



19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 364 035**

51 Int. Cl.:  
**F01D 5/14** (2006.01)  
**F01D 17/16** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **02252131 .4**  
96 Fecha de presentación : **25.03.2002**  
97 Número de publicación de la solicitud: **1245784**  
97 Fecha de publicación de la solicitud: **02.10.2002**

54 Título: **Álabe guía variable.**

30 Prioridad: **30.03.2001 US 821994**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**23.08.2011**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**23.08.2011**

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

72 Inventor/es: **Liu, Hsin-Tuan;**  
**Beacher, Brent Franklin y**  
**Dickman, Robert Bruce**

74 Agente: **Carpintero López, Mario**

ES 2 364 035 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

## Álabe de guía variable

La presente invención se refiere, en general, a motores de turbina de gas y, más específicamente, a álabes de guía de entrada en los mismos.

- 5 Un motor de turbina de gas de turbofan configurado para suministrar potencia a una aeronave en vuelo, incluye en comunicación de flujo en serie, una fan, compresores de baja y alta presión, un combustor, y turbinas de alta y baja presión. El aire es presurizado en los compresores y se mezcla con el combustible en el combustor para la generación de gases de combustión calientes que fluyen corriente abajo a través de las turbinas que extraen energía de los mismos. La turbina de alta presión suministra potencia al compresor de alta presión a través de un eje extendido entre ambos, y la turbina de baja presión alimenta potencia al fan y al compresor de baja presión a través de otro eje extendido entre los mismos.

- 10 El motor opera a varios niveles de potencia incluyendo ralentí, crucero, despegue y máxima potencia según se requiera para el funcionamiento apropiado de la aeronave sobre su envolvente de vuelo previsto. En una aplicación de aeronave de pasajeros comercial típica, el consumo de combustible es un objetivo principal de diseño, y el motor está por lo tanto específicamente diseñado para optimizar la eficacia del combustible en régimen de crucero.

- 15 En consecuencia, las diversas superficies aerodinámicas de estator y los álabes de rotor en el fan, el compresor y las turbinas, están preferentemente configuradas para optimizar el rendimiento aerodinámico en el punto o condición de diseño de crucero. De manera correspondiente, el rendimiento aerodinámico cambia en condiciones de fuera-de-diseño no asociadas a crucero.

- 20 Tal operación en fuera-de-diseño es particularmente significativa en álabes de guía de entrada variable del compresor. El compresor típico de turbofan es un compresor axial multi-etapa que tiene muchas filas de álabes de estator y de álabes de rotor mediante las que se presuriza el aire a su vez. Los álabes de estator fijos se utilizan típicamente en las etapas corriente abajo del compresor, utilizándose álabes de estator variables en las etapas corriente arriba del mismo.

- 25 Y, se ha previsto una fila de álabes de guía de entrada variable a la entrada del compresor de alta presión para optimizar el rendimiento del mismo sobre la envolvente de vuelo deseada, incluyendo el crucero a la máxima potencia de funcionamiento del motor. Los diversos álabes y palas del compresor están configuradas por lo tanto con un perfil aerodinámico que optimiza la eficacia de compresión sin separación inaceptable de flujo o interrupción de flujo indeseado.

- 30 Perfiles aerodinámicos eficaces para superficies aerodinámicas de compresor, incluyendo los álabes de estator y los álabes de rotor, han estado disponibles durante muchas décadas, y pueden ser encontrados con considerable detalle en informes preparados por el National Advisory Committee for Aeronautics (NACA). Por ejemplo, en la Nota Técnica 3959 de NACA, publicada en Mayo de 1957, se presentaron perfiles de álabe y diseños gráficos para la serie NACA 63-006 de álabes de guía de un espesor del 6 por ciento. La serie específica de superficie aerodinámica presentada en esta nota técnica es el perfil de álabe de guía NACA 63-(Cl<sub>0</sub>A<sub>4</sub>K<sub>6</sub>)06.

- 35 El perfil de álabe serie NACA-63 incluye un máximo de espesor respecto a longitud de cuerda del seis por ciento (6%), el cual se localiza a una longitud de cuerda de un treinta y cinco por ciento (35%) desde el borde de ataque de la superficie aerodinámica. El radio correspondiente de borde de ataque es de un 0,297 por ciento de la cuerda, y el radio del borde de salida es de un 0,6 por ciento de la cuerda. Este perfil es fácilmente escalable para que incluya espesores máximos mayores de un 6%C, incluso de un 8%C y más elevados, en la misma posición del 35% de la cuerda.

- 40 El perfil de álabe de guía del 6% de NACA, es uno de una serie de perfiles que varían de configuración incluyendo el espesor máximo de superficie aerodinámica. Los diversos perfiles de NACA han estado disponibles durante décadas para su uso en el diseño de superficies aerodinámicas eficientes de compresor de motor de turbina de gas.

- 45 Por ejemplo, la superficie aerodinámica serie NACA-63, se encuentra en motores de turbina de gas de turbofan gozando de muchos años de éxito de uso comercial en este país, así como en el exterior. En particular, el perfil serie NACA-63 ha sido utilizado en un álabe de guía de entrada variable de un motor de aeronave de turbofan comercial de alta potencia.

- 50 El perfil de NACA tiene buen rendimiento aerodinámico y eficiencia en la condición de diseño específico para el álabe variable, lo cual está típicamente en el ángulo de ataque de crucero. En consecuencia, cuando se hace girar el álabe de guía hasta su posición angular nominal o cero correspondiente con la condición de diseño, tal como de crucero, el perfil aerodinámico de la misma proporciona un rendimiento aceptable sin separación de flujo indeseable del aire que fluye sobre la misma.

- 55 Sin embargo, el álabe variable debe ser girado en una gama de ángulos de giro que tienen ángulos de ataque correspondientemente diferentes en relación con el flujo de aire que entra en el compresor. Esta gama angular

- 5 incluye una posición angular relativamente cerrada asociada a baja potencia o funcionamiento a ralentí del motor en un extremo, y en el extremo opuesto de posición angular los álabes se hacen girar en una posición relativamente abierta correspondiente con el funcionamiento de máxima potencia del motor. Y, los álabes se posicionan entre estas dos posiciones extremas opuestas para el funcionamiento a potencia intermedia del motor tal como el crucero sobre una gama de crucero correspondiente de ángulos de giro centrados en cero grados.
- 10 En un programa de desarrollo actual para un motor de turbofan derivado, se desea una amplia gama de posición angular de álabes de guía de entrada variable incluyendo una posición de apertura máxima de veinticuatro grados (24°) y una posición de cierre máximo de sesenta grados (60°) para una gama total de ochenta y cuatro grados (84°). Esta amplia gama de posición angular de álabes tiene ángulos de ataque correspondientemente amplios y diferentes en relación con el flujo de aire entrante.
- 15 Los análisis han descubierto una separación sustancial de flujo en el lado de presión del álabes en la posición angular de máxima apertura, y a lo largo del lado de succión del álabes en la posición de cierre máximo para la serie NACA-63 de perfiles de álabes de guía. Aunque se puede obtener un buen rendimiento de compresor de los álabes de guía de entrada variable en, y próximas a, la condición de diseño correspondiente a una estrecha gama angular centrada en cero grados, el compresor experimentará un pobre rendimiento en fuera-de-diseño incluyendo una separación de flujo indeseable en los extremos de la amplia gama angular de operación.
- En consecuencia, se desea proporcionar un álabes de guía de entrada variable que tenga un rendimiento en fuera-de-diseño mejorado sobre una amplia gama angular de operación.
- 20 El documento GB 1049080 se refiere a álabes de estator ajustables y que, con el fin de reducir las fugas entre los lados de alta y de baja presión de los álabes, proporciona una separación circunferencial entre álabes adyacentes que es menor que la longitud de cuerda de los álabes. Las plataformas circulares giratorias de cada extremo de los álabes tienen un diámetro que es menor que la separación circunferencial.
- El documento US 4094071 divulga una plantilla ajustable para perfiles ahusados de costilla de superficie aerodinámica.
- 25 La presente invención proporciona un álabes de guía de entrada variable según se define en la reivindicación 1, y un estator de compresor de acuerdo con la reivindicación 5.
- La invención va a ser descrita ahora con mayor detalle, a título de ejemplo, con referencia a los dibujos, en los que:
- La Figura 1 es una vista lateral, parcialmente en sección, de un motor de turbina de gas de turbofan ejemplar configurado para suministrar potencia a una aeronave en vuelo;
- 30 la Figura 2 es una vista axial parcialmente en sección, a mayor escala, de un álabes de guía de entrada variable a la entrada del compresor del motor ilustrado en la Figura 1;
- la Figura 3 es una vista planiforme de álabes ejemplares de guía de entrada variable ilustradas en la Figura 2 y tomada a lo largo de la línea 3-3 en posiciones angulares correspondientemente abierta y parcialmente cerrada, y
- 35 la Figura 4 es una vista a mayor escala de un ejemplo de los álabes de guía de entrada variable de las Figuras 2 y 3 que tienen un perfil de acuerdo con una realización ejemplar de la presente invención modificada a partir de un perfil de NACA convencional ilustrado esquemáticamente en forma de diagrama de flujo.
- En la Figura 1 se ha ilustrado un ejemplo de motor 10 de turbina de gas de turbofan configurado para proporcionar potencia a una aeronave (mostrada en parte) en vuelo sobre una envolvente de vuelo adecuada que incluye niveles de potencia comprendidos en la gama desde ralentí, crucero, despegue, y máxima potencia, por ejemplo. El motor es asimétrico respecto a un eje longitudinal o eje axial central 12, e incluye en comunicación de flujo en serie una fan 14, un compresor 16, un combustor 18, una turbina 20 de alta presión, y una turbina 22 de baja presión.
- 40 El aire 24 entra por la entrada del motor y es presurizado mediante el fan para producir empuje de propulsión, siendo una porción interna del aire canalizada en el compresor de alta presión 16 en el que es presurizado adecuadamente. El aire presurizado es descargado en el combustor en el que se mezcla con combustible y se inflama para generar gases de combustión calientes que fluyen corriente abajo a través de las dos turbinas 20, 22 que extraen la energía de los mismos. La turbina de alta presión 20 suministra potencia al compresor de alta presión 16 a través de un eje correspondiente extendido entre ambos, y la turbina de baja presión 22 suministra potencia al fan a través de un eje correspondiente extendido entre ambos.
- 45 El aire 24 entra por la entrada del motor y es presurizado mediante el fan para producir empuje de propulsión, siendo una porción interna del aire canalizada en el compresor de alta presión 16 en el que es presurizado adecuadamente. El aire presurizado es descargado en el combustor en el que se mezcla con combustible y se inflama para generar gases de combustión calientes que fluyen corriente abajo a través de las dos turbinas 20, 22 que extraen la energía de los mismos. La turbina de alta presión 20 suministra potencia al compresor de alta presión 16 a través de un eje correspondiente extendido entre ambos, y la turbina de baja presión 22 suministra potencia al fan a través de un eje correspondiente extendido entre ambos.
- 50 Dispuesto a la entrada del compresor de alta presión 16 se encuentra un estator 26 de compresor que ha sido ilustrado esquemáticamente con mayor detalle en la Figura 2. El estator 26 incluye una cubierta 28 anular y soporta adecuadamente en la misma una fila de álabes 30 de guía de entrada variable que se extienden radialmente hacia el interior desde la cubierta. Los álabes de guía canalizan el aire entrante 24 hasta una primera fila de álabes 32 de rotor de compresor que se extienden radialmente hacia el exterior desde un disco o tambor de rotor de soporte.

La primera fila de álabes 32 es una de las diversas filas que definen fases correspondientes del compresor que tienen álabes de estator intercaladas entre las mismas que presurizan a su vez el aire para su suministro consiguiente al combustor. Pero, para los álabes 30 de guía de entrada variable, en el resto del motor, incluyendo el compresor de alta presión 16, pueden tener cualquier configuración convencional.

- 5 Según se ha ilustrado en las Figuras 2 y 3, cada álabe 30 tiene forma de superficie aerodinámica que tiene un primer lado 34 o lado de presión, y un segundo lado 36 circunferencialmente opuesto o lado de succión, los cuales definen las superficies aerodinámicas del álabe sobre las que circula el aire durante el funcionamiento. Los dos lados 34, 36 se extienden axialmente a lo largo de una cuerda 38 entre los bordes opuestos 40, 42 de ataque y de salida, y radialmente en el espacio desde una raíz 44 radialmente interna hasta una punta 46 radialmente externa. El álabe se curva preferentemente en dirección transversal radial hasta aproximadamente 15 grados sobre su envergadura, pero puede variar de otra manera según se desee para optimizar el rendimiento aerodinámico de la misma.

- 10 Cada álabe 30 es un componente unitario o de una sola pieza, e incluye un muñón o eje 48 que se extiende radialmente hacia el exterior desde la punta del álabe y a través de una abertura cilíndrica complementaria de la cubierta. El eje está montado convenientemente en la cubierta para su rotación en la misma, y está unido de forma integral o fija a la punta del álabe para hacer girar el álabe según se desee durante el funcionamiento. La raíz del álabe incluye un muñón correspondiente montado en una abertura de un soporte interno o componente del armazón.

- 15 Según se muestra en las Figuras 2 y 3, un anillo actuador 50 se encuentra unido pivotablemente a cada uno de los ejes de álabe por medio de un brazo de palanca 52 correspondiente para hacer rotar los álabes al unísono de acuerdo con el funcionamiento particular del motor. Un actuador 54 adecuado, mostrado en la Figura 3, hace que gire el anillo 50 cuando se desea para hacer rotar a su vez los brazos de palanca 52 y hacer girar los álabes 30 individuales en el interior de la cubierta.

- 20 La Figura 4 ilustra una sección radial ejemplar de uno de los álabes 30 de guía de entrada variable con líneas continuas en su posición angular nominal correspondiente con la condición de diseño tal como en operación de crucero, con un ángulo de ataque correspondiente en relación con el flujo de aire entrante. En la Figura 4 se ha mostrado con líneas discontinuas la gama de ángulos sustancialmente amplia de posiciones angulares del álabe entre completamente abierta y completamente cerrada.

- 25 La posición completamente cerrada corresponde con el giro del álabe en sentido contrario al de las agujas del reloj en la Figura 4, hasta un ángulo máximo de giro E en el que el lado 34 de presión del álabe se enfrenta axialmente hacia delante para bloquear parcialmente el flujo de aire. La rotación del álabe 30 en el sentido de las agujas del reloj hasta la posición completamente abierta corresponde con un ángulo de giro F opuesto en el que el lado de succión 36 del álabe se enfrenta axialmente hacia delante para abrir completamente los pasos de flujo entre álabes adyacentes.

- 30 Cada álabe puede hacerse girar en torno a un eje de pivotamiento que se extiende a través de la envergadura del álabe cercano a la cuerda media, o por delante de la misma, correspondiente con el centro del eje circular 48 ilustrado en la Figura 3. Una posición angular nominal o de diseño del álabe ha sido ilustrada con línea continua en la Figura 4, ligeramente desviada de la dirección del eje axial central del motor que está representado por el eje X axial, extendiéndose el eje Y tangencial en dirección circunferencial alrededor de la cubierta. En la posición angular de diseño, el álabe tiene un ángulo de ataque correspondiente en relación con el flujo de aire entrante con máxima eficiencia aerodinámica y mínima separación de flujo, si la hay, sobre su superficie exterior completa.

- 35 Sin embargo, la gama sustancialmente amplia de ángulos de funcionamiento del álabe 30 entre la posición angular cerrada E y la posición angular abierta F con relación a la posición angular de diseño, tiene una variación correspondientemente grande de ángulos de ataque del álabe con relación al flujo de aire entrante. En consecuencia, el comportamiento aerodinámico del álabe cambia correspondientemente en las posiciones de fuera-de-diseño de la misma asociadas a la amplia gama de posiciones angulares.

- 40 En un procedimiento de fabricación del álabe de guía de entrada variable 30 ilustrada en la Figura 4, se selecciona inicialmente un perfil de guía adecuado 56 de serie NACA, ilustrado mediante línea discontinua, para un comportamiento aerodinámico óptimo a un ángulo de ataque de diseño correspondiente asociado a la operación de crucero, por ejemplo. Según se ha indicado anteriormente, se puede utilizar el perfil de álabe de guía NACA 63-(Cl<sub>0</sub>A<sub>4</sub>K<sub>6</sub>)06 para diseñar convencionalmente una superficie aerodinámica correspondiente sobre notas e informes técnicos de NACA públicamente disponibles.

- 45 Por ejemplo, este perfil de álabe de serie NACA-63 tiene una línea media o de comba A<sub>4</sub>K<sub>6</sub>, un espesor de perfil máximo del 6% de la longitud de cuerda o mayor situado a un 35% de la cuerda desde el borde de ataque, con un radio de borde de ataque del 0,297% y un radio de borde de salida del 0,6% de la cuerda.

- 50 Se puede utilizar moderno software de ordenador para análisis de flujo aerodinámico de Navier Stokes tridimensional (3D) para analizar el comportamiento aerodinámico de los álabes de guía. Aunque el análisis predice que el perfil 56 de NACA tiene un rendimiento aerodinámico aceptable en la posición angular de diseño, éste experimenta una separación de flujo significativa a lo largo del lado de succión del mismo con grandes ángulos de

5 cierre tal como el ángulo G de cierre intermedio ilustrado en la Figura 4 de treinta y seis grados ( $36^\circ$ ) y más altos. Y, se pronostica una separación sustancial de flujo por el lado de presión del perfil de NACA en la posición de apertura máxima correspondientemente con el ángulo de giro F de la Figura 4. Tal separación de flujo corresponde con un rendimiento aerodinámico pobre para estos ángulos de ataque en fuera-de-diseño puesto que los perfiles de NACA están optimizados para ángulos de ataque singulares.

De acuerdo con la presente invención, se ha utilizado un análisis aerodinámico en 3D para definir un perfil aerodinámico sustancialmente mejorado para el álabo 30 ilustrada en la Figura 4 claramente diferente del perfil de NACA correspondiente del que se deriva.

10 Más específicamente, se ha descubierto que un rendimiento mejorado en las posiciones de ángulo de ataque en fuera-de-diseño del álabo 30, puede ser obtenido incrementando el espesor máximo del perfil de NACA, y re-posicionando ese espesor máximo incrementado más cerca del borde de ataque del perfil para definir el álabo de guía 30 de entrada variable resultante de modo que reduzca la separación de flujo desde los lados de presión y de succión de la misma en los ángulos de ataque en fuera-de-diseño dentro de la amplia gama de posiciones angulares del álabo. Tal rendimiento en fuera-de-diseño se incrementa mientras que se mantiene una operación aerodinámica  
15 eficiente del álabo con el ángulo de ataque de diseño deseado.

Según se muestra en la Figura 4, cada perfil de sección radial del álabo 30 tiene un espesor máximo T representado por el diámetro de un círculo inscrito entre los lados de presión y de succión del álabo, cuyo espesor máximo es mayor de aproximadamente el ocho por ciento de la longitud C ( $8\%C$ ) de la cuerda 38 del álabo; y, estando ese espesor máximo de álabo localizado a menos de aproximadamente el treinta y cinco por ciento de la longitud de la cuerda ( $35\%C$ ) desde el borde de ataque 40 del álabo. En comparación con el perfil 56 de NACA convencional, el espesor del álabo se incrementa y también se re-posiciona más cerca del borde de ataque de álabo para proporcionar un rendimiento aerodinámico aumentado para los ángulos de ataque en fuera-de-diseño.

Además, el borde de ataque relativamente pequeño del perfil 56 de NACA se incrementa preferentemente de tamaño para definir un borde de ataque correspondientemente más grueso del álabo 30, teniendo el borde de ataque 40 de la misma un radio R que es mayor de aproximadamente el 0,3 por ciento de la longitud de cuerda ( $3\%C$ ) asociado al borde de ataque agudo de NACA.

El borde de ataque 40 del álabo 30 ilustrada en la Figura 4 se define mediante un círculo inscrito de diámetro  $2R$  que con preferencia es más grande que el borde de ataque del perfil de NACA. Los lados de presión y de succión del perfil de NACA se definen de manera convencional estableciendo en primer lugar una línea media deseada o línea de comba entre los bordes de ataque y de salida, y centrando una serie de círculos que varían de diámetro desde el borde de ataque hasta el borde de salida. El lugar geométrico de las tangentes externas de la serie de círculos define los lados de presión y de succión correspondientes del álabo.

El álabo 30 ilustrada en la Figura 4 puede ser definido de manera similar con la separación sustancial del perfil de NACA para incrementar el espesor de sección máxima y desplazarlo hasta más cerca del borde de ataque de la sección, mientras que con preferencia se incrementa adicionalmente el radio del borde de ataque para un aumento de rendimiento combinado.

En la realización preferida ilustrada en la Figura 4, el espesor máximo T de cada sección radial de álabo es mayor que, o igual a, un diez por ciento de la longitud de cuerda C ( $10\%C$ ), y se sitúa correspondientemente por debajo de aproximadamente, y con preferencia es igual a, un veinticinco por ciento de la longitud de cuerda C ( $25\%C$ ) desde el borde de ataque 40. El espesor de perfil máximo varía también preferentemente desde aproximadamente un  $10\%C$  en la sección de punta 40 radialmente externa hasta aproximadamente un catorce por ciento de la cuerda ( $14\%C$ ) en la sección de raíz 44 radialmente interna, ambos en una posición preferida de un  $25\%$  desde el borde de ataque.

De manera correspondiente, el radio R del borde de ataque 40 del álabo es con preferencia proporcional al máximo espesor de perfil, por ejemplo un once por ciento ( $11\%$ ) o más del mismo. Por consiguiente, el radio del borde de ataque varía desde aproximadamente un  $1,1\%C$  para la punta 40 del álabo hasta aproximadamente un  $1,6\%C$  para la raíz 44 del álabo. El análisis aerodinámico en 3D confirma una reducción sustancial en la separación de flujo a lo largo de los lados de presión y de succión del álabo sobre una gran gama de posiciones de apertura y de cierre del álabo, con la combinación mejorada de espesor de perfil incrementado situado más cerca del borde de ataque y con un borde de ataque correspondientemente grueso.

La disponibilidad de software de análisis aerodinámico en 3D permite la modificación adicional del perfil de NACA para una mejora adicional del rendimiento aerodinámico en las posiciones de álabo en fuera-de-diseño. En particular, la línea media o comba del perfil 56 de NACA puede ser modificada adecuadamente para definir los lados 34, 36 de presión y de succión del álabo para la reducción adicional de la separación de flujo de los mismos en los diferentes ángulos de ataque con relación a la posición de diseño.

De esta forma, el perfil 56 de NACA puede ser utilizado como perfil de referencia que se modifica en cuanto a espesor máximo, posición cordal de éste, radio de borde de ataque, y comba, para eliminar sustancialmente la separación de flujo del flujo de aire a lo largo de ambos lados 34, 36 de presión y de succión del álabo en un gama

- 5 adecuadamente grande de posiciones angulares de apertura y de cierre con relación a la posición de diseño dentro de la amplia gama completa de posición angular. Por ejemplo, aunque el perfil 56 de NACA efectúe una separación de flujo indeseable a lo largo del lado de presión del álabe en la posición angular F de máxima apertura de 24°, el álabe 30 mejorada tiene en la posición F de máxima apertura una separación de flujo sustancialmente reducida, si no eliminada, a lo largo del lado de presión.
- 10 De manera correspondiente, el análisis pronostica que el perfil 56 de NACA experimenta una separación de flujo sustancial por el lado de succión del mismo en una posición cerrada G intermedia relativamente grande de 36°, mientras que el perfil mejorado del álabe 30 tiene una separación de flujo sustancialmente reducida, si no eliminada, en la posición correspondiente de cierre de 36°. En vista de la posición de cierre máximo E sustancialmente grande de 60°, puede que no se alcance la eliminación completa de separación de flujo, pero dado que esa posición de cierre corresponde con una operación a ralentí del motor, la separación de flujo no es significativa en cuanto al rendimiento a ralentí.
- 15 Aunque la gama total de posición angular de álabe desde el cierre máximo E a 60° hasta la apertura máxima F a 24° opuestos constituye una gama total de ochenta y cuatro grados (84°), se proporciona una mejora sustancial en el rendimiento aerodinámico del álabe sobre una gran gama de posiciones angulares en fuera-de-diseño del álabe mientras se mantiene aún un comportamiento aerodinámico eficiente en la posición de diseño deseada, preferentemente en operación de crucero.
- 20 Variando selectivamente el perfil 56 de NACA convencional, se puede obtener una mejora sustancial en el rendimiento aerodinámico del álabe de guía de entrada variable para las posiciones angulares en fuera-de-diseño. Sin embargo, debido al rendimiento comprobado de los perfiles de NACA, las variaciones en los mismos se deben hacer en poca cantidad para evitar comprometer en otro caso el rendimiento global del compresor, incluyendo el margen de interrupción de flujo, por ejemplo. Con preferencia, el radio del borde de salida 42 del álabe 30 se mantiene en aproximadamente un 0,6 por ciento de la longitud de cuerda C, lo que corresponde con el del perfil 56 de NACA.
- 25 Los modernos análisis aerodinámicos tridimensionales pueden ser utilizados ahora para construir un perfil específico de los lados 34, 36 de presión y de succión del álabe de guía de entrada variable para que produzcan distribuciones correspondientes de velocidad sobre los mismos que optimicen el rendimiento aerodinámico, no solo en la condición de diseño específico, sino también en una gama de posiciones angulares en fuera-de-diseño tan grande como sea práctica.
- 30 En las realizaciones preferidas divulgadas en lo que antecede, el espesor máximo de las secciones radiales de álabe o perfiles es del 10% de la longitud de cuerda en la punta 46 del álabe, y se incrementa hasta el 14%C en la raíz 44 de álabe, y se sitúa en el 25% de la cuerda desde el borde de ataque, teniendo el borde de ataque un radio correspondiente que varía desde un 1,1%C en la punta hasta un 1,6%C en la raíz. Estos tres elementos pueden variar de acuerdo con análisis aerodinámicos convencionales para optimizar el rendimiento aerodinámico en fuera-de-diseño sin comprometer de otro modo el rendimiento en la condición de diseño.
- 35 Se pueden utilizar análisis adicionales para optimizar las variaciones de estos parámetros individuales puesto que éstos afectan en conjunto al rendimiento aerodinámico. Y, los mismos análisis pueden ser utilizados para evaluar cambios coadyuvantes en la cámara de álabe y en otras porciones de los lados de presión y de succión para reducir o eliminar la separación de flujo indeseable sobre una gama sustancial de posiciones angulares de los álabes.
- 40 Sin embargo, cualquier cambio en los perfiles de NACA cambia necesariamente el rendimiento aerodinámico para el ángulo de ataque específico de diseño. Las variaciones en los perfiles de álabe descritas en lo que antecede proporcionan beneficios globales debido a la amplia gama angular requerida de posición de álabe de guía de entrada, sin que sea sin embargo beneficioso o deseable para álabes de estator fijas que tengan posiciones angulares singulares en la trayectoria de flujo del compresor.

**REIVINDICACIONES**

- 1.- Un álabe de guía (30) de entrada variable para un motor (10) de turbofan, que comprende:
- 5                    lados (34, 36) opuestos de presión y de succión que se extienden a lo largo de una cuerda (38) entre los bordes (40, 42) de ataque y de salida, y en el espacio desde la raíz (44) hasta la punta (46);
- un eje (48) unido de forma fija a dicha punta para hacer girar el citado álabe en una gama de posiciones angulares entre abierta y cerrada; **caracterizado porque** dicho álabe tiene un espesor máximo entre dichos lados de presión y de succión mayor de aproximadamente un ocho por ciento de la longitud de dicha cuerda, y situado a menos de aproximadamente un treinta y cinco por ciento de la longitud de cuerda desde dicho borde de ataque (40).
- 10                  2.- Un álabe de acuerdo con la reivindicación 1, en el que dicho borde de ataque (40) tiene un radio mayor de aproximadamente un 0,3 por ciento de dicha longitud de cuerda.
- 3.- Un álabe de acuerdo con la reivindicación 1 ó 2, en el que dicho espesor máximo de álabe es mayor de, o igual a, aproximadamente un diez por ciento de dicha longitud de cuerda, y situado correspondientemente por debajo de aproximadamente un veinticinco por ciento de la longitud de cuerda desde dicho borde de ataque.
- 15                  4.- Un álabe de acuerdo con la reivindicación 3, en el que dicho radio de borde de ataque es proporcional a dicho espesor máximo de álabe.
- 5.- Un estator (26) de compresor, que comprende:
- una cubierta (28) anular y una fila de álabes de guía (30) de entrada variable según se define en cualquiera de la reivindicaciones 1 a 4, que se extienden radialmente hacia el interior desde dicha cubierta.
- 20                  6.- Un estator de acuerdo con la reivindicación 5, que comprende además un anillo de actuación (50) unido pivotablemente a cada uno de dichos ejes de álabe (52) para hacer girar los citados álabes al unísono en la citada gama angular que incluye un ángulo de ataque de diseño entre dichas posiciones de abiertas y cerradas.
- 7.- Un estator de acuerdo con la reivindicación 5 ó 6, en el que cada uno de dichos bordes de ataque (40) de álabe tiene un radio mayor de aproximadamente un 0,3 por ciento de dicha longitud de cuerda.
- 25                  8.- Un álabe (30) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que dicho álabe tiene un espesor máximo entre los citados lados de presión y de succión mayor que, o igual a, aproximadamente un diez por ciento de la longitud de dicha cuerda, y está situado a aproximadamente un veinticinco por ciento de la longitud de cuerda desde dicho borde de ataque (40).
- 9.- Un álabe de acuerdo con la reivindicación 8, que comprende además un radio de borde de salida de aproximadamente un 0,6 por ciento de dicha longitud de cuerda.
- 30                  10.- Un álabe de acuerdo con la reivindicación 8 ó 9, en el que dicho borde de ataque (40) tiene un radio de aproximadamente un once por ciento de dicho espesor máximo de álabe.

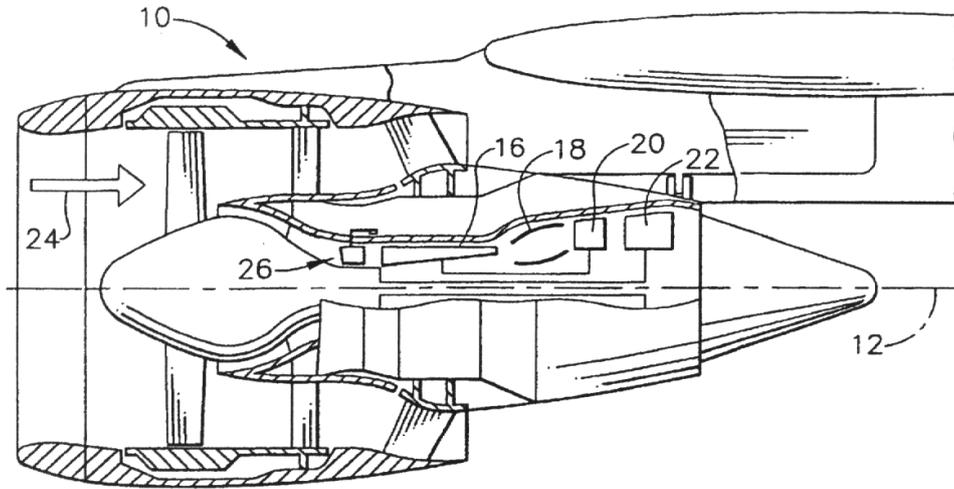


FIG. 1

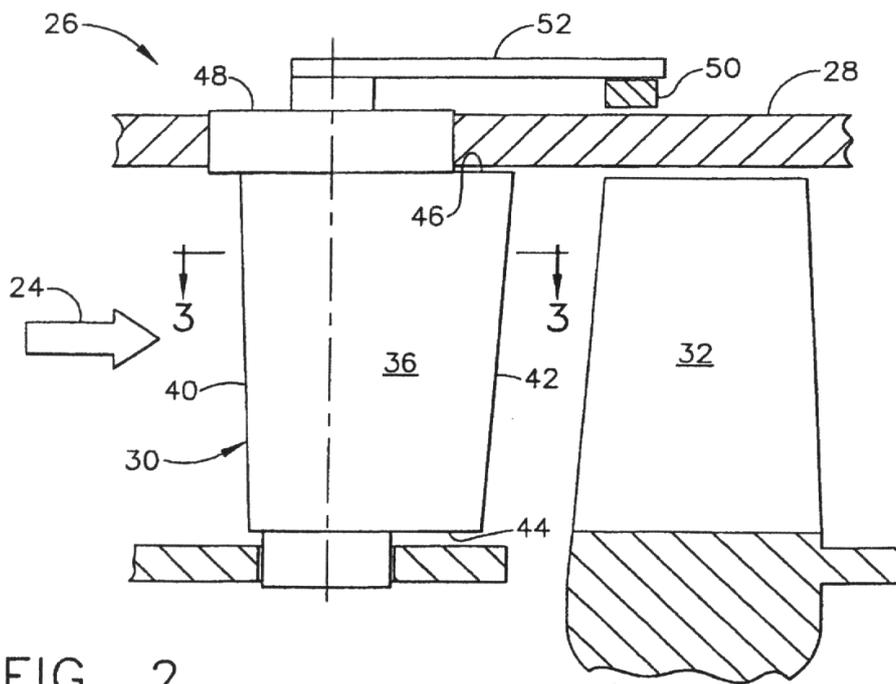


FIG. 2

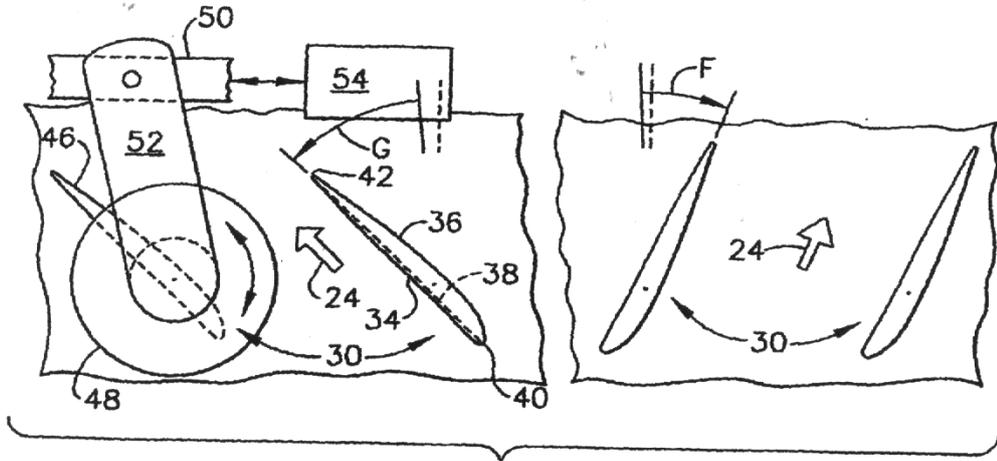


FIG. 3

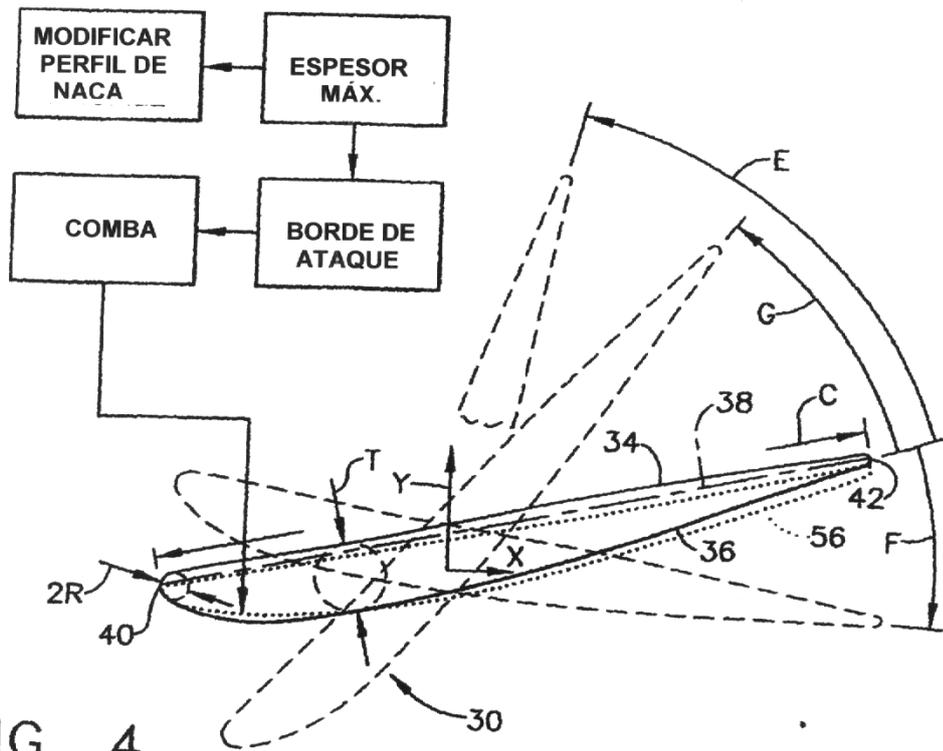


FIG. 4