



(19)



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 270 305**

(51) Int. Cl.:

F01D 11/00 (2006.01)

F01D 9/02 (2006.01)

F02K 1/80 (2006.01)

F02C 7/28 (2006.01)

F16J 15/32 (2006.01)

(12)

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

(86) Número de solicitud europea: **04291200 .6**

(86) Fecha de presentación : **11.05.2004**

(87) Número de publicación de la solicitud: **1482127**

(87) Fecha de publicación de la solicitud: **01.12.2004**

(54)

Título: **Sistema de estanqueidad del flujo secundario en la entrada de una tobera de una turbina con cámara de postcombustión.**

(30)

Prioridad: **27.05.2003 FR 03 06390**

(73)

Titular/es: **SNECMA**
2 boulevard du Général Martial Valin
75015 Paris, FR

(45)

Fecha de publicación de la mención BOPI:
01.04.2007

(72)

Inventor/es: **Lapergue Guy;**
Sevi Guillaume y
Roche Jacques

(45)

Fecha de la publicación del folleto de la patente:
01.04.2007

(74)

Agente: **Elzaburu Márquez, Alberto**

ES 2 270 305 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

Sistema de estanqueidad del flujo secundario en la entrada de una tobera de una turbina con cámara de postcombustión.

El invento se refiere a los problemas de refrigeración de las aletas primarias de turbinas de aviación de débil tasa de dilución equipadas con cámaras de postcombustión.

Conciérne más concretamente a una turbina de aviación que incluye; aguas abajo de la turbina, una cámara de postcombustión prolongada por al menos una tobera, estando delimitada radialmente dicha cámara por una camisa de protección térmica dispuesta en el interior de un cárter, definiendo dicho cárter y dicha camisa un canal anular por el que circula, en funcionamiento, un flujo secundario frío, estando dispuesto un diafragma anular solidario de dicho cárter en la extremidad de aguas abajo de dicho canal, incluyendo dicha tobera una pluralidad de aletas articuladas en la extremidad aguas de arriba de dicho cárter, estando dotada cada aleta, en su cara interior, de una placa de protección térmica que delimita con dicha aleta un paso destinado a ser alimentado por aire de refrigeración suministrado por dicho diafragma.

Los motores militares modernos funcionan con temperaturas en la salida de la turbina cada vez más elevadas, lo que tiene como efecto ocasionar unas temperaturas, a nivel de las aletas de la tobera, cada vez más elevadas durante los modos de funcionamiento en postcombustión. El límite del comportamiento frente a la de temperatura de los materiales convencionales ha sido alcanzado actualmente. Es pues necesario, para garantizar la duración de la vida de las aletas, mantener su temperatura a un nivel inferior a estos límites.

El aumento de la temperatura de las aletas tiene igualmente como efecto aumentar la firma infrarroja de las partes sólidas del motor. Para mantener la discreción del avión a un nivel aceptable, incluso mejorarla, es igualmente necesario disminuir ésta temperatura.

La utilización del aire del flujo secundario aguas abajo de la camisa de protección térmica es el medio que no conlleva una pérdida energética para refrigerar las aletas de la tobera por convección.

Aún es necesario que la transmisión de este flujo entre las partes fijas de la cámara de postcombustión y las partes móviles de la tobera se realice de la manera más estanca posible.

Ya se conoce, principalmente por la patente US 4 645 217, una junta de estanqueidad flexible dispuesta entre el cárter de la cámara de postcombustión y un manguito cilíndrico móvil axialmente y que soporta las aletas. Esta junta deslizante sobre el manguito y fijada el cárter está constituida por dos placas superpuestas que incluyen ranuras axiales alternadas, y por un tejido resistente a las altas temperaturas intercalado entre las dos placas. Las extremidades de las porciones de una placa dispuestas entre dos ranuras consecutivas están dobladas sobre el borde de la otra placa para contener el tejido. Este documento no muestra que este tipo de junta pueda asegurar una estanqueidad satisfactoria entre una pieza anular fija y un conjunto de aletas articuladas sobre esta pieza.

Además, la patente US 5 101 624 compete a una turbina con una junta que conecta la tobera de escape con la turbina de manera que una cámara de aire de

refrigeración se constituya entre los pasos de aguas arriba y de aguas abajo de la junta. Los pasos son estancos mediante piezas de estanqueidad aguas abajo de la cámara.

El objeto del invento es proponer una turbina tal como la mencionada en la introducción, en la que se eliminan las fugas de aire secundario, principalmente hacia el exterior, entre el canal anular y los pasos de las aletas para evitar las pérdidas de rendimiento del motor.

Este objeto es alcanzado por el hecho de que la alimentación de aire de refrigeración de dichos pasos es asegurada por un conducto anular delimitado exteriormente por una primera junta anular flexible retenida, en funcionamiento, en apoyo deslizante sobre la cara interna aguas abajo del cárter y sobre la cara interna aguas arriba de las aletas bajo la acción de la presión del flujo secundario frío, y delimitada interiormente por una segunda junta anular flexible cuya extremidad de aguas arriba está fijada a la zona radialmente interior del diafragma y cuya extremidad de aguas abajo está en apoyo deslizante sobre la cara interna aguas arriba de las placas de protección.

Así, la primera junta está retenida, en funcionamiento, bajo la acción de la presión del flujo secundario en apoyo deslizante sobre la cara interna aguas abajo del cárter y la cara interna aguas arriba de las aletas, lo que impide las fugas del flujo secundario frío hacia el exterior. El posicionamiento de esta primera junta depende, evidentemente, de la posición angular de las aletas, y de las dilataciones eventuales de las diferentes piezas.

Para asegurar la estanqueidad entre el diafragma y la camisa de protección térmica, se ha previsto ventajosamente una tercera junta anular flexible entre estas dos piezas, estando retenida aguas arriba esta tercera junta sobre dicho diafragma y estando su extremidad de aguas abajo en apoyo deslizante sobre dicha camisa de protección.

Cada junta anular está constituida por una pluralidad de sectores que incluyen cada uno, dos placas superpuestas unidas entre si y desplazadas en el sentido circunferencial con el fin de que los bordes de los dos sectores adyacentes se solapen, presentando cada placa aguas abajo una pluralidad de ranuras axiales obturadas por otra placa.

Esta ranuras se extienden sobre al menos la mitad de la extensión axial de dichas juntas, y las placas de los sectores están unidas entre sí mediante soldadura blanda o soldadura fuerte.

Estas diversas disposiciones de las juntas aseguran una estanqueidad perfecta de las paredes de las juntas y la rigidez deseada.

El diafragma está constituido por un anillo de sección en U cuyas alas se extienden hacia aguas arriba y cuya alma incluye unos orificios, estando fijada el ala radialmente exterior sobre el cárter por medios que crean entre dicha ala y dicho cárter un intersticio anular en el que se aloja con holgura la extremidad de aguas arriba de la primera junta.

Esta disposición asegura el mantenimiento de la extremidad de aguas arriba en funcionamiento bajo la acción de la presión del flujo secundario.

Por el contrario, la extremidad de aguas arriba de la segunda junta es mantenida apretada entre una placa de soporte y la cara radialmente interior del ala radialmente interior por medio de remaches de fijación de dicha placa de soporte sobre dicha ala.

La extremidad de aguas arriba de la tercera junta está fijada sobre la cara radialmente interna de la placa de soporte por dichos remaches, y dichos remaches incluyen cabezas en apoyo deslizante sobre la cara exterior de la camisa de protección térmica.

Según otra característica del invento, cada placa de protección térmica está fijada a la aleta asociada por medio de un único dispositivo de fijación, estando dicha aleta y dicha placa mutuamente inmovilizadas en rotación alrededor de dicho dispositivo de fijación por un sistema de rail y corredera axiales, presentando dicha placa de protección, en su extremidad de aguas arriba y en su cara radialmente interior, una superficie convexa en el sentido axial que permite la estanqueidad por contacto con la extremidad de aguas abajo de la segunda junta en toda la zona de funcionamiento angular de la tobera.

Otras ventajas y características del invento aparecerán con la lectura de la descripción siguiente, dada a modo de ejemplo y haciendo referencia a los dibujos adjuntos en los que:

-la figura 1 es un semi-corte, según un plano que contiene el eje de la turbina según el invento, de la parte trasera de la cámara de postcombustión y de la tobera convergente divergente dispuesta en la prolongación de la cámara de postcombustión;

-la figura 2 muestra a mayor escala, la parte de aguas arriba del canal anular del flujo secundario y la parte de aguas abajo de la tobera, así como la disposición de las juntas flexibles entre estas dos partes;

-las figuras 3A y 3C son vistas en perspectiva de un sector de la junta;

-la figura 4 es un corte según la línea IV-IV de la figura 3 de un sector de la junta;

-la figura 5 es una vista inferior de una placa de protección térmica de un aleta;

-la figura 6 es una vista de la cara exterior de una placa de protección térmica;

-la figura 7 es una vista, tomada desde el interior de la tobera, de un conjunto de aletas primarias; y

-la figura 8 es un corte de un conjunto de aletas primarias dado según la línea VIII-VIII de la figura 7.

Las figuras 1 y 2 muestran la parte trasera 1 de una turbina de aviación de eje X que incluye, aguas abajo de la turbina, no mostrada en los dibujos, una cámara de postcombustión 2 radialmente delimitada por una camisa de protección térmica 3, dispuesta a su vez en el interior de un cárter anular 4. La camisa 3 y el cárter 4 delimitan, entre ellos, un canal anular 5 en el que circula el flujo secundario F y que incluye en su extremidad de aguas abajo un diafragma 6 solidario al cárter 4.

Una tobera asimétrica 7 está dispuesta aguas abajo de la cámara de postcombustión 2.

Esta tobera 7 incluye, principalmente, una pluralidad de aletas controladas 8 que se alternan con aletas esclavas 9 (véase las figuras 7 y 8) que presentan en sus caras internas placas de protección térmica 10. Las aletas 8 y 9 y las placas de protección 10 delimitan entre ellas unos pasos 11 destinados a recibir el aire de refrigeración suministrado por el diafragma 6 que formará una película de protección aguas abajo de las placas de protección térmica 10.

Las aletas 8 y 9 están articuladas en su extremidad de aguas arriba en brazos 12 solidarios del cárter 4, y son accionadas, por ejemplo, por gatos 13 que desplazan axialmente un anillo de mando 14 que presenta rodillos 15 que cooperan con las superficies de levas

16 previstas en la cara externa de las aletas controladas 8. Otros medios de accionamiento de las aletas primarias 8 y 9 pueden ser utilizados sin salir del marco del invento.

En la figura 1, se ve que la tobera 7 incluye, aguas abajo de las aletas primarias 8, 9, una segunda corona de aletas secundarias 20, con el fin de formar una tobera convergente divergente. Pero el invento puede igualmente aplicarse a una tobera únicamente convergente.

Como se ve más claramente en la figura 2, el diafragma 6 está constituido por un anillo de sección en U invertida de 90°, cuyas alas 21 y 22 se extienden axialmente hacia aguas arriba en el canal 5, y cuya alma 23 que se extiende radialmente incluye orificios 24 de paso del flujo secundario F.

El ala radialmente exterior 21 está fijada sobre el cárter 4, mediante la interposición de un separador 25, con forma de arandelas o de una banda, merced a medios de fijación 26 para definir aguas abajo del separador un intersticio anular 27 entre el ala 21 y el cárter 14.

El ala radialmente interior 22 está dispuesta, por el contrario, a una distancia apreciable de la extremidad de aguas abajo 3a de la máquina de protección térmica 3 con el fin de permitir la fijación, en este lugar, de dos juntas de estanqueidad flexibles descritas más adelante en la presente memoria.

El intersticio 27 definido anteriormente está destinado a recibir, con holgura, la parte de aguas arriba 30a de una primera junta de estanqueidad anular flexible 30 cuya parte de aguas abajo 30b se presenta globalmente en forma de cono convergente hacia aguas abajo y cuya extremidad 30c está en apoyo deslizante sobre la porción de aguas arriba 8a de forma redondeada de las aletas 8 y 9.

Ha de observarse que la primera junta 30 se puede desplazar axialmente, en una cierta medida, en función de su rigidez, y bajo la presión del flujo secundario F que circula en el canal anular 4 cuando el motor está en funcionamiento.

Esta disposición asegura un apoyo positivo de la parte de aguas arriba 30a de la primera junta 30 contra la cara interna del cárter 5 y el apoyo positivo de la extremidad de aguas abajo 30c de la primera junta 30 contra la superficie interior aguas arriba de las aletas 8 y 9, en todo el margen angular de funcionamiento de la tobera 7. La primera junta 30 asegura, así, la estanqueidad entre el flujo secundario F y el exterior a nivel de las articulaciones de la tobera 7.

El ala radialmente interior 22 del diafragma 6 re tiene la extremidad 40a de aguas arriba de una segunda junta anular flexible 40 y la extremidad 50a de aguas arriba de una tercera junta anular flexible 50, por medio de una pluralidad de remaches 60 que atraviesan orificios realizados en la extremidad de aguas arriba de estas juntas 40 y 50, en la extremidad aguas de arriba del ala 22, así como en una placa de soporte anular 61 interpuesta entre la segunda junta 40 y la tercera junta 50. Estos remaches 60 presentan cabezas 62 en apoyo deslizante contra la cara exterior de la camisa de protección térmica 3. Actúan como patines durante las dilataciones axiales máximas de dicha camisa 3 y aseguran igualmente su centrado en todos los modos de funcionamiento de la cámara de postcombustión.

La extremidad 40a de aguas arriba de la segunda junta 40 está interpuesta entre la placa de soporte 61 y

la cara radialmente interior del ala 22. Preferentemente, arandelas 63 que rodean los remaches 60 están interpuestas entre la placa de soporte 61 y el ala 22 con el fin de asegurar un entrehierro entre estas dos piezas en el que es introducida la extremidad 40a de aguas arriba de la segunda junta 40, presentando esta extremidad 40a de aguas arriba muescas que cooperan con las arandelas 63 para posicionar circunferencialmente con precisión esta segunda junta 40.

Esta segunda junta 40 presenta igualmente una parte de aguas abajo 40b con forma de cono convergente hacia aguas abajo y cuya extremidad de aguas abajo 40c apoya contra la cara interna aguas arriba de las placas de protección térmica 10.

La extremidad de aguas arriba 50a de la tercera junta 50 está fijada sobre los remaches 60 y la extremidad de aguas abajo 50c de esta tercera junta está en apoyo deslizante sobre la cara externa de la camisa de protección térmica 3. El papel de esta tercera junta 50 es el de garantizar la estanqueidad entre el diafragma 6 y la camisa de protección térmica 3.

Las figuras 3 y 4 muestran la configuración de cada una de las juntas 30, 40 y 50.

Cada junta, tal y como se muestra en las figuras 3A a 3C, y en la figura 4, está constituida por una pluralidad de sectores 70 que se solapan parcialmente en el sentido circunferencial. Cada sector 70 está formado por la superposición de dos placas de chapa 71 y 72 desplazadas circunferencialmente en una distancia correspondiente al solape de dos sectores adyacentes 70. Cada placa 71 y 72 se conforme en prensas y, posteriormente, es cortada para presentar

las ranuras 73 axiales en sensiblemente la mitad de su extensión axial. Después, las dos placas 71 y 72 que forman un sector 70 son superpuestas con un desplazamiento circunferencial con el fin de que las ranuras 73 y una cualquiera de estas placas alternen circunferencialmente con las ranuras de la otra placa, y se unen rígidamente entre sí, preferentemente mediante soldadura blanda o soldadura fuerte. Por el contrario, los diferentes sectores 70 no están unidos entre sí, lo que permite la sustitución sencilla de un sector 70 en caso de desgaste.

Para obtener la estanqueidad en todo el margen angular de funcionamiento de las aletas 8 y 9 a nivel de la segunda junta 40 y de las placas de protección térmica 10 de las aletas 8 y 9, estas placas de protección térmica 10 tienen una forma apropiada a nivel de la superficie 80 que está en contacto con la extremidad 40c de aguas abajo de la segunda junta 40.

Tal y como se muestra en las figuras 5 y 6, esta superficie 80 es convexa en el sentido axial y ligeramente cóncava en el sentido circunferencial.

Cada placa de protección térmica 10 está fijada sobre la aleta correspondiente 8 ó 9 por un solo punto de fijación, por ejemplo por medio de un tornillo 81 alojado en una cavidad 82 de la placa de protección 9, dispuesto en la parte central de aguas arriba de dicha placa, que constituye el punto fijo alrededor del cual dicha placa 11 se puede dilatar libremente. Para asegurar su mantenimiento lateral y radial, un rail de guiado 83 axial previsto en su cara externa coopera con una corredera prevista en la cara interior de la aleta correspondiente 8 ó 9.

REIVINDICACIONES

1. Turbina de aviación que incluye, aguas abajo de la turbina, una cámara de postcombustión (2) prolongada por al menos una tobera (7), estando delimitada radialmente dicha cámara por una camisa de protección térmica (3) dispuesta en el interior de un cárter (4), definiendo dicho cárter y dicha camisa un canal anular (5) en el que circula en funcionamiento, un flujo secundario, estando dispuesto en la extremidad de aguas abajo de dicho canal (5) un diafragma anular (6) solidario a dicho cárter (4), incluyendo dicha tobera (7) una pluralidad de aletas (8) articuladas en la extremidad de aguas arriba de dicho cárter (4), estando dotada cada aleta, en su cara interior, de una placa de protección térmica (10) que delimita, con dicha aleta un paso (11) destinado a ser alimentado por aire de refrigeración suministrado por dicho diafragma (6), **caracterizada** porque la alimentación con aire de refrigeración de dichos pasos (11) está asegurada por un conducto anular delimitado exteriormente por una primera junta anular (30) flexible retenida, en funcionamiento, en apoyo deslizante sobre la cara interna aguas abajo del cárter (4) y sobre la cara interna aguas arriba de las aletas (8) bajo la acción de la presión del flujo secundario, y delimitada interiormente por una segunda junta anular flexible (40) cuya extremidad de aguas arriba (40a) está fijada a la zona radialmente interior del diafragma (6) y cuya extremidad de aguas abajo (30c) está en apoyo deslizante sobre la cara interna aguas arriba de las placas de protección (10).

2. Turbina según la reivindicación 1, **caracterizada** porque incluye, además, una tercera junta anular (50) flexible para asegurar la estanqueidad entre el diafragma (6) y la camisa de protección térmica (3), estando retenida esta tercera junta aguas arriba sobre el diafragma (6) y estando su extremidad de aguas abajo (40c) en apoyo deslizante sobre dicha camisa de protección (3).

3. Turbina según una de las reivindicaciones 1 ó 2, **caracterizada** porque cada junta anular está constituida por una pluralidad de sectores (70) incluyendo cada uno dos placas superpuestas (71,72) unidas entre sí y desplazadas en el sentido circunferencial con el fin de que los bordes de dos sectores adyacentes se solapen, presentando cada placa, aguas abajo, una

pluralidad de ranuras axiales (73) obturadas por otra placa.

4. Turbina según la reivindicación 3, **caracterizada** porque las ranuras (73) se extienden en, al menos, la mitad de la extensión axial de dichas juntas.

5. Turbina según una de las reivindicaciones 3 ó 4, **caracterizada** porque las placas (71,72) de los sectores (70) están unidas entre sí mediante soldadura.

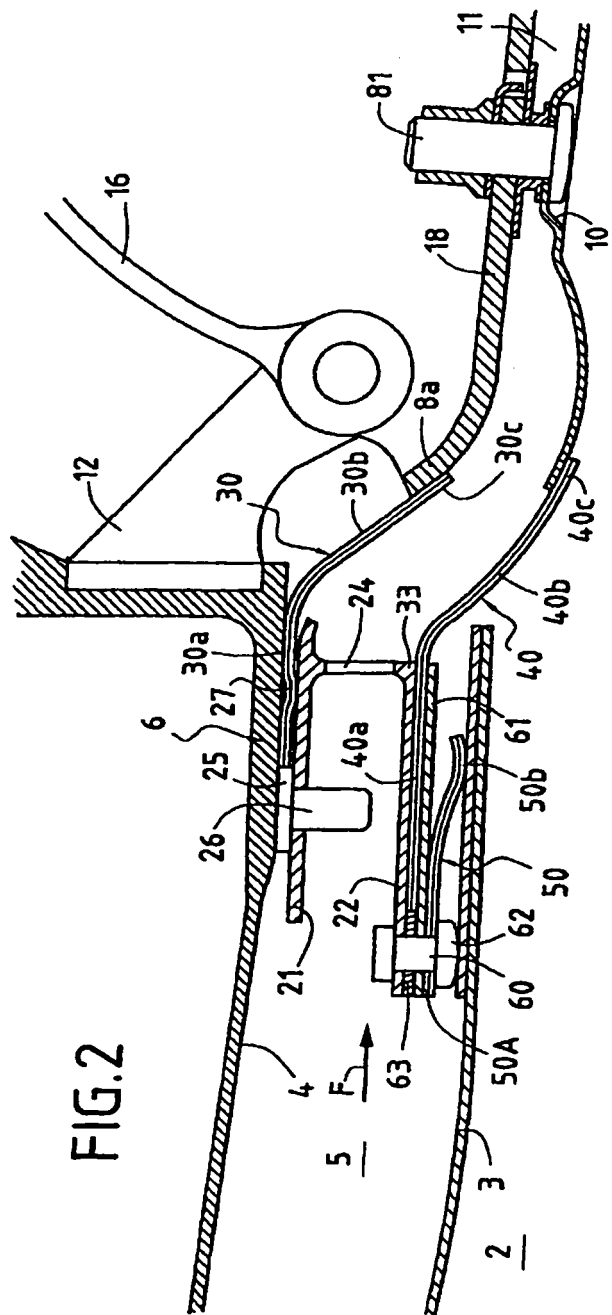
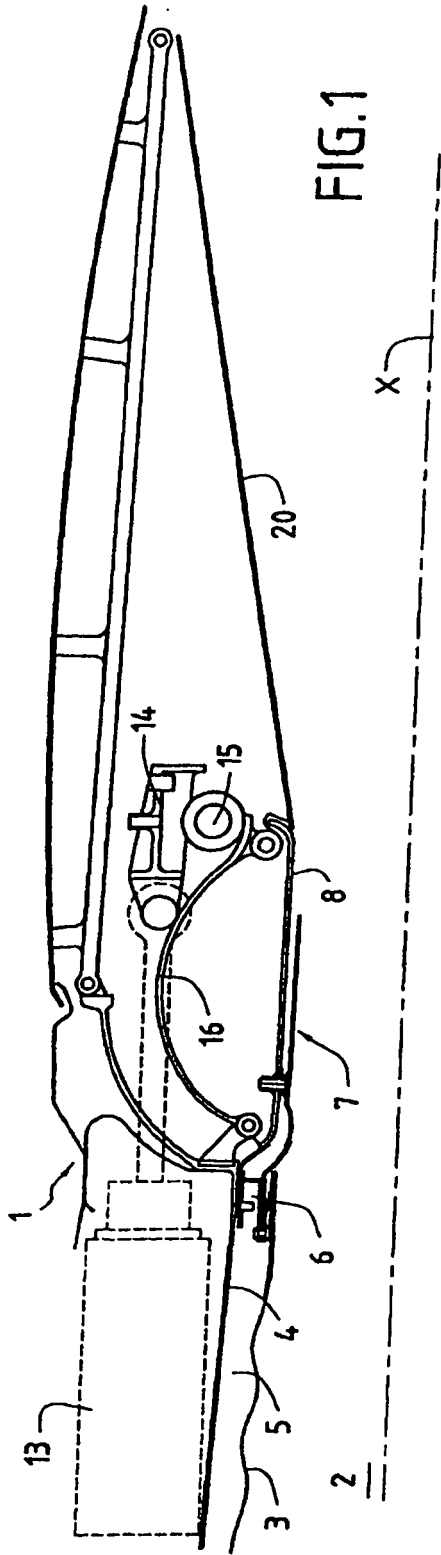
6. Turbina según una de las reivindicaciones 1 a 5, **caracterizada** porque el diafragma (6) está constituido por un anillo de sección en U cuyas alas (21,22) se extienden hacia aguas arriba y cuya alma (23) incluye orificios (24), estando fijada el ala radialmente exterior (21) sobre el cárter (4) por medios que definen entre dicha ala y dicho cárter, un intersticio (27) anular en el que se ubica con holgura la extremidad de aguas arriba (30a) de la primera junta (30).

7. Turbina según la reivindicación 6, **caracterizada** porque la extremidad de aguas arriba (40a) de la segunda junta (40) es mantenida presionada entre una placa de soporte (61) y la cara radialmente interior del ala radialmente interior (22) por medio de remaches de fijación (60) de dicha placa de soporte (61) sobre dicha ala (22).

8. Turbina según las reivindicaciones 2 y 7, **caracterizada** porque la extremidad de aguas arriba (50a) de la tercera junta (50) está fijada en la cara radialmente interna de la placa de soporte (61) por dichos remaches (60).

9. Turbina según una de las reivindicaciones 7 u 8, **caracterizada** porque dichos remaches (60) incluyen cabezas (62) en apoyo deslizante sobre la cara exterior de la camisa de protección (3).

10. Turbina según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, **caracterizada** porque cada placa de protección térmica (10) está fijada a la aleta asociada por medio de un único dispositivo de fijación (81), estando dicha aleta (8) y dicha placa (10) mutuamente inmovilizadas en rotación alrededor de dicho dispositivo de fijación por un sistema de rail (83) y corredera axiales, presentando dicha placa de protección (10) en su extremidad de aguas arriba y en su cara radialmente interior, una superficie (80) convexa en sentido axial, que permite la estanqueidad por contacto con la extremidad de aguas abajo (40c) de la segunda junta (40) en todo al margen de funcionamiento angular de la tobera (7).



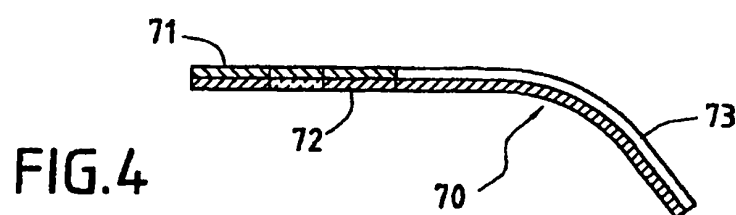
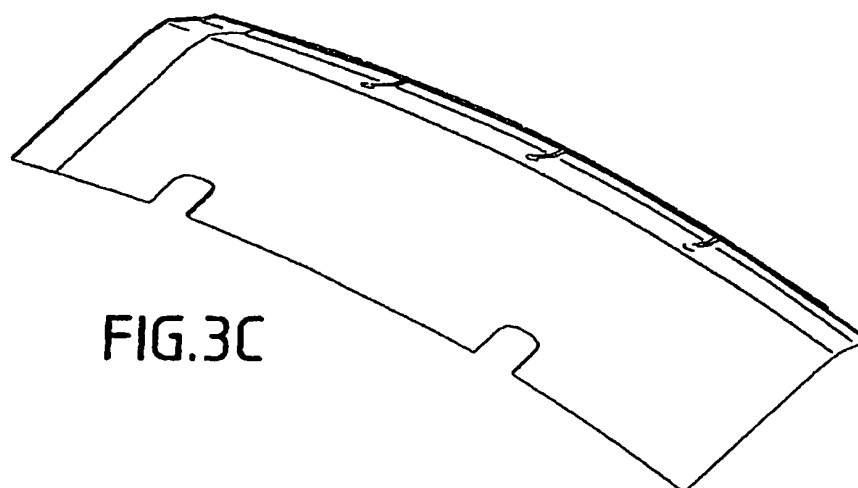
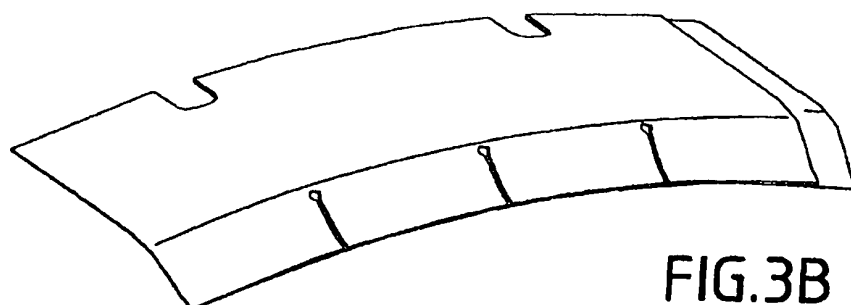
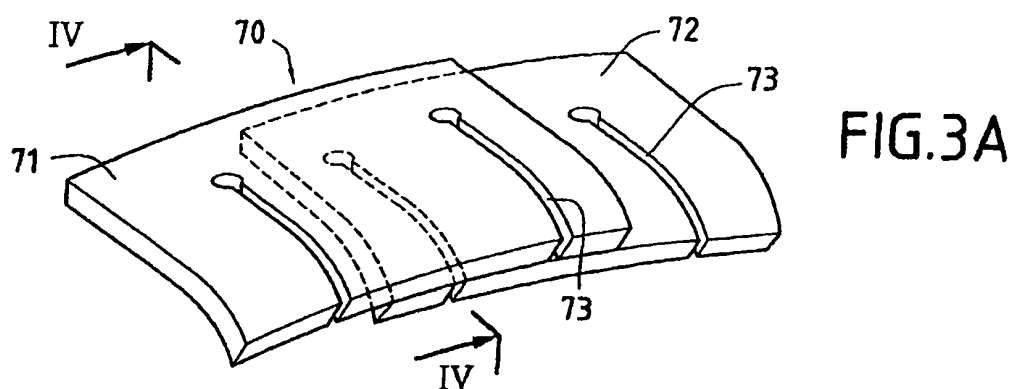


FIG.5

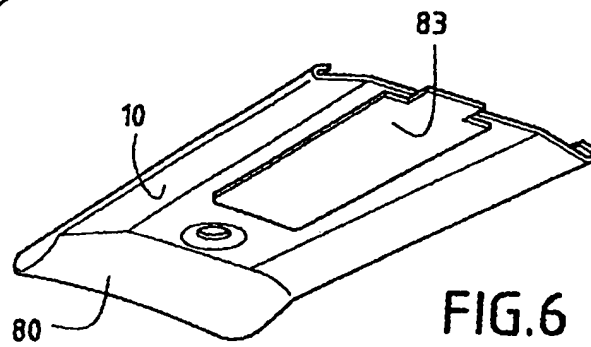
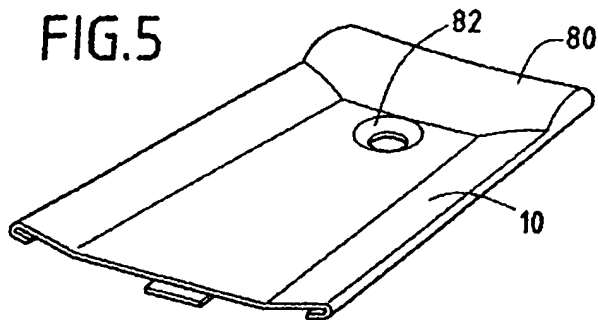


FIG.6

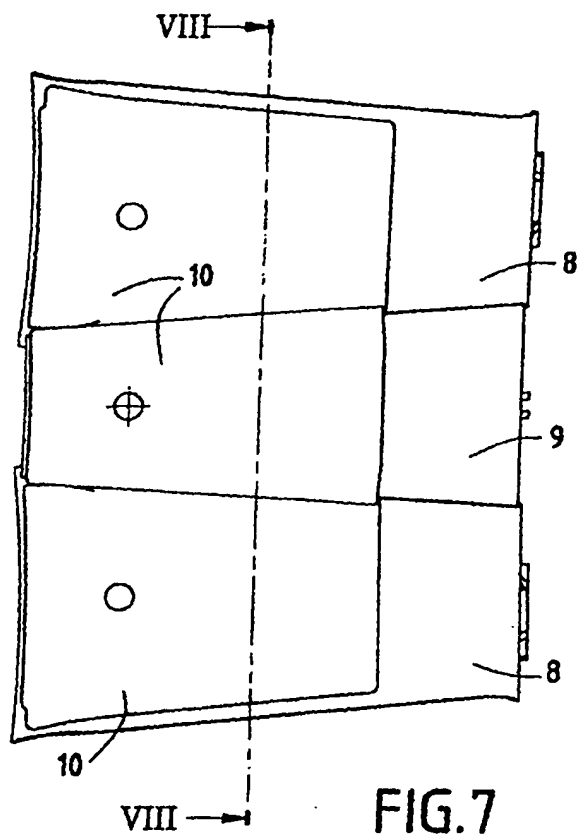


FIG.7

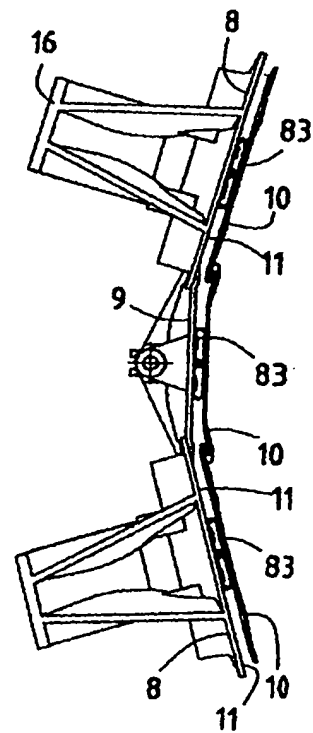


FIG.8