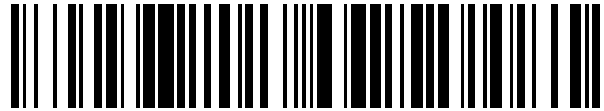


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 575 924**

51 Int. Cl.:

**F01D 5/14** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **02.11.2012 E 12799310 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **23.03.2016 EP 2776680**

54 Título: **Método para hacer un perfil aerodinámico de turbina con forma**

30 Prioridad:

**03.11.2011 IT TO20111009**

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

**04.07.2016**

73 Titular/es:

**GE AVIO S.R.L. (100.0%)  
Via I Maggio, 99  
Rivalta di Torino, IT**

72 Inventor/es:

**BERTINI, FRANCESCO**

74 Agente/Representante:

**UNGRÍA LÓPEZ, Javier**

**ES 2 575 924 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 hacer un perfil aerodinámico de turbina con forma

**5 Campo técnico**

La presente invención se refiere a un método para hacer un perfil aerodinámico de turbina.

**Antecedentes de la invención**

10 Como es conocido, en una corona de álabes de turbina, a lo largo de la altura de cada perfil aerodinámico, la variación de la carga ejercida por el flujo de gas primario (la carga es proporcional a la diferencia de presión entre el lado de presión y el lado de aspiración) se impone en general como una tendencia de interpolación lineal entre las condiciones de carga en los dos extremos opuestos del perfil aerodinámico.

15 Recientemente se han propuesto y adoptado distribuciones de carga con una tendencia parabólica más bien que una tendencia lineal, con el fin de disminuir la carga (y por lo tanto la diferencia de presión entre el lado de presión y el lado de aspiración) cerca de las paredes de extremo, y los extremos radiales de la corona de álabes.

20 De hecho, esto tiende a limitar las pérdidas por flujos secundarios en la capa límite en las paredes de extremo, porque cuanto más alta es la diferencia de presión en el canal entre álabes entre el lado de presión y el lado de aspiración, más alta es la capa límite y las pérdidas por flujo secundario correspondientes.

25 Una ilustración esquemática del fenómeno de generación de flujo secundario en un canal entre álabes se indica en la figura 1. Los flujos secundarios son generados esencialmente por la diferencia de presión entre los lados de presión y aspiración de los dos álabes adyacentes y el flujo a lo largo de la capa límite en dirección circunferencial cerca de las paredes de extremo: por lo tanto, son ortogonales a la dirección del flujo de gas primario en el canal entre álabes. Estos flujos en dirección circunferencial generan un flujo también a lo largo de los lados de presión y aspiración de los dos álabes adyacentes, de nuevo ortogonal a la dirección del flujo de gas primario.

30 Como se ha mencionado anteriormente, se ha intentado limitar las pérdidas por flujo secundario en la corona de álabes de turbina reduciendo la diferencia de presión entre el lado de presión y el lado de aspiración: de hecho, esto tiende a reducir el empuje que da lugar a la generación de flujos en dirección circunferencial dentro de la capa límite cerca de las paredes de extremo en el canal entre álabes.

35 Las varias propuestas relativas a tecnologías de "Contorneo de pared lateral" de tipo no axisimétrico, es decir, relativas a la forma no circular de las paredes de extremo, también tenían el mismo objetivo y enfoque. El documento WO99/13199 también se refiere al mismo objetivo.

**40 Descripción de la invención**

El objeto de la presente invención es proporcionar un método para hacer un perfil aerodinámico de turbina que permite resolver los problemas indicados anteriormente, de forma simple y barata, por medio de una solución que puede ser usada además o alternativamente a las configuraciones conocidas indicadas anteriormente.

45 Según la presente invención, se facilita un método para hacer un perfil aerodinámico de turbina como el definido en la reivindicación 1.

**Breve descripción de los dibujos**

50 La invención se describirá ahora con referencia a los dibujos acompañantes, que ilustran un ejemplo no limitador de su realización, donde:

55 La figura 1 es un diagrama que representa el fenómeno de generación de flujo secundario en un canal entre álabes de una etapa de turbina.

La figura 2 ilustra parcialmente una etapa de turbina, en una sección a lo largo de un plano meridiano.

60 La figura 3 ilustra parcialmente una realización preferida del perfil aerodinámico de una turbina hecho por medio del método de la presente invención.

La figura 4 representa dos diagramas relativos a los ángulos de salida del perfil aerodinámico de la figura 3, en comparación con los ángulos de salida de un perfil aerodinámico estándar.

65 Y la figura 5 es un gráfico que ilustra una comparación entre las pérdidas del perfil aerodinámico de la figura 3 y las de un perfil aerodinámico estándar, a lo largo de toda la altura de los perfiles.

**Mejor modo de llevar a la práctica la invención**

5 En la figura 2, el número 1 indica en conjunto una turbina axial (ilustrada esquemática y parcialmente), que forma parte de un motor aeronáutico, no ilustrado, y tiene simetría axial con respecto a su eje (no indicado).

La turbina 1 incluye una sucesión de etapas coaxiales, de las que solamente se indica una con 10 en la figura 1 e incluye un estator 11 y un rotor 12, dispuesto hacia abajo del estator 11.

10 El estator 11 incluye, a su vez, una pared de extremo anular externa 14 y una pared de extremo anular interna 15, que miran una a otra y delimitan radialmente entremedio un conducto anular 18, adaptado para transportar un flujo de gas en expansión y que tiene un diámetro medio que aumenta en la dirección de avance del flujo de gas.

15 Las paredes de extremo 14, 15 soportan una serie de álabes o perfiles aerodinámicos 20 (de los que solamente se ilustra uno), que son angularmente equidistantes uno de otro alrededor del eje de la turbina, están alojados en el conducto 18, y delimitan, circunferencialmente con respecto al eje de la turbina, una pluralidad de boquillas o canales entre álabes.

20 De forma análoga, el rotor 12 incluye una pared de extremo anular externa 14a y una pared de extremo anular interna 15a, que miran una a otra y delimitan radialmente entremedio un conducto anular 18a, que forma la extensión del conducto 18 para transportar el flujo de gas en expansión con un diámetro medio creciente. El rotor 12 también incluye una serie de álabes o perfiles aerodinámicos 20a (de los que solamente se ilustra uno), dispuestos radialmente entre las paredes de extremo 14a, 15a de manera que estén alojados en el conducto 18a, angularmente equidistantes uno de otro alrededor del eje de la turbina y que delimitan, circunferencialmente con respecto al eje de la turbina, una pluralidad de boquillas o canales entre álabes.

25 Según la presente invención, el ángulo de salida en el borde de salida 23 del perfil aerodinámico 20, 20a está optimizado para minimizar los flujos secundarios, siguiendo leyes de variación de carga más complejas con respecto a la ley parabólica a lo largo de la altura del mismo perfil aerodinámico.

30 En particular, en la fase de diseño, se puede aplicar una ley polinomial de cuarto grado para variación de la carga a lo largo de la altura del perfil aerodinámico 20: esta ley hace posible obtener distribuciones de presión locales que se oponen al movimiento de los flujos secundarios a lo largo de los lados del perfil aerodinámico 20 en dirección ortogonal a la dirección del flujo de gas primario, y una reducción de la carga en la proximidad de las paredes de extremo 14, 15.

35 La variación de carga impuesta corresponde a una variación del ángulo de salida metálico definido por el borde de salida 23 del perfil aerodinámico 20 de la presente invención (figura 3) con respecto a una geometría o configuración de referencia: la geometría de un perfil aerodinámico estándar en la que la variación de carga (y por lo tanto la variación de la diferencia de presión entre los lados de presión y aspiración, que es proporcional a la carga) es de tipo parabólico, se toma como configuración de referencia.

40 La figura 4 incluye dos gráficos que muestran las diferencias del perfil aerodinámico 20 con respecto al perfil aerodinámico estándar:

45 1) El gráfico de la derecha representa, en el eje de abscisas, el ángulo de salida metálico, es decir, el ángulo de salida definido por la geometría del borde de salida, para el perfil aerodinámico estándar y para el perfil aerodinámico 20 de la presente invención, en función de la altura adimensional de los perfiles aerodinámicos (eje de ordenadas);

50 2) El gráfico de la izquierda se obtiene a través de pruebas experimentales o a través de simulaciones en programas de ordenador y representa, en el eje de abscisas, el ángulo de eflujo de gas del borde de salida del perfil aerodinámico estándar en comparación con el ángulo de eflujo del borde de salida 23 del perfil aerodinámico 20 de la presente invención, en función de la altura adimensional de los perfiles aerodinámicos (en el eje de ordenadas).

55 Las curvas indicadas con la letra de referencia (a) se refieren al perfil aerodinámico 20 de la presente invención, mientras que las curvas indicadas con la letra de referencia (b) se refieren al perfil aerodinámico estándar.

60 Según la presente invención, el ángulo de salida metálico se ha modificado con respecto al del perfil aerodinámico estándar de manera que disminuya en dos zonas 25 y 26, que están cerca de las paredes de extremo 14, 15 en las que la capa límite está presente y que corresponden sustancialmente a la posición de los picos de los flujos secundarios en la capa límite.

65 Por lo general, las zonas 25, 26 correspondientes a los picos de los flujos secundarios están en el rango de entre 75% y 90% y, respectivamente, de entre 10% y 25% de la altura del perfil aerodinámico.

En el ejemplo representado en el gráfico a la derecha de la figura 4, la reducción del ángulo de salida metálico con respecto al del perfil aerodinámico estándar es inferior a 2°.

5 La reducción del ángulo de salida metálico en el borde de salida 23 y por lo tanto del ángulo de eflujo de gas corresponde a una "abertura" local del ángulo de salida y por lo tanto a la generación de una ruta de salida preferente y a aceleración local del flujo de gas primario. En la práctica, dicha ruta de salida preferente tiende a alejar los flujos secundarios hacia el borde de salida 23 y por lo tanto limita su formación a lo largo de las paredes de extremo 14, 15.

10 Como se puede ver en el gráfico de la derecha en la figura 4 y en la figura 3, en las zonas restantes del borde de salida 23 del perfil aerodinámico 20, el ángulo de salida metálico aumenta con respecto al del perfil aerodinámico estándar, con el fin de restablecer sustancialmente el mismo valor medio del ángulo de salida metálico del perfil aerodinámico estándar.

15 Como resultado, el borde de salida 23 del perfil aerodinámico 20 tiene una tendencia ondulada o en forma de serpiente (figura 3): en otros términos, en las dos zonas en las que el ángulo de salida metálico se reduce, la concavidad mira en la dirección opuesta a las de las zonas restantes.

20 Adoptando esta geometría, es decir, diseñando el ángulo de salida metálico como se ha indicado anteriormente, se puede indicar en el gráfico de la izquierda de la figura 4 que la curva (a) relativa al ángulo de eflujo de gas del borde de salida tiene un menor número de máximos con respecto a la curva (b). Esta reducción de los máximos deriva de la reducción de pérdidas debidas a los flujos secundarios en el perfil aerodinámico 20.

25 La reducción de pérdidas por flujos secundarios es evidente en la figura 5.

La altura adimensional del perfil aerodinámico 20 y del perfil aerodinámico estándar se indica a lo largo del eje de ordenadas, mientras que el valor de las pérdidas se indica a lo largo del eje de abscisas.

30 En la proximidad de las zonas 25, 26, es decir, en los picos de los flujos secundarios (a 10% y a 90% de la altura de los perfiles aerodinámicos), las pérdidas se reducen en la curva (a) con respecto a la curva (b), mientras que a la mitad de la altura de los perfiles aerodinámicos las pérdidas relativas a las dos configuraciones están muy próximas.

35 Por lo tanto, las ventajas de la conformación propuesta son evidentes para los expertos en la técnica de dinámica de fluidos.

En particular, la solución propuesta no solamente permite una reducción de la carga en las paredes de extremo, sino que también reduce la tendencia de los gases a moverse a lo largo del lado de presión desde la extensión media del canal entre álabes hacia las paredes de extremo 14, 15.

40 En particular, "abriendo" localmente el borde de salida del perfil aerodinámico, es decir, reduciendo el ángulo de salida metálico, en las zonas de entre 10-25% y 75-90% de la altura del canal entre álabes, se obtienen dos efectos positivos primarios.

45 El primer efecto, como se ha mencionado anteriormente, se refiere al hecho de que se promueve el paso de más gases a través de las zonas 25, 26, donde se ha implementado una abertura del ángulo. Por lo tanto, se forman dos rutas de escape preferentes en el lado de presión, que se oponen a la tendencia de los gases a moverse hacia las paredes de extremo 14, 15 y a generar flujos secundarios indeseables.

50 El segundo efecto positivo se refiere al hecho de que se obtiene una reducción de presión local en las zonas 25, 26 en el lado de presión, lo que también se opone a la generación de flujos en dirección radial.

55 Las pérdidas por flujo secundario tienen un impacto de alrededor del 30% en el rendimiento de un módulo de turbina de presión baja (LPT) y la solución reivindicada puede reducir la intensidad de sus flujos secundarios en torno a 20%: de esta forma, es posible aumentar el rendimiento de un módulo de turbina un valor de alrededor de 0,1%, con impactos del mismo nivel en el consumo específico de combustible para el módulo al que se aplique esta solución.

60 El parámetro de interés efectivo para obtener las ventajas descritas anteriormente es el "ángulo de garganta", es decir, el ángulo formado por una línea que es perpendicular a la sección de garganta entre dos álabes adyacentes, puesto que es el que tiene influencia directa en el ángulo de eflujo del gas que sale del canal entre álabes. Siendo idénticas otras características geométricas con respecto al perfil aerodinámico estándar, el ángulo de garganta está correlacionado de forma única con el ángulo de salida metálico que se ha usado en el tratamiento presente por razones de simplicidad y conveniencia de la visión en las figuras acompañantes. En otros términos, la indicación "ángulo de garganta" o "ángulo de salida metálico" son equivalentes, puesto que los valores absolutos de estos ángulos cambian, pero su tendencia es análoga.

65 Finalmente, es evidente por lo anterior que se puede hacer variantes y modificaciones en el método para hacer el

perfil aerodinámico descrito sin apartarse del alcance de protección de la presente invención, definido en las reivindicaciones anexas.

5 En particular, la reducción del ángulo de salida metálico en la capa límite se puede aplicar tanto a álabes de estator como a álabes de rotor, es decir, en el borde de salida 23a del perfil aerodinámico 20a.

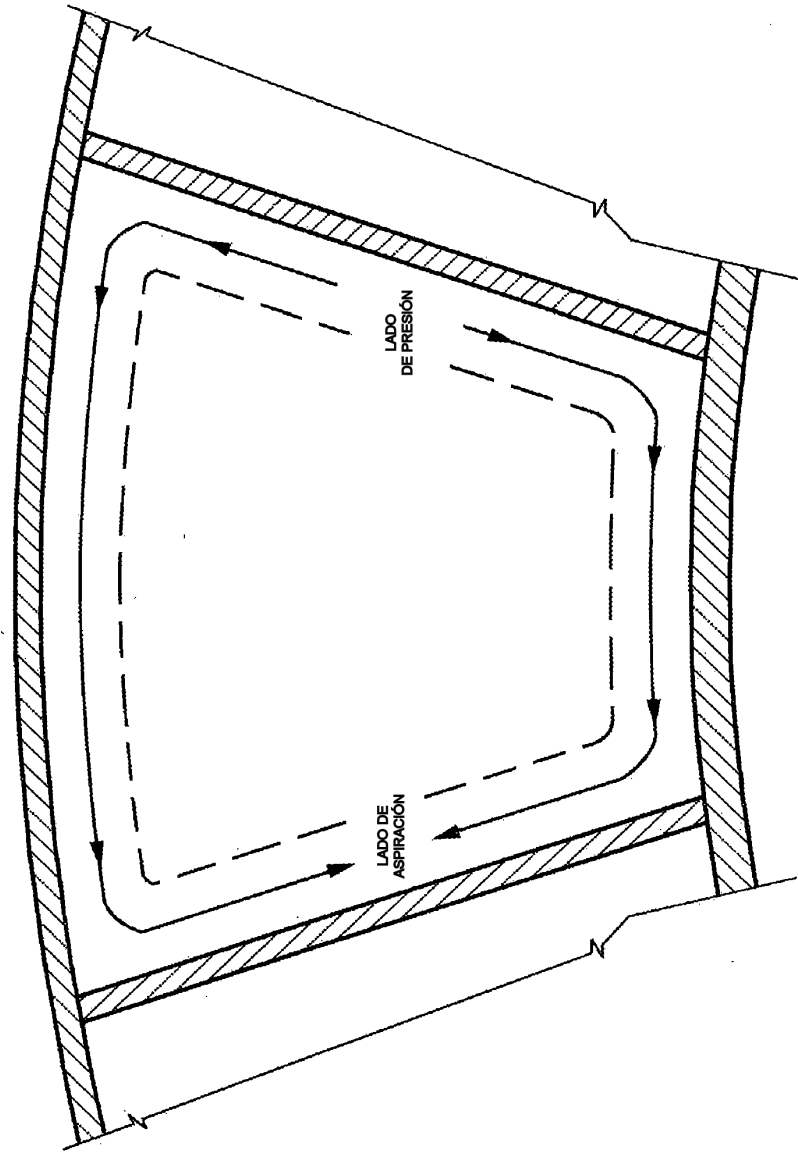
Además, el borde delantero 22, 22a de los perfiles aerodinámicos 20, 20a también podría estar ondulado o en forma de serpiente (según la posición en la que se apilen las secciones transversales del perfil aerodinámico).

10 Además, un álabe en el que la carga varíe linealmente (y sin tendencia parabólica) a lo largo de la altura entre los extremos radiales se podría tomar como perfil aerodinámico estándar.

**REIVINDICACIONES**

- 5 1. Un método para hacer un perfil aerodinámico de turbina comenzando a partir de un perfil aerodinámico de referencia, **caracterizado por**:
- 10 a) reducir localmente el ángulo de salida metálico en el borde de salida con respecto al de dicho perfil aerodinámico de referencia, en dos zonas (25, 26) que corresponden sustancialmente, en el uso, a la posición de los picos de los flujos secundarios en la capa límite;
- 10 b) incrementar el ángulo de salida metálico en las zonas restantes del borde de salida, con respecto al del perfil aerodinámico de referencia, con el fin de restablecer sustancialmente el mismo valor medio del ángulo de salida metálico del perfil aerodinámico de referencia.
- 15 2. El método según la reivindicación 1, **caracterizado porque** las dos zonas indicadas (25, 26) están situadas en el rango de entre 75% y 90% y, respectivamente, de entre 10% y 25% de la altura del perfil aerodinámico.
3. El método según la reivindicación 2, **caracterizado porque** la reducción del ángulo de salida metálico es menor o igual a 2°.
- 20 4. El método según alguna de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado porque** dicho perfil aerodinámico de referencia se define por un perfil aerodinámico en el que la carga varía con una ley lineal o parabólica a lo largo de la altura del perfil aerodinámico.
- 25 5. El método según alguna de las reivindicaciones precedentes, **caracterizado porque** la carga varía a lo largo de la altura del perfil aerodinámico con una ley polinomial de cuarto grado.

FIG. 1



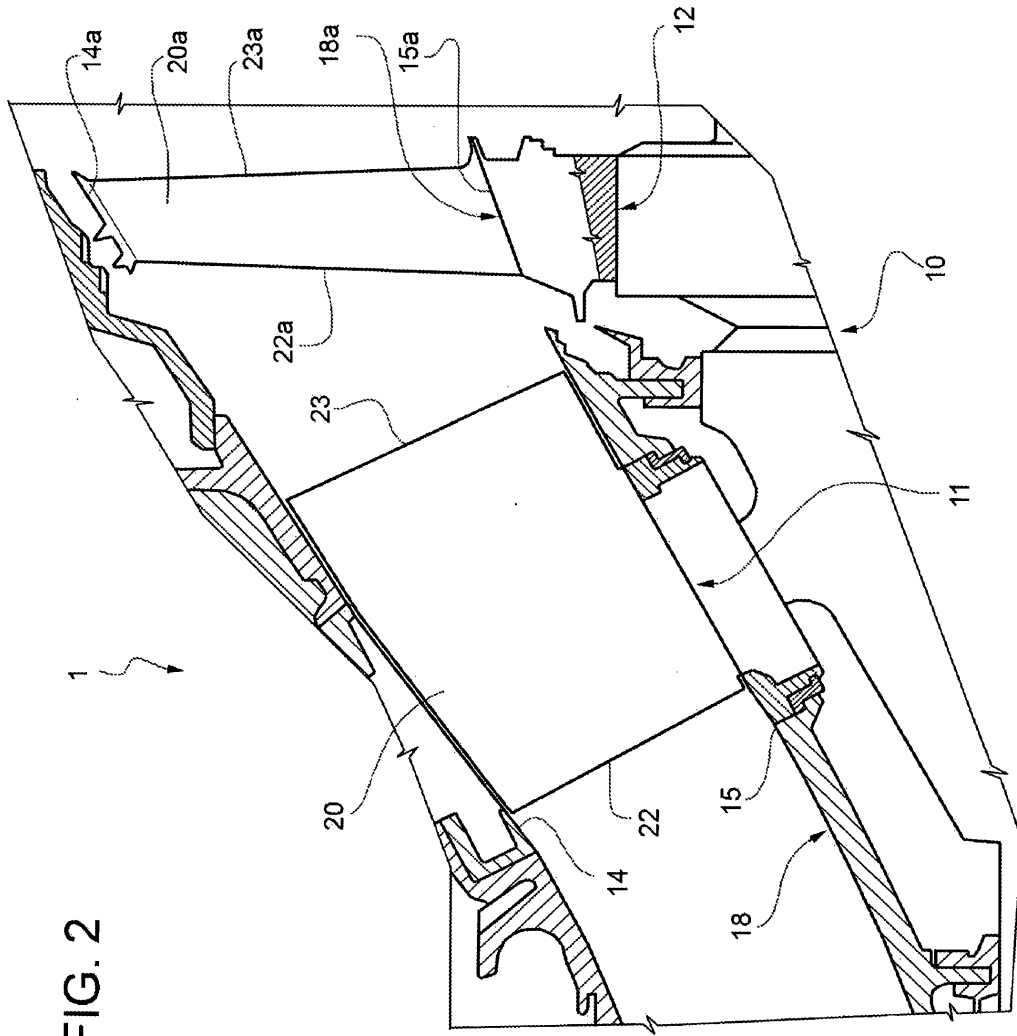




FIG. 3

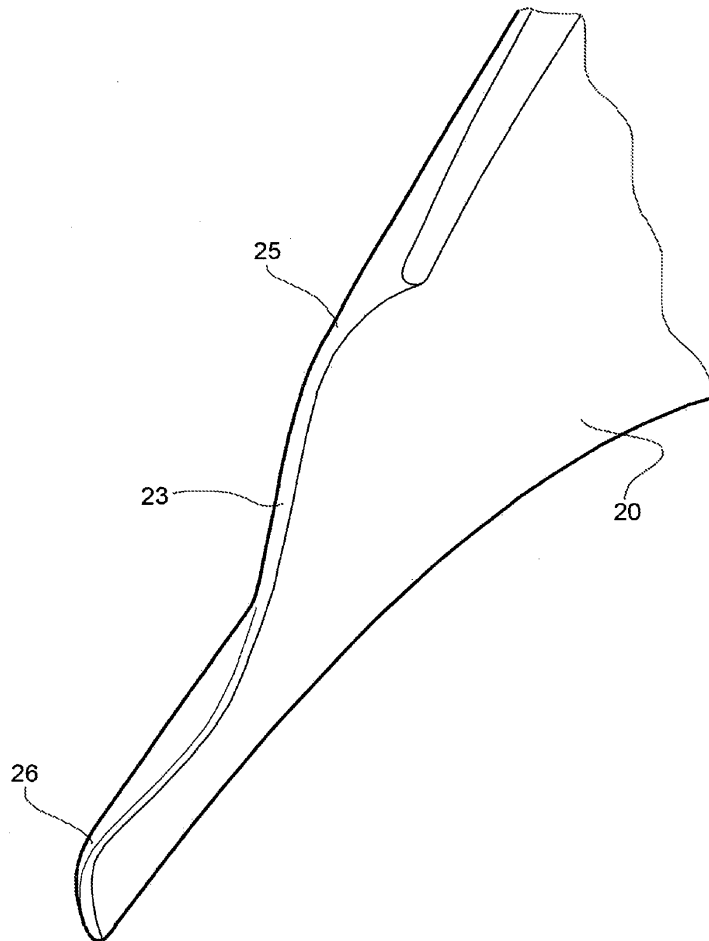


FIG. 4

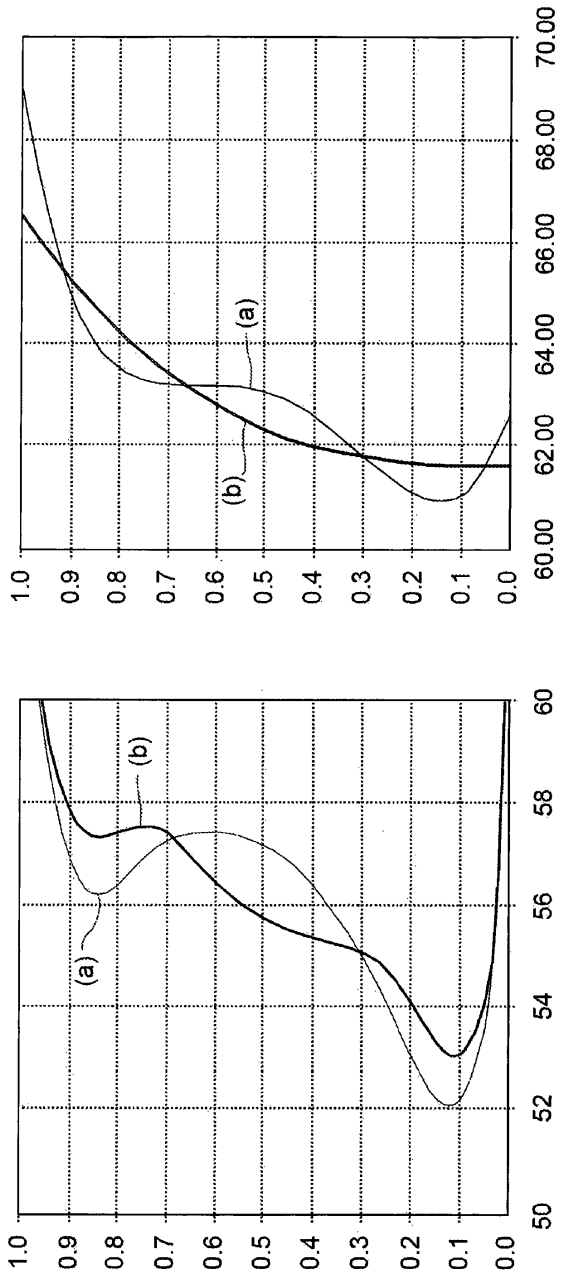


FIG. 5

