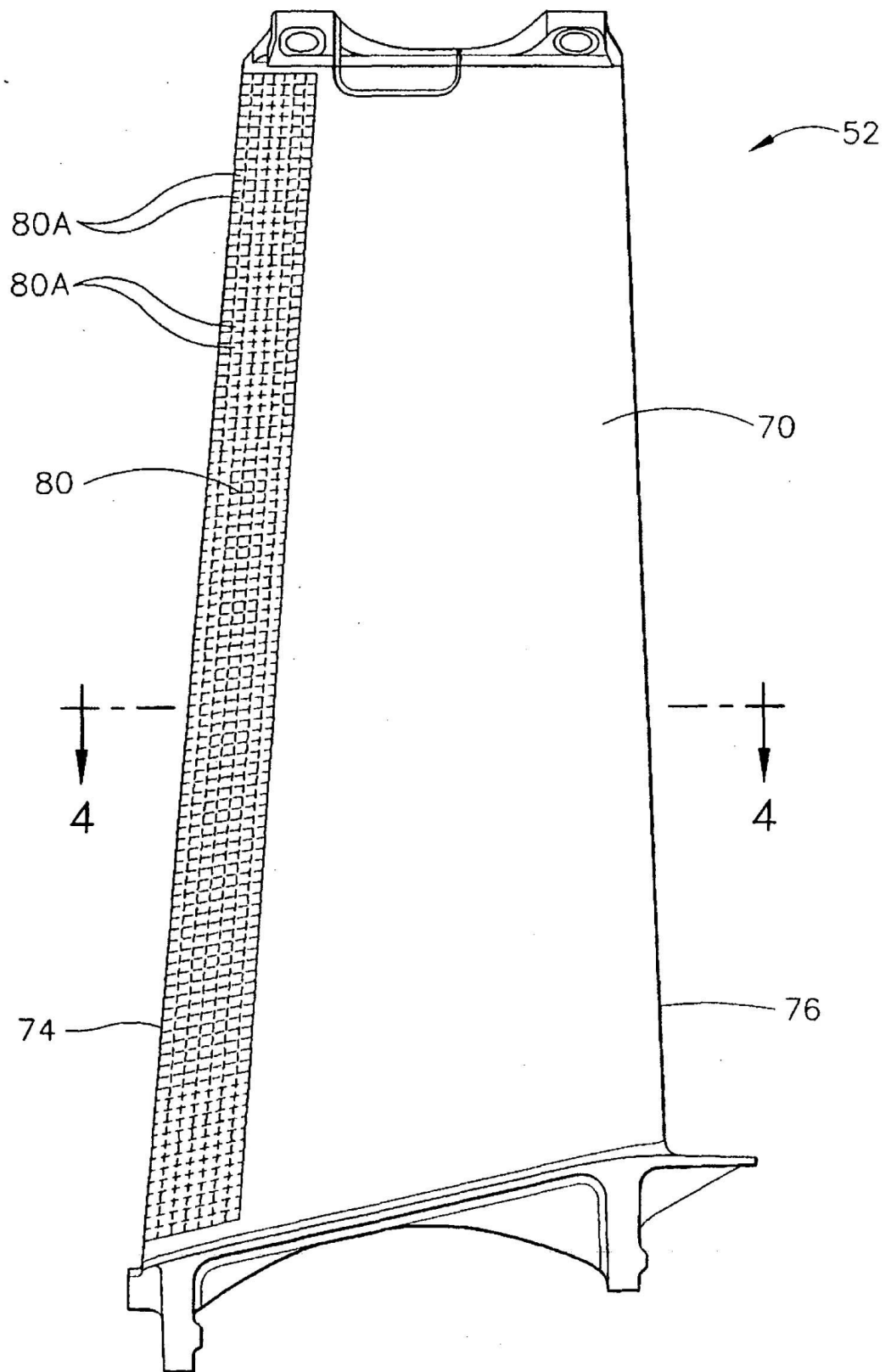


FIG. 3

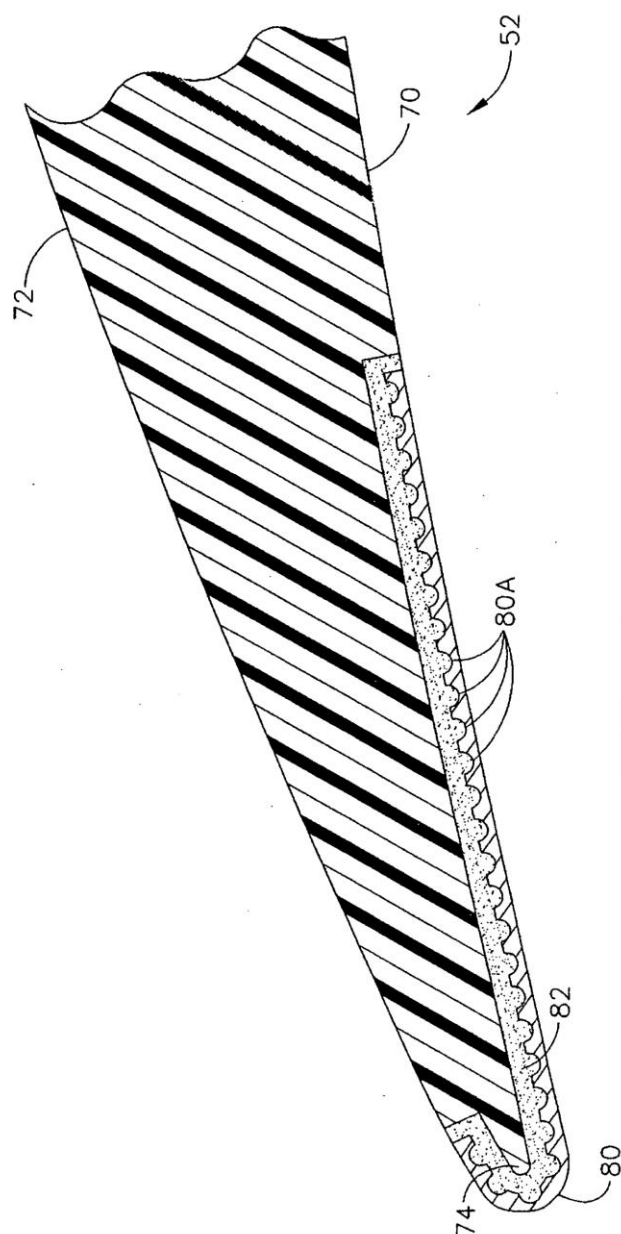


FIG. 4

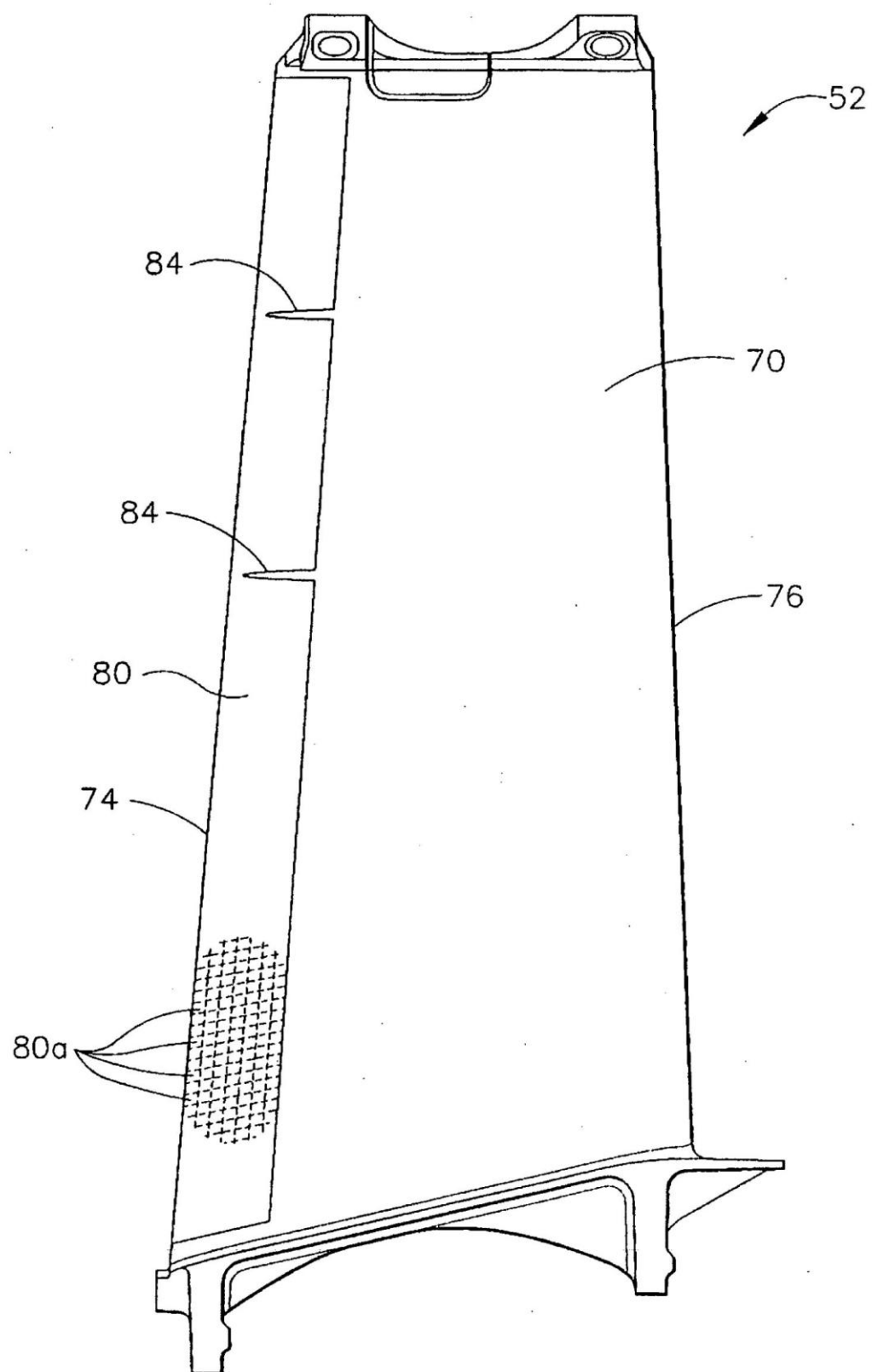


FIG. 5