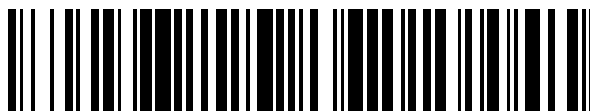


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 791 729**

51 Int. Cl.:

F01D 25/30 (2006.01)

F01D 25/16 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **09.04.2015 E 15163014 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **01.04.2020 EP 2937525**

54 Título: **Motor de avión**

30 Prioridad:

22.04.2014 DE 102014207547

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

05.11.2020

73 Titular/es:

**MTU AERO ENGINES AG (100.0%)
Dachauer Strasse 665
80995 München, DE**

72 Inventor/es:

**THOUAULT, NICOLAS y
HOEGER, MARTIN**

74 Agente/Representante:

SÁNCHEZ SILVA, Jesús Eladio

ES 2 791 729 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

Motor de avión

5 La invención se refiere a un motor de avión con una carcasa de salida colocada aguas abajo de una turbina de baja presión y al menos una rueda directriz colocada dentro de un espacio anular de la carcasa de salida para desviar una corriente de gas caliente arremolinado que sale de la turbina de baja presión, en donde la rueda directriz comprende al menos una paleta colocada en el espacio anular con un borde de ataque aguas arriba y el borde de ataque se forma de manera aerodinámica en dirección a una pared de carcasa ubicada en el exterior radial de la carcasa de salida.

10 La publicación de patente de los Estados Unidos núm. US 2010/0080697 A1 describe una colocación de una rueda directriz integrada para turbinas que tienen al menos una rueda directriz y al menos una bifurcación que tiene un borde de soplado y un borde de salida. La turbina tiene un eje de rotación central y una dirección de rotación predeterminada con respecto al eje. El borde de soplado de la bifurcación tiene un ángulo de flecha desigual a cero con respecto a una línea perpendicular al eje central.

15 La publicación de los Estados Unidos núm. US 2013/0219922 A1 se refiere a una unidad de turbina de gas alineada con reducción del ruido del ventilador. La sección del ventilador de una turbina de gas tiene un motor de ventilador con un gran número de aspas. Una pluralidad de paletas guía de salida están situadas aguas abajo del rotor del ventilador. El rotor del ventilador es impulsado con la ayuda de una reducción de engranajes con respecto a una sección de turbina. Las paletas guía de salida están diseñadas para permitir un ruido resultante debido a la interacción de los puntales con las aspas del ventilador a lo largo de las paletas guía de salida.

20 La publicación de los Estados Unidos núm. US 4,685,286 describe un procedimiento de desmontaje para una unidad de turbina de gas. Esta publicación describe la disposición del rotor de una unidad de turbina de gas. La turbina de gas tiene una sección de compresión y una sección de turbina. Se presentan varios detalles de construcción que permiten un desmontaje modular de la sección de la turbina. La disposición del rotor incluye un eje de rotor que se extiende entre la sección de compresión y la sección de la turbina. Un eje anular engancha un rodamiento y está conectado a un conjunto de aspas de rotor.

25 Tales ruedas directrices (llamadas TEC Carcasa de Salida de Turbina) se conocen, por ejemplo, de la patente de los Estados Unidos núm. US 4,685,286 A1. En los motores de avión, la instalación de una rueda directriz fija aumenta la presión al eliminar el remolino del flujo de aire caliente, mejorando así la eficiencia de la propulsión. Una rueda directriz suele estar compuesta por varias paletas, que pueden estar colocadas en forma de flecha hacia atrás, es decir, con un borde de ataque que va desde su extremo interior radial hasta una pared de carcasa exterior radial de la rueda directriz. Como resultado de la colocación en forma de flecha, es posible lograr mayores desaceleraciones en el cubo del motor de la rueda directriz, así como reducir las pérdidas aerodinámicas. Sin embargo, otra desventaja de los motores de avión conocidos con una rueda directriz colocada aguas abajo de una turbina de baja presión en la dirección del flujo es que la interacción entre el último rotor de la turbina de baja presión y la rueda directriz crea una fuerte fuente de ruido que es perjudicial para el funcionamiento del motor de avión en su conjunto.

30 El objetivo de la presente invención es, por tanto, crear un motor de avión del tipo mencionado anteriormente caracterizado por una reducción de la emisión de ruido.

35 De acuerdo con la invención, este objetivo se resuelve con un motor de avión con las características de la reivindicación 1. En las reivindicaciones dependientes se muestran características ventajosas con un desarrollo ulterior adecuado de la invención.

40 Un motor de avión de acuerdo con la invención comprende una carcasa de salida colocada aguas abajo de una turbina de baja presión y al menos una rueda directriz colocada dentro de un espacio anular de la carcasa de salida para desviar una corriente de gas caliente arremolinado que sale de la turbina de baja presión, en donde la rueda directriz comprende al menos una paleta colocada en el espacio anular con un borde de ataque aguas arriba y el borde de ataque se forma de manera aerodinámica desde su extremo interior radial en dirección a una pared de carcasa ubicada en el exterior radial de la carcasa de salida. El borde de ataque se forma en un ángulo ϵ de entre 15° y 35° con respecto a una radial r que se encuentra en un plano formado perpendicular a un eje del motor. El ángulo ϵ puede tener, por ejemplo, los siguientes valores: 15°, 16°, 17°, 18°, 19°, 20°, 21°, 22°, 23°, 24°, 25°, 26°, 27°, 28°, 29°, 30°, 31°, 32°, 33°, 34°, 35° o los correspondientes valores intermedios. Sorprendentemente, se ha demostrado que, además de las ventajas aerodinámicas de este diseño del borde de ataque de la paleta de la rueda directriz en el rango angular entre 15° y 35°, es decir, con una correspondiente colocación en forma de flecha axial hacia atrás de la rueda directriz, hay una reducción significativa del ruido generado por la interacción entre el último rotor de la turbina de baja presión y la rueda directriz. La colocación en forma de flecha de la paleta de la rueda directriz de acuerdo con la invención conduce a una mayor distancia entre la rueda directriz y el último rotor de la turbina sobre una parte predominante del borde de ataque. Esto permite disminuir más fácilmente las perturbaciones, de modo que se puede reducir considerablemente el ruido de la interacción rotor-rueda directriz. La contribución del ruido de la turbina de baja presión al ruido del motor de avión correspondiente puede reducirse significativamente. Debido a que la turbina de baja presión emite menos ruido hacia el exterior, en principio, se puede

5 aumentar la velocidad de la turbina de baja presión sin exceder el límite permisible de contaminación acústica. Esto, a su vez, conduce a un aumento de la eficiencia de la turbina de baja presión y posiblemente a una reducción del peso de la turbina, ya que se requieren menos etapas para alcanzar los rangos de potencia especificados. Además, la colocación en forma de flecha de al menos una paleta de la rueda directriz trae consigo beneficios aerodinámicos, ya que los flujos secundarios se reducen debido al borde de ataque. Además, la colocación en forma de flecha hacia atrás permite mayores desaceleraciones en el cubo del motor, de modo que la turbina de baja presión del motor de avión puede diseñarse de manera que sea más silenciosa, más eficiente y más ligera. Por otro lado, el flujo de gas caliente que sale de la turbina de baja presión es desviado eficientemente por la rueda directriz. Ventajosamente, la misma sección transversal de la salida de la rueda directriz puede dar lugar a menores alturas de rotor en la turbina de baja presión y a un mayor número de Mach de salida en el rotor, con lo que a su vez se puede convertir ventajosamente más potencia en la última etapa de alta eficiencia de la turbina de baja presión.

15 En una modalidad ventajosa del motor de avión de acuerdo con la invención, el ángulo ϵ es de 20° a 30° , especialmente 25° . En este rango de ángulos de colocación en forma de flecha, se puede lograr una reducción del ruido particularmente significativa.

20 Además, se ha comprobado que resulta ventajoso que la relación entre la extensión axial máxima y la extensión radial máxima de la al menos una paleta de la rueda directriz sea relativamente pequeña en comparación con las paletas de la rueda directriz conocidas en el estado de la técnica, a saber, menos de 0,6, preferentemente alrededor de 0,5. Se prevé que la relación entre la extensión axial máxima y la extensión radial máxima de la al menos una paleta de la rueda directriz secundaria sea inferior a 0,6. Cabe señalar que la extensión axial de la paleta puede variar en la dirección radial, es decir, en una dirección ortogonal al eje del motor. Del mismo modo, la extensión radial de la paleta puede variar en la dirección axial, es decir, en una dirección paralela al eje del motor. Debido a que las paletas son relativamente cortas en la dirección axial en relación con su extensión radial, la rueda directriz puede ser relativamente corta en general y, en particular, no requiere más espacio de instalación axial que las ruedas directrices convencionales cuyas paletas no tienen bordes de ataque formados en un ángulo de entre 15° y 35° con respecto a una radial situada en un plano perpendicular a un eje del motor.

30 Para transmitir sustancialmente las mismas cargas entre la carcasa exterior radial y el cubo con las paletas de diseño más de filigrana en comparación con las paletas de las ruedas directrices convencionales, resulta más ventajoso que la relación entre el número de paletas de la rueda directriz y el número de paletas de un rotor de la turbina de baja presión inmediatamente aguas arriba de la rueda directriz sea mayor que 0,3, preferentemente mayor que 0,5, más preferentemente mayor que 0,6 y aún con mayor preferencia alrededor de 0,7. En otras palabras, la rueda directriz tiene preferentemente un número considerablemente mayor de paletas que el último rotor o la última etapa de rotor de la turbina de baja presión del motor de avión vistos en la dirección del flujo.

40 Las paletas de la rueda directriz están libres de conductos de suministro. El uso de un número relativamente elevado de paletas relativamente cortas en la rueda directriz, en dirección axial, en comparación con el estado actual de la técnica, se ve particularmente favorecido por el hecho de que las paletas de la rueda directriz están libres de conductos de suministro. En el estado actual de la técnica, las paletas de la rueda directriz suelen estar diseñadas como paletas huecas a través de las cuales pasan los conductos de suministro, por ejemplo, para el suministro de petróleo. En cambio, en el motor aeronáutico de acuerdo con la invención, los conductos de suministro necesarios pueden pasarse a través de rejillas guía colocadas aguas arriba de la turbina de baja presión, tales como los llamados Bastidor Central de Turbina (TCF) o Bastidor de Turbina Media Giratoria (TMTF). De esta manera, las paletas en la rueda directriz del motor de avión de acuerdo con la invención pueden ser más pequeñas, lo que, a pesar de las ventajas descritas anteriormente, que se asocian con la colocación en forma de flecha hacia atrás del borde de ataque de acuerdo con la invención, hace posible que no se aumente en general o al menos no significativamente o incluso que se reduzca el espacio de instalación requerido, en particular axialmente, para la rueda directriz.

50 En otra modalidad ventajosa del motor de avión de acuerdo con la invención, un eje de dirección del espacio anular de la carcasa de salida está inclinado desde la turbina de baja presión en la dirección del eje del motor. De esa forma, la carcasa de salida y la rueda directriz pueden acortarse en general. El hecho de que el espacio anular se extienda radialmente hacia adentro en dirección al eje del motor también permite acortar el espacio anular del cubo del motor de avión situado entre la carcasa de salida o el canal de salida de la rueda directriz y el eje del motor. Se entiende por "eje de dirección del espacio anular" un eje surgido cuando, en un plano secante en el área del espacio anular que rodea el eje del motor, se traza una línea entre la pared exterior radial de la carcasa de salida y la pared interior radial de la carcasa de salida, que de conjunto delimitan el espacio anular en dirección radial, en donde la línea en este plano secante que tiene la misma distancia entre la pared exterior radial de la carcasa de salida y la pared interior radial de la carcasa de salida en toda la longitud axial de la carcasa de salida, y cuando a esta línea se aproxima finalmente una recta central. Esta recta central forma entonces el eje de dirección del espacio anular, que siempre es con respecto a un plano secante especial. Debido a que en esta otra modalidad ventajosa del motor de avión de acuerdo con la invención cada eje de dirección del espacio anular de la carcasa de salida está inclinado desde la turbina de baja presión en dirección al eje del motor, en toda la circunferencia del espacio anular todos los ejes de dirección del espacio anular juntos forman un cono truncado en el área del espacio anular, que se estrecha a lo largo de la dirección del flujo en el área del espacio anular.

En otras modalidades ventajosas del motor de avión de acuerdo con la invención, la paleta de la rueda directriz está perfilada transversalmente. En particular, el borde de ataque de la paleta puede ser redondeado. Ventajosamente, la paleta se puede perfilar de acuerdo con los requerimientos, en particular los requerimientos aerodinámicos en el área del motor correspondiente. Para ello, la paleta de la rueda directriz se perfila preferentemente de tal manera que provoque una eficiente desviación del flujo de gas caliente, al menos en algunas áreas, en particular que provoque una reducción del remolino del flujo de gas caliente.

En otras modalidades ventajosas del motor de avión de acuerdo con la invención, un extremo exterior radial de la paleta se coloca en un lado interior radial de la pared de carcasa exterior del espacio anular y/o un extremo interior radial de la paleta se coloca en un lado interior de una pared interior radial de la carcasa del espacio anular. Cada extremo de la paleta puede estar unido y/o integrado a los correspondientes lados interiores. Además, al menos dos paletas se colocan simétricamente en el espacio anular de la carcasa de salida para formar la rueda directriz. Si la rueda directriz tiene un número de paletas comparativamente mayor, se obtienen longitudes de cuerda cortas y formas constructivas delgadas, lo que es posible en particular con el diseño de las paletas de acuerdo con la invención.

En otras modalidades ventajosas del motor de avión de acuerdo con la invención, el ángulo ϵ es constante a lo largo de toda la longitud del borde de ataque o cambia de una sección a otra. Esto significa que el ángulo del borde de ataque con respecto a una radial situada en un plano perpendicular al eje del motor puede permanecer igual en toda la longitud del borde de ataque o cambiar de forma continua o discontinua. Sin embargo, el ángulo ϵ se mantiene siempre entre 15° y 35° . En dependencia de las condiciones estructurales y aerodinámicas, el borde de ataque de la paleta de la rueda directriz puede variar y adaptarse ventajosamente.

Otras características de la invención resultan de las reivindicaciones, del ejemplo de modalidad y del dibujo. Las características y combinaciones de características mencionadas anteriormente en la descripción, así como las características y combinaciones de características mencionadas a continuación en el ejemplo de modalidad, se pueden utilizar no solo en la combinación indicada en cada caso, sino también en otras combinaciones sin salirse del alcance de la invención. Se muestran:

En la Figura 1 una representación de principio del área de salida de la turbina de un motor de avión de acuerdo con el estado de la técnica;

En la Figura 2 una representación de principio del área de salida de la turbina de un motor de avión de acuerdo con la invención;

En la Figura 3 una representación del desarrollo de la potencia sonora generada por la interacción entre un último rotor de la turbina de baja presión y la rueda directriz en relación con el tamaño de la colocación en forma de flecha axial (ángulo ϵ) de un borde de ataque de una paleta de una rueda directriz; y

En la Figura 4 una sección transversal de la paleta de una rueda directriz del motor de avión de acuerdo con la invención.

La Figura 1 muestra una representación de principio de un motor de avión conocido en el área de salida de una turbina de baja presión 1. Se puede apreciar un espacio anular 5 de una carcasa de salida 4, que está situado aguas abajo de un último rotor 2 de la turbina de baja presión 1 del motor de avión, en donde el rotor 2 gira de acuerdo con la flecha I alrededor de un eje de rotación, a saber, el eje del motor 3. Las flechas 9 indican la dirección del flujo del líquido de funcionamiento. En el espacio anular 5, se coloca una rueda directriz 6 conocida, también llamada TEC. La rueda directriz 6 comprende varias paletas 7 colocadas en forma de anillo en el espacio anular 5, cada una de las cuales tiene un borde de ataque 8 y un borde de salida vistos en la dirección del flujo 9. En este ejemplo concreto del estado de la técnica, se puede apreciar que el borde de ataque 8 transcurre aproximadamente paralelo a una radial r, que se encuentra en un plano formado perpendicular al eje del motor 3. El trazado del eje axial del motor 3 está marcado como ax.

La Figura 2 muestra una representación de principio del área de salida de la turbina de un motor de avión con una turbina de baja presión 10. Se muestra un rotor 42 de la turbina de baja presión 10. El rotor 42 representa el último rotor de la turbina de baja presión 10 en la dirección del flujo 18 y gira de acuerdo con la flecha I alrededor de un eje de rotación, a saber, el eje del motor 26 de la turbina del motor de avión. Además, puede observarse que, aguas abajo, se conecta una carcasa de salida 12 a la turbina de baja presión 10, en donde la carcasa de salida 12 comprende un espacio anular 14. El espacio anular 14 forma el canal de salida del flujo de gas caliente 18. La dirección del flujo de gas caliente 18 está marcada con las flechas correspondientes.

Dentro del espacio anular 14, se coloca una rueda directriz 16 para desviar el flujo de gas caliente arremolinado 18 que sale de la turbina de baja presión 10. Para ello, la rueda directriz 16 comprende varias paletas 20 colocadas en el espacio anular 14. Las paletas están colocadas en la dirección circunferencial con distancias esencialmente iguales entre sí o simétricamente en el espacio anular (no mostrado). Se puede apreciar que la paleta 20 tiene un borde de ataque 22 ubicado aguas arriba y un borde de salida 40 ubicado aguas abajo. El borde de ataque 22 está diseñado de forma que transcurra de manera aerodinámica en dirección a una pared exterior radial de la carcasa 24 del espacio anular 14. En el ejemplo de modalidad que se muestra, el borde de ataque 22 está diseñado de forma que transcurra en un ángulo ϵ con respecto a una radial r que se encuentra en un plano 38 formado perpendicularmente al eje del motor 26. El ángulo ϵ en el ejemplo de modalidad mostrado es de aproximadamente 25° . Sin embargo, puede asumir todos los valores entre 15° y 35° . La radial r con respecto al trazado ax del eje axial del motor 26 forma el sistema de referencia para determinar el ángulo ϵ . El borde de ataque 40 en el ejemplo de modalidad mostrado también se diseña de forma que transcurra de

manera aerodinámica. El ángulo ϵ es constante en toda la longitud del borde de ataque 22. Sin embargo, también es posible que cambie de una sección a otra en el rango de valores entre 15° y 35° .

5 Además, se puede apreciar que un extremo exterior radial 28 de la paleta 20 está conectado a un lado interior 32 de la pared exterior radial 24 del espacio anular 14. Un extremo interno radial 30 de la paleta 20 también está conectado a un lado interno 36 de una pared de carcasa interna radial 34 del espacio anular 14. Usualmente en la estructura de los motores, debajo de la pared de carcasa 34 aparece el cubo. También está claro que el espacio anular 14 de la carcasa de salida 12 de la turbina de baja presión 10 está inclinado hacia el eje del motor 26. Esto lo expresa en la Figura 2 el ángulo β , que es inferior a 0° en el sistema de referencia r/ax . Además, se puede apreciar que, debido al diseño de las palas 20 de la rueda directriz 16, la pared interior radial de la carcasa 34 o el cubo de la carcasa de salida 12 están más inclinados en la dirección del eje del motor 26 que la pared de carcasa 34' o el cubo de la carcasa de salida 4 del motor de avión conocido que se muestra en la Figura 1.

15 La Figura 3 muestra el desarrollo de la potencia sonora generada por la interacción entre el último rotor 42 de la turbina de baja presión 10 y la rueda directriz 16 en relación con el tamaño de la colocación en forma de flecha axial (ángulo ϵ) del borde de ataque 22 de la paleta 20 de la rueda directriz 16. Se puede apreciar que en el rango angular entre 15° y 35° hay una reducción significativa de la potencia del sonido.

20 La Figura 4 muestra un ejemplo de sección transversal de una paleta 20 de la rueda directriz 16. Se puede apreciar que el borde de ataque 22 está redondeado en su sección transversal. Lo mismo ocurre con el borde de salida 40, en donde entre el borde de ataque 22 y el borde de salida 40 en la zona central de la paleta 20 también se forma un engrosamiento en la sección transversal. Además, se observa que la paleta 20 tiene una ligera curvatura para desviar el flujo de gas caliente arremolinado 18 que sale de la turbina de baja presión 10 al menos en algunas áreas y, en particular, para eliminar al menos parcialmente el remolino del flujo de gas caliente 18.

25 Se considerará que los valores que figuran en los documentos para la caracterización de las propiedades específicas del objetivo de la invención, incluidas las desviaciones, por ejemplo, debido a errores de medición, errores de sistema, errores de pesaje, tolerancias DIN y similares, también están incluidos en el ámbito de la invención. En particular, se considerarán incluidas en la publicación las desviaciones de $\pm 10\%$ del valor correspondiente.

30 Lista de referencia de los dibujos

- 1 Turbina de baja presión
- 2 Rotor
- 35 3 Eje del motor
- 4 Carcasa de salida
- 5 Espacio anular
- 6 Rueda directriz
- 7 Paleta
- 40 8 Borde de ataque
- 9 Flujo de gas caliente
- 10 Turbina de baja presión
- 12 Carcasa de salida
- 14 Espacio anular
- 45 16 Rueda directriz
- 18 Flujo de gas caliente
- 20 Paleta
- 22 Borde de ataque
- 24 Pared de carcasa
- 50 26 Eje del motor
- 28 Extremo de la paleta
- 30 Extremo de la paleta
- 32 Lado interno
- 34 Pared de carcasa
- 55 36 Lado interno
- 38 plano formado perpendicularmente al eje del motor
- 40 Borde de salida
- 42 Rotor
- 60 ax Trazado del eje del motor
- r Radial

REIVINDICACIONES

- 5 1. Motor de avión que comprende una carcasa de salida (12) situada aguas abajo de una turbina de baja presión (10) y al menos una rueda directriz (16) colocada en un espacio anular (14) de la carcasa de salida (12) para desviar una corriente de gas caliente arremolinado (18) que sale de la turbina de baja presión (10), en donde la rueda directriz (16) comprende al menos una paleta (20) que está colocada en el espacio anular (14) con un borde de ataque aguas arriba (22), y el borde de ataque (22) está diseñado para extenderse aguas abajo partiendo de su extremo interior radial en dirección a una pared de carcasa (24) ubicada en el exterior radial de la carcasa de salida (14),

10 **caracterizado porque,**
el borde de ataque (22) se forma en un ángulo ϵ de entre 15° y 35° con respecto a una radial r que se encuentra en un plano (38) formado perpendicular a un eje del motor (26),
las paletas (20) de la rueda directriz (16) están libres de conductos de suministro y
15 una relación entre una extensión axial máxima y una extensión radial máxima de al menos una paleta (20) de la rueda directriz (16) es inferior a 0,6.
- 20 2. Motor de avión de acuerdo con la reivindicación 1,
caracterizado porque,
el ángulo ϵ es de 20° a 30° , en particular 25° .
- 25 3. Motor de avión de acuerdo con la reivindicación 1 o 2,
caracterizado porque una relación entre la extensión axial máxima y la extensión radial máxima de al menos una paleta (20) de la rueda directriz (16) es aproximadamente 0,5.
- 30 4. Motor de avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores,
caracterizado porque una relación de un número de paletas (20) de la rueda directriz (16) con respecto a un número de paletas de un rotor (42) de la turbina de baja presión (10) que se encuentra inmediatamente aguas arriba de la rueda directriz (16) es mayor que 0,3, preferentemente mayor que 0,5, más preferentemente mayor que 0,6, y aún con mayor preferencia de aproximadamente 0,7.
- 35 5. Motor de avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores,
caracterizado porque,
un eje de dirección del espacio anular (14) de la carcasa de salida (12) está diseñado para ser inclinado desde la turbina de baja presión (10) en la dirección del eje del motor (26).
- 40 6. Motor de avión de acuerdo con la reivindicación 5,
caracterizado porque,
en el sistema de referencia de la radial r con respecto al trazado ax del eje del motor (26), un ángulo de inclinación β del eje de dirección del espacio anular (14) de la carcasa de salida (12) es inferior a 0° .
- 45 7. Motor de avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores,
caracterizado porque,
la paleta (20) está diseñada de forma perfilada en su sección transversal.
- 50 8. Motor de avión de acuerdo con la reivindicación 7,
caracterizado porque,
el borde de ataque (22) de la paleta (20) está diseñado de forma redondeada.
- 55 9. Motor de avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores,
caracterizado porque,
el extremo exterior radial (28) de la paleta (20) está colocado en un lado interior (32) de la pared exterior radial de la carcasa (24) de la carcasa de salida (14) y/o el extremo interior radial (30) de la paleta (20) está colocado en un lado interior (36) de la pared interior radial de la carcasa (34) de la carcasa de salida (14).
- 60 10. Motor de avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores,
caracterizado porque,
al menos dos paletas (20) están colocadas simétricamente en el espacio anular (14) para formar la rueda directriz (16).
11. Motor de avión de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores,
caracterizado porque,
el ángulo ϵ es constante a lo largo de toda la longitud del borde de ataque (22) o cambia de una sección a otra.

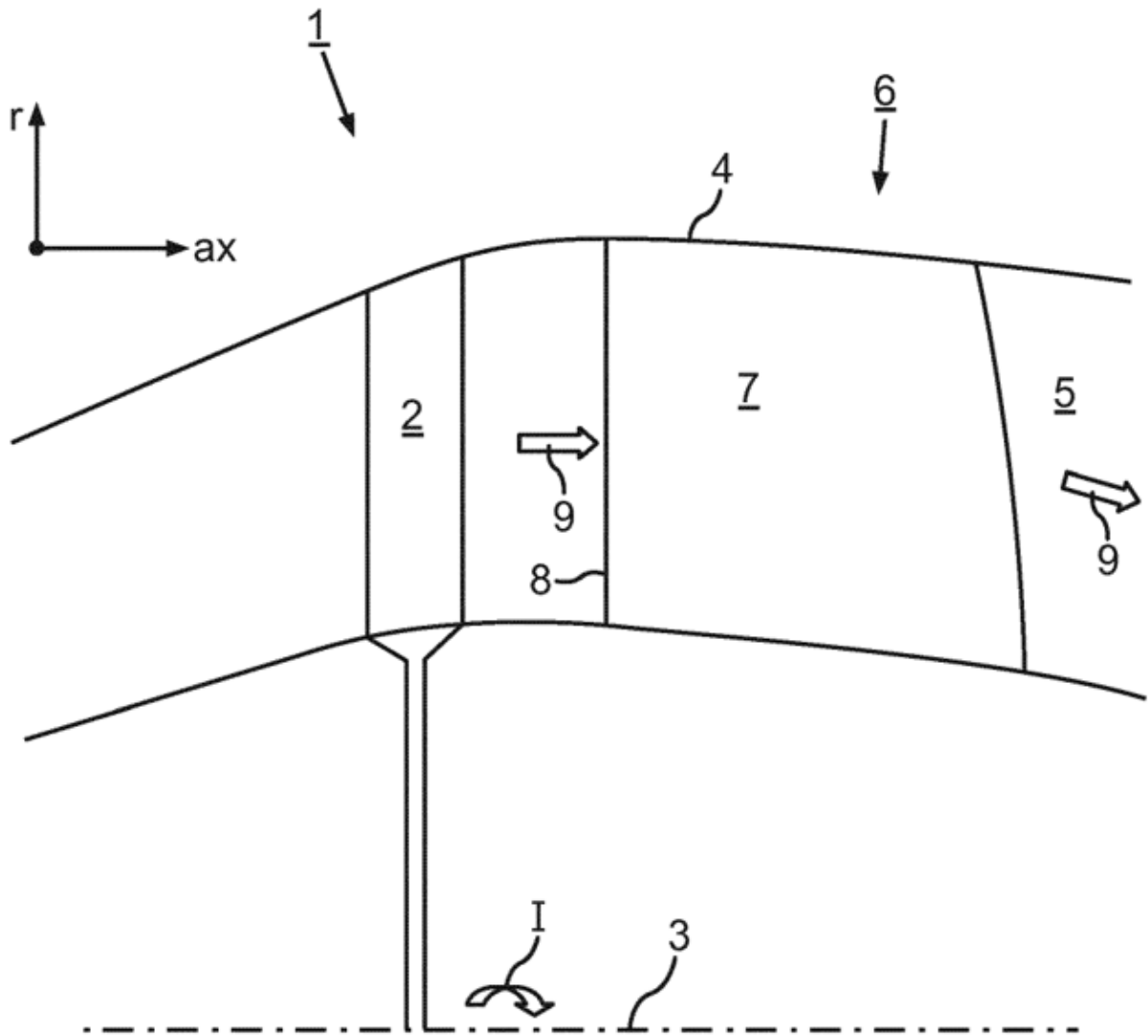


Fig.1

Estado de la técnica

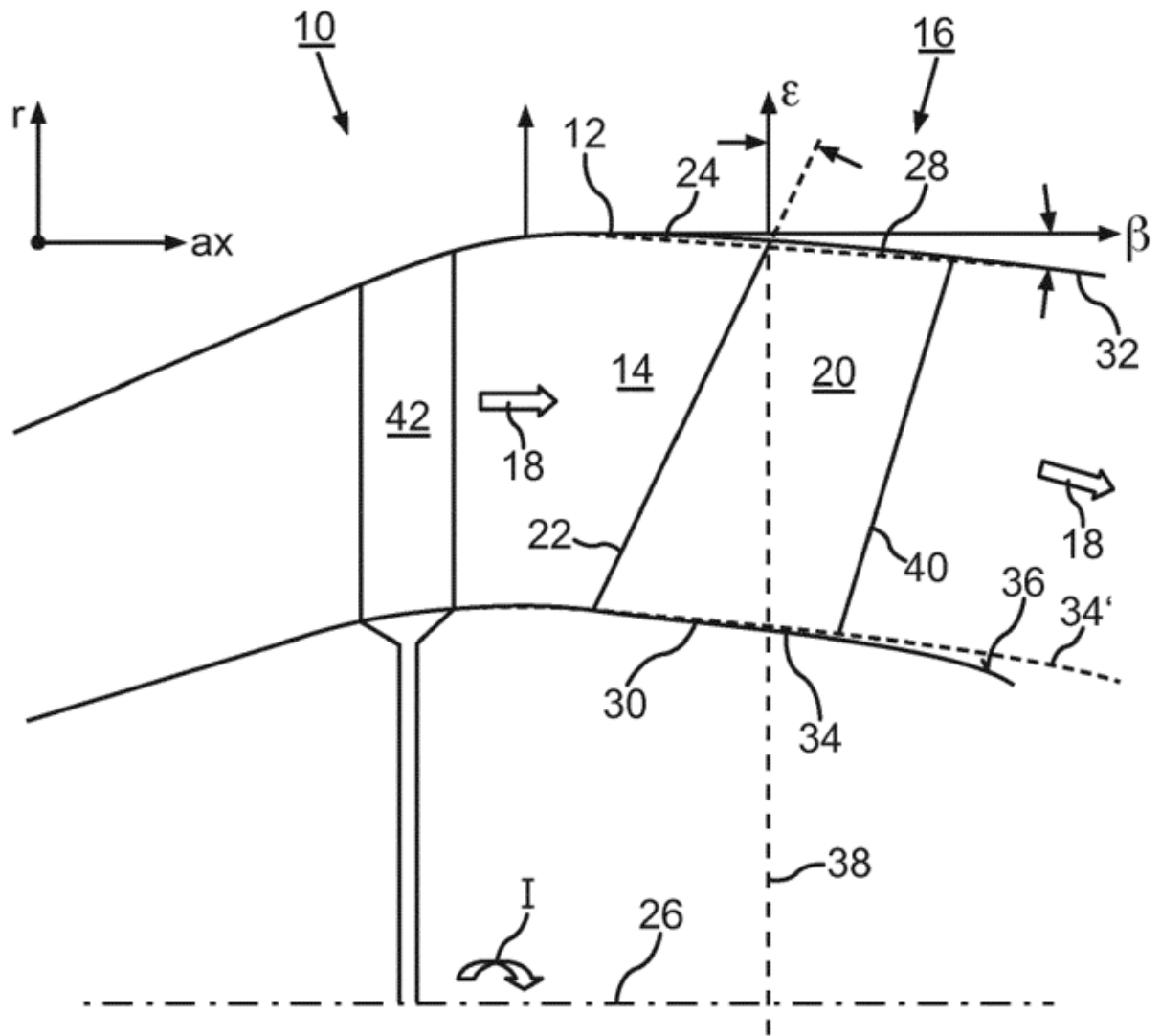


Fig.2

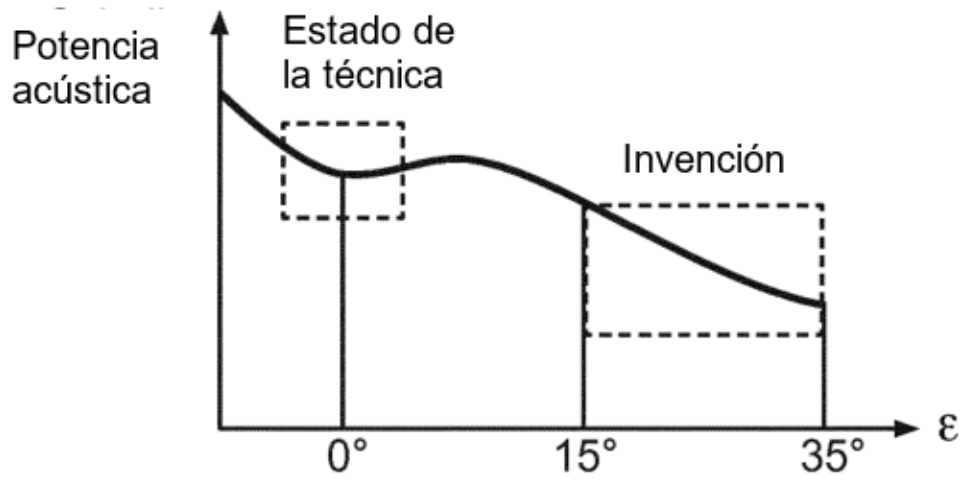


Fig.3

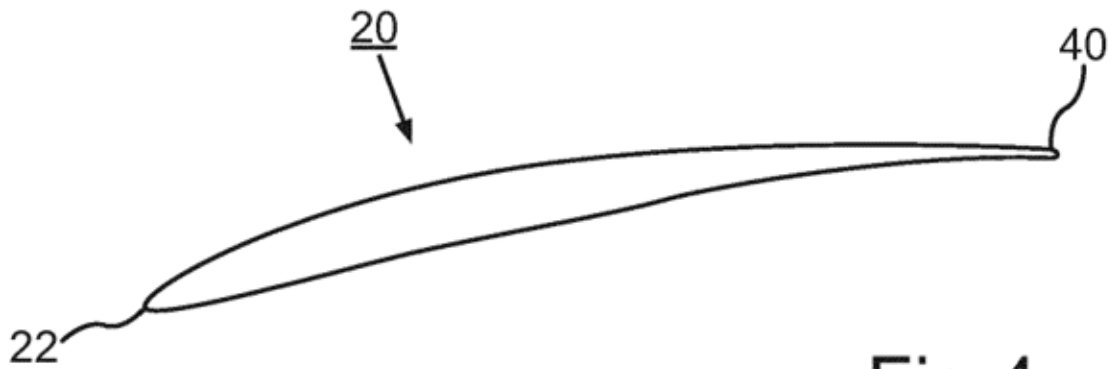


Fig.4