

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 665 255**

51 Int. Cl.:

**F23R 3/00** (2006.01)

**F23R 3/12** (2006.01)

**F23R 3/14** (2006.01)

**F23R 3/54** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **11.01.2011 PCT/FR2011/050046**

87 Fecha y número de publicación internacional: **21.07.2011 WO11086320**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.01.2011 E 11704277 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.03.2018 EP 2524169**

54 Título: **Cámara de combustión con múltiples perforaciones de flujos tangenciales que giran en sentidos contrarios**

30 Prioridad:

**15.01.2010 FR 1050257**

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

**25.04.2018**

73 Titular/es:

**SAFRAN HELICOPTER ENGINES (100.0%)  
B.P. 2  
64510 Bordes, FR**

72 Inventor/es:

**CARRERE, BERNARD, JOSEPH, JEAN-PIERRE;  
DUBOURDIEU-RAYROT, JEAN-MARC;  
HERNANDEZ, LORENZO, HUACAN y  
SERROT-GRACIE, ROBERT**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

ES 2 665 255 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**

Cámara de combustión con múltiples perforaciones de flujos tangenciales que giran en sentidos contrarios

La presente invención se refiere al sector de las cámaras de combustión, en particular, para las turbomáquinas.

5 La presente invención se refiere más específicamente a una cámara de combustión, en particular, de turbomotor, que presenta una geometría anular alrededor de un eje, una pared anular interna, una pared anular externa y un fondo de cámara anular que se extiende alrededor de dicho eje, extendiéndose dicho fondo de cámara radialmente entre la pared anular interna y la pared anular externa, estando provisto el fondo de cámara de al menos una  
10 abertura destinada a recibir un inyector de combustible, estando esta abertura sustancialmente centrada en una línea circular que delimita una primera parte de fondo de cámara que se extiende radialmente entre la línea circular y la pared anular interna, y una segunda parte de fondo de cámara que se extiende radialmente entre la línea circular y la pared anular externa, cámara de combustión en la que una pluralidad de primeros canales están dispuestos en la primera parte de fondo de cámara, y en la que una pluralidad de segundos canales están dispuestos en la segunda parte de fondo de cámara.

15 Este tipo de cámara de combustión es bien conocida, describiéndose un ejemplo en el documento FR 2 733 582. Una cámara de combustión que tiene las características del preámbulo de la reivindicación 1 es conocida por el documento US 2006/272335.

20 De hecho, se conoce perforar el fondo de cámara con la ayuda de una pluralidad de canales para permitir el flujo de un fluido de refrigeración en el interior de la cámara de combustión. Este fluido de refrigeración, en general, aire procedente del compresor, lame la superficie interior de las paredes anulares internas y externas de manera que crea una película protectora de aire.

En una realización conocida, los primeros canales están orientados radialmente, de manera que el refrigerante lama la superficie interior de la pared anular interna, mientras que los segundos canales están orientados radialmente, de manera que el fluido de refrigeración lama la superficie interior de la pared anular externa.

Dicha configuración de canales es muy ventajosa para el enfriamiento de las paredes anulares externa e interna.

25 No obstante, lo más frecuente es que el inyector de combustible esté asociado a un dispositivo generador de turbulencia que genera un vórtice de aire en la abertura. Por consiguiente, se comprende que el giro del aire procedente del dispositivo generador de turbulencia está muy perturbado por los flujos radiales emitidos desde los canales.

30 Además, esta configuración requiere disponer, alternativamente, primeros y segundos canales en la línea circular, es decir, en un mismo diámetro. El débil puente de material entre los canales a lo largo de esta línea circular requiere una gran precisión de fabricación, genera riesgos importantes de rechazos y, más aún, debilita la resistencia mecánica del fondo de cámara.

Un objetivo de la presente invención es proporcionar una cámara de combustión que supere los inconvenientes mencionados anteriormente.

35 Los primeros y segundos canales están inclinados con respecto a un vector normal en el fondo de cámara a la vez que se extienden tangencialmente, y por el hecho de que los primeros canales están dispuestos de tal manera que permiten un flujo de aire alrededor del eje de la cámara de combustión según un primer sentido de giro, mientras que los segundos canales están dispuestos de tal manera que permiten un flujo de aire alrededor del eje de la cámara de combustión en un segundo sentido de giro opuesto al primer sentido de giro. La invención consigue su  
40 objetivo por el hecho de que la anchura radial del flujo según el primer sentido de giro es sustancialmente igual a la anchura radial de la primera parte de fondo, mientras que la anchura radial del flujo según el segundo sentido de giro es sustancialmente igual a la anchura radial de la segunda parte de fondo.

En otras palabras, los primeros y segundos canales están inclinados con respecto a un plano ortogonal a dicho eje.

45 Se comprende que los primeros y segundos canales permiten crear dos flujos de aire giratorios que giran en sentidos opuestos alrededor del eje de la cámara de combustión.

Gracias a la invención, ya no es necesario mantener primeros y segundos canales alternativamente en la línea circular para mejorar la resistencia mecánica de la cámara de combustión.

50 En el modo de realización preferente en el que la cámara de combustión comprende, además, al menos un dispositivo generador de turbulencia que coopera con la abertura con vistas a ser montado con el inyector de combustible, el dispositivo generador de turbulencia está dispuesto de manera que genere un flujo de aire que gira alrededor de la abertura, y, por lo tanto, alrededor del inyector, en fase con los sentidos de giro primero y segundo.

En otras palabras, a diferencia de la técnica anterior, los flujos de aire giratorios creados por los primeros y segundos canales están en fase con el flujo de aire giratorio generado por el dispositivo generador de turbulencia.

Se comprende, por consiguiente, que estos flujos giratorios acompañan ventajosamente al flujo de aire creado por el dispositivo generador de turbulencia. Un interés es mejorar la eficacia de cada uno de los inyectores de la cámara de combustión, gracias a lo que, para una cámara de combustión dada, es ventajosamente posible reducir el número de inyectores. Por lo tanto, se reduce el coste y el peso de la cámara de combustión.

5 Ventajosamente, los primeros y segundos canales están inclinados con respecto a dicho vector normal (o al plano perpendicular al eje), un ángulo comprendido, en valor absoluto, entre 10° y 40°.

Según una variante, una pluralidad de terceros canales están dispuestos en la primera parte de fondo, estando dichos terceros canales inclinados con respecto al vector normal (o al plano perpendicular al eje) a la vez que se extienden radialmente. Preferiblemente, los terceros canales están dispuestos de manera que permiten un flujo de aire radial sustancialmente centrípeto. Aun preferiblemente, los terceros canales están dispuestos en la proximidad de la pared anular interne.

10

Según esta variante, una pluralidad de cuartos canales están dispuestos en la segunda parte de fondo, estando dichos cuartos canales inclinados con respecto al vector normal (o al plano perpendicular al eje) mientras se extiende radialmente. Preferiblemente, los cuatro canales están dispuestos para permitir un flujo de aire radial sustancialmente centrífugo. Aun preferiblemente, los cuartos canales están dispuestos en la proximidad de la pared anular externa.

15

La presente invención se refiere además a una turbomáquina, en particular, de aeronave, que comprende una cámara de combustión según la invención.

La invención se comprenderá mejor y sus ventajas resultarán más evidentes, con la lectura de la descripción que sigue de dos realizaciones indicadas a modo de ejemplos no limitativos. La descripción se refiere a los dibujos adjuntos, en los cuales:

20

- la figura 1 es una vista en corte parcial de una turbomáquina de aeronave que comprende una cámara de combustión anular según la presente invención;

- la figura 1A es una vista en detalle de la figura 1, que representa una porción de la cámara de combustión sin los inyectores;

25

- la figura 2 representa el fondo de cámara de la cámara de combustión de la figura 1A, en la que están dispuestos primeros y segundos canales, en la que se han mostrado los flujos de aire generados por los primeros y segundos canales, así como el flujo turbulento generado por el dispositivo generador de turbulencia;

- la figura 3A es una vista en corte parcial tomada según el plano tangencial IIIA y perpendicular al fondo de cámara, que muestra dos primeros canales dispuestos en el espesor de la primera parte de fondo de la cámara;

30

- la figura 3B es una vista en corte parcial tomada según un plano IIIB tangencial y perpendicular al fondo de cámara, mostrando dos segundos canales dispuestos en el espesor de la segunda parte de fondo de cámara; y

- la figura 4 muestra una variante del fondo de cámara de la figura 2, presentando además terceros y cuartos canales en el fondo de cámara con el fin de generar flujos de aire radiales.

La cámara de combustión según la invención se va a describir a continuación haciendo referencia a un modo de realización particular, y no limitativo, en el que dicha cámara está montada en una turbomáquina 10 de aeronave, en este caso un helicóptero.

35

De manera conocida por sí misma, la turbomáquina 10 comprende un generador de gas 12 que comprende una rueda de compresor centrífugo 14 destinada a generar un flujo de aire comprimido. Este flujo de aire es llevado a una cámara de combustión 100 de acuerdo con la invención para ser mezclado en la misma con combustible. A continuación, esta mezcla es quemada en la cámara de combustión, permitiendo el flujo de gases quemados resultante impulsar en rotación una turbina de alta presión 16, así como una turbina libre 18.

40

Como se ve en la figura 1, la cámara de combustión 100 presenta una geometría anular alrededor de un eje A, correspondiendo este eje sustancialmente al eje de rotación de las turbinas 16 y 18.

Haciendo referencia a la figura 1A, se observa que la cámara de combustión 100 incluye una pared anular interna 102, una pared anular externa 104, así como un fondo de cámara 106, delimitando estos elementos el volumen interior de la cámara de combustión 100. Por otra parte, la cámara de combustión 100 comprende además una salida 108 para la expulsión de los gases quemados. Se observa finalmente, que esta cámara de combustión 100 es del tipo "de flujo inverso". La entrada del aire comprimido en la cámara de combustión se efectúa, en particular, por el fondo de cámara.

45

50

Considerada con respecto al eje A, la pared anular externa 104 presenta una altura radial superior a la de la pared anular interna 102. Además, las paredes anulares externa e interna son sustancialmente concéntricas.

Como se comprende con la ayuda de la figura 1A, el fondo de cámara 106 se extiende radialmente entre la pared anular interna 102 y la pared anular externa 104. Es por el fondo de cámara 106 por donde el combustible es inyectado en la cámara de combustión 100, con la ayuda de inyectores de combustible (no representados en el presente documento), bien conocidos de otro modo.

5 Estos inyectores de combustible están montados en aberturas 110 que atraviesan axialmente el fondo de cámara 106.

En este modo forma de realización, las aberturas 110 están equipados con dispositivos creadores de turbulencia 112, conocidos de otro modo, que permiten crear un flujo de aire turbulento alrededor de los inyectores de combustible, con el fin de facilitar la mezcla de aire/combustible.

10 A continuación, se hace referencia a la figura 2, que es una vista detallada del fondo de cámara 106 vista axialmente desde el exterior de la cámara de combustión 100.

Para facilitar la comprensión de la invención, se define el referencial ( $u_r$ ,  $u_\theta$ ,  $z$ ) con respecto al eje A de la cámara de combustión, donde  $u_r$  es un vector radial,  $u_\theta$  es un vector orto-radial y  $z$  un eje paralelo al eje A.

15 La abertura 110 está centrada en una línea circular 113 centrada en el eje A y que delimita radialmente una primera parte de fondo de cámara 106a que se extiende radialmente entre esta línea circular 113 y la pared anular interna 102, y una segunda parte de fondo de cámara 106 que se extiende radialmente entre la línea circular 113 y la pared anular externa 104, extendiéndose las primera y segunda partes de fondo de cámara, por consiguiente, anularmente alrededor del eje A.

20 Como se puede ver en la figura 2, esta línea circular 114 está preferiblemente situada radialmente a medio camino de las paredes anulares externa 104 e interna 102.

25 La primera parte de fondo de cámara 106a está perforada con una pluralidad de primeros canales 114 que atraviesan el grosor  $e$  del fondo de cámara 106. Por otra parte, la segunda parte de fondo de cámara 106b está igualmente perforada con una pluralidad de segundos canales 116 que atraviesan el grosor  $e$  del fondo de cámara 106. Como se indica a continuación, estos primeros y segundos canales participan en la refrigeración de las paredes anulares externa e interna, y del fondo de cámara 106 de la cámara de combustión 100.

Los primeros y segundos canales 114, 116 están inclinados con respecto a un vector  $\underline{n}$  normal a la superficie exterior del fondo de cámara 106. Además, los primeros y segundos canales 114, 116 se extienden según una dirección tangencial (acimutal), es decir en una dirección paralela al vector orto-radial  $u_\theta$ .

30 De este modo, en el sentido de la invención, la proyección de cada uno de los primeros y segundos canales en un plano ortogonal al eje A es tangente a un círculo centrado sobre el eje A.

35 Haciendo referencia a la figura 3A, que es una vista en corte del grosor axial de la primera parte de fondo de cámara 106a, se observa que los primeros canales 114 están inclinados un ángulo  $\alpha$ , en comparación con el vector  $\underline{n}$ , y permitiendo guiar el aire de refrigeración hacia el interior de la cámara de combustión 100. Este flujo, materializado por las flechas  $g$ , lame la superficie interior 107 del fondo de cámara de manera que crea una película protectora sobre dicha superficie interior.

Se podrá elegir un ángulo de inclinación comprendido entre  $10^\circ$  y  $40^\circ$ .

40 Además, se comprende con la ayuda de la figura 3A que los primeros canales 114 están dispuestos de tal manera que el flujo  $g$  esté orientado según la dirección del vector  $u_\theta$ , como consecuencia de lo cual el conjunto de primeros canales 114 es capaz de generar un flujo según un primer sentido de giro SG1. En este ejemplo, el primer sentido de giro SG1 está dirigido en el sentido horario. El flujo  $g$  gira, por consiguiente, alrededor del eje A y, por consiguiente, alrededor del eje de rotación de las turbinas 16 y 18.

45 Haciendo referencia, a continuación, a la figura 3B, que es una vista en corte del grosor axial de la primera parte de fondo de cámara 106b, se observa que los segundos canales 114 están inclinados un ángulo  $\beta$ , con respecto al vector  $\underline{n}$ , y permiten guiar el aire de refrigeración hacia el interior de la cámara de combustión 100. Se podrá elegir igualmente un ángulo de inclinación  $\beta$  entre  $20^\circ$  y  $40^\circ$ . Preferiblemente  $\beta = -\alpha$ . En otras palabras, los ángulos  $\alpha$  y  $\beta$  son iguales en valor absoluto.

50 Además, se comprende a partir de la figura 3B que los segundos canales 116 están dispuestos de manera que el flujo  $h$  esté orientado en un sentido opuesto al del vector  $u_\theta$ , como consecuencia de lo cual, el conjunto de los segundos canales 116 es capaz de generar un flujo en un segundo sentido de giro SG2 opuesto al primer sentido de giro SG1. En este ejemplo, el segundo sentido de giro SG2 está dirigido, por lo tanto, en el sentido antihorario. El flujo  $h$  gira, por lo tanto, alrededor del eje A, por lo tanto, alrededor del eje de las turbinas 16 y 18.

Según la invención, la anchura radial del flujo según el primer sentido de giro SG1 es sustancialmente igual a la altura radial de la distribución de los primeros canales 114. En este ejemplo, esta anchura radial corresponde sustancialmente a la anchura radial de la primera parte de fondo 106a. De manera similar, la anchura radial del flujo

según el segundo sentido de giro SG2 es sustancialmente igual a la altura radial de la distribución de los segundos canales 116. En este ejemplo, esta anchura radial corresponde sustancialmente a la anchura radial de la segunda parte de fondo 106b.

5 Los primeros y segundos canales presentan una distribución anular alrededor del eje de la cámara de combustión, estando dicha distribución preferiblemente localizada radialmente alrededor de la línea circular 113, es decir, globalmente en el centro del fondo de cámara anular.

En la figura 2, las flechas T1 y T2 también ilustran el sentido de giro del flujo de aire turbulento generado por el dispositivo generador de turbulencia 112. Este flujo de aire turbulento es un vórtice centrado sobre el eje  $z$ , orientado según el sentido antihorario.

10 La flecha T1 muestra esquemáticamente el flujo turbulento en la primera parte de fondo 106a, mientras que la flecha T2 muestra esquemáticamente el flujo turbulento en la segunda parte de fondo 106.

Haciendo referencia a la figura 2, se comprende que el flujo según el primer sentido de giro SG1 está en fase con el flujo turbulento T1, mientras que el flujo según el segundo sentido de giro SG2 está en fase con el flujo turbulento T1.

15 Por consiguiente, se comprende que, según la presente invención, los flujos de aire de refrigeración generados por los primeros y segundos canales 114, 116 están en fase con el sentido del flujo turbulento T1 / T2 generado por el dispositivo generador de turbulencia 112. Se deduce que los flujos generados por los primeros y segundos canales ayudan y refuerzan ventajosamente el flujo turbulento. La eficiencia de los inyectores / dispositivos creadores de turbulencia se mejora por consiguiente de manera significativa. Por consiguiente, un interés es poder reducir el  
20 número de inyectores y de dispositivos creadores de turbulencia con el fin de reducir el peso y el coste del sistema de combustión.

En la figura 4, se ha representado una variante de una cámara de combustión 200 según la invención.

Esta cámara de combustión 200 difiere de la cámara de combustión 100 de la figura 2 en que comprende además una pluralidad de terceros canales 118 y una pluralidad de cuartos canales 120.

25 Los terceros canales 118 están dispuestos en el grosor axial de la primera parte de cámara 106a. Están inclinados con respecto al vector normal  $n$ , pero a diferencia de los primeros canales, se extienden radialmente para permitir el flujo de aire radial centrípeto. En otras palabras, los terceros canales 118 están dispuestos para generar un flujo en el interior de la cámara de combustión según un sentido radial SG3 opuesto al sentido del vector  $u_r$ .

30 En este ejemplo, los terceros canales 118 están dispuestos en la proximidad de la pared anular interna. De manera más precisa, están repartidos según, al menos, una hilera anular contigua a la pared anular interna 102. El flujo de aire radial generado por los terceros canales permite mejorar la refrigeración de la superficie interior de la pared anular interna 102. Más aún, estando generado este flujo de aire radial SG3 a distancia del dispositivo generador de turbulencia 112, no perturba el flujo turbulento T1.

35 Los cuartos canales 120, por su parte, están dispuestos en el grosor axial de la segunda parte de fondo de cámara 106b. Están inclinados con respecto al vector normal  $n$ , pero a diferencia de los segundos canales, se extienden radialmente para permitir un flujo de aire radial centrífugo. En otras palabras, los cuartos canales 120 están dispuestos para generar un flujo de aire en el interior de la cámara de combustión según una dirección radial SG4 correspondiente al vector  $u_r$ .

40 En este ejemplo, los cuartos canales 120 están dispuestos en la proximidad de la pared anular externa 104. De manera más precisa, están repartidos según al menos una hilera anular contigua a la pared anular externa 104. El flujo de aire radial generado por los cuartos canales permite mejorar la refrigeración de la superficie interior de la pared anular externa 104. Más aún, estando generado este flujo de aire radial SG4 a distancia del dispositivo generador de turbulencia 112, no perturba el flujo turbulento T2.

**REIVINDICACIONES**

- 5 1. Cámara de combustión (100, 200), en particular de turbomotor, que presenta una geometría anular alrededor de un eje (A), una pared anular interna (102), una pared anular externa (104) y un fondo de cámara anular (106) que se extiende alrededor de dicho eje, extendiéndose dicho fondo de cámara radialmente entre la pared anular interna y la pared anular externa, estando provisto el fondo de cámara de al menos una abertura (110) destinada a recibir un inyector de combustible, estando esta abertura sustancialmente centrada sobre una línea circular (113) que delimita una primera parte de fondo de cámara (106a) que se extiende radialmente entre la línea circular y la pared anular interna, y una segunda parte de fondo de la cámara (106b) que se extiende radialmente entre la línea circular y la pared anular externa, cámara de combustión en la que una pluralidad de primeros canales (114) están dispuestos en la primera parte de fondo de cámara, y en la que una pluralidad de segundos canales (116) están dispuestos en la segunda parte de fondo de cámara,
- 10 los primeros y segundos canales están inclinados con respecto a un vector (n) normal al fondo de cámara mientras se extiende tangencialmente, los primeros canales están dispuestos para permitir un flujo de aire alrededor del eje de la cámara de combustión según un primer sentido de giro (SG1), mientras que los segundos canales están dispuestos para permitir un flujo de aire alrededor del eje de la cámara de combustión según un segundo sentido de giro (SG2) opuesto al primer sentido de giro, estando caracterizada la cámara de combustión por que la anchura radial del flujo según el primer sentido de giro (SG1) es sustancialmente igual a la anchura radial de la primera parte de fondo (106a), mientras que la anchura radial del flujo según el sentido de giro (SG2) es sustancialmente igual a la anchura radial de la segunda parte de fondo (106b).
- 15 2. Cámara de combustión según la reivindicación 1, caracterizada por que comprende, además, al menos un dispositivo generador de turbulencia (112) que coopera con la abertura, estando dispuesto el dispositivo generador de turbulencia de manera que genera un flujo de aire giratorio (T1, T2) alrededor de la abertura en fase con los primero y segundo sentidos de giro.
- 20 3. Cámara de combustión según la reivindicación 1 o 2, caracterizada por que los primeros y segundos canales (114, 116) están inclinados con respecto al vector un ángulo ( $\alpha$ ,  $\beta$ ) entre  $10^\circ$  y  $40^\circ$ .
- 25 4. Cámara de combustión según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, caracterizada por que una pluralidad de tres canales (118) están dispuestos en la primera parte de fondo, estando dichos terceros canales inclinados con respecto al vector, extendiéndose radialmente.
- 30 5. Cámara de combustión según la reivindicación 4, caracterizada por que los tres canales (118) están dispuestos de manera que permiten un flujo de aire radial sustancialmente centrípeto (SG3).
6. Cámara de combustión según la reivindicación 4 o 5, caracterizada por que los terceros canales (118) están dispuestos en la proximidad de la pared anular interna.
- 35 7. Cámara de combustión según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, caracterizada por que una pluralidad de cuartos canales (120) están formados en la segunda parte de fondo (106b), estando dichos cuartos canales inclinados con respecto al vector, extendiéndose radialmente.
8. Cámara de combustión según la reivindicación 7, caracterizada por que los cuartos canales (120) están dispuestos de manera que permiten un flujo de aire radial sustancialmente centrífugo.
9. Cámara de combustión según la reivindicación 7 u 8, caracterizada por que los cuartos canales (120) están dispuestos en la proximidad de la pared anular externa (104).
- 40 10. Turbomáquina (10) de aeronave, caracterizada por que comprende una cámara de combustión (100, 200) según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9.

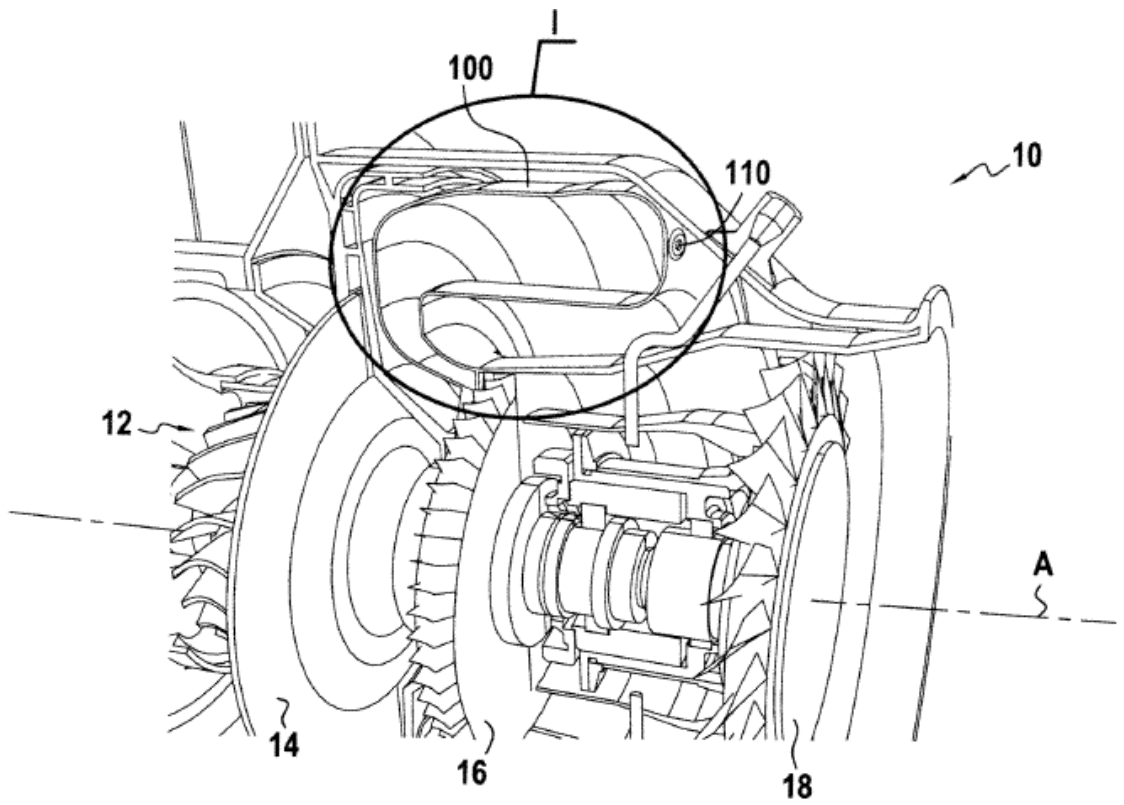


FIG. 1

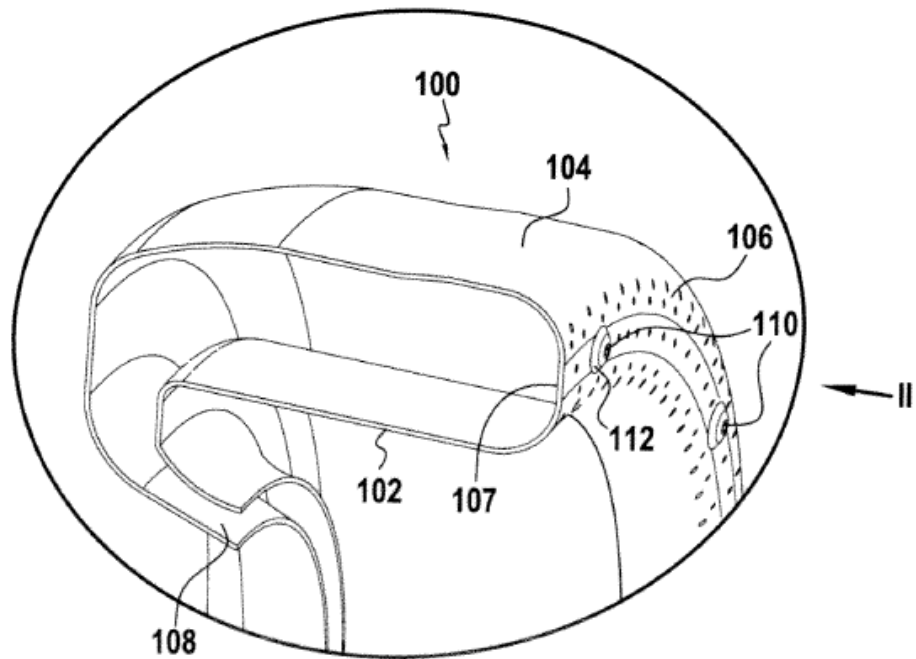


FIG. 1A

