

(19)



Europäisches Patentamt  
European Patent Office  
Office européen des brevets



(11)

EP 1 445 421 A1

(12)

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:  
11.08.2004 Bulletin 2004/33

(51) Int Cl.7: F01D 5/08

(21) Numéro de dépôt: 04100404.5

(22) Date de dépôt: 04.02.2004

(84) Etats contractants désignés:  
AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB GR  
HU IE IT LI LU MC NL PT RO SE SI SK TR  
Etats d'extension désignés:  
AL LT LV MK

(72) Inventeurs:  
• ROSSI, Patrick  
92600, ASNIERES SUR SEINE (FR)  
• TAILLANT, Jean-Claude, Christian  
77000, VAUX LE PENIL (FR)  
• JUDET, Maurice, Guy  
77190, DAMMARIE LES LYS (FR)

(30) Priorité: 06.02.2003 FR 0301391

(71) Demandeur: SNECMA MOTEURS  
75015 Paris (FR)

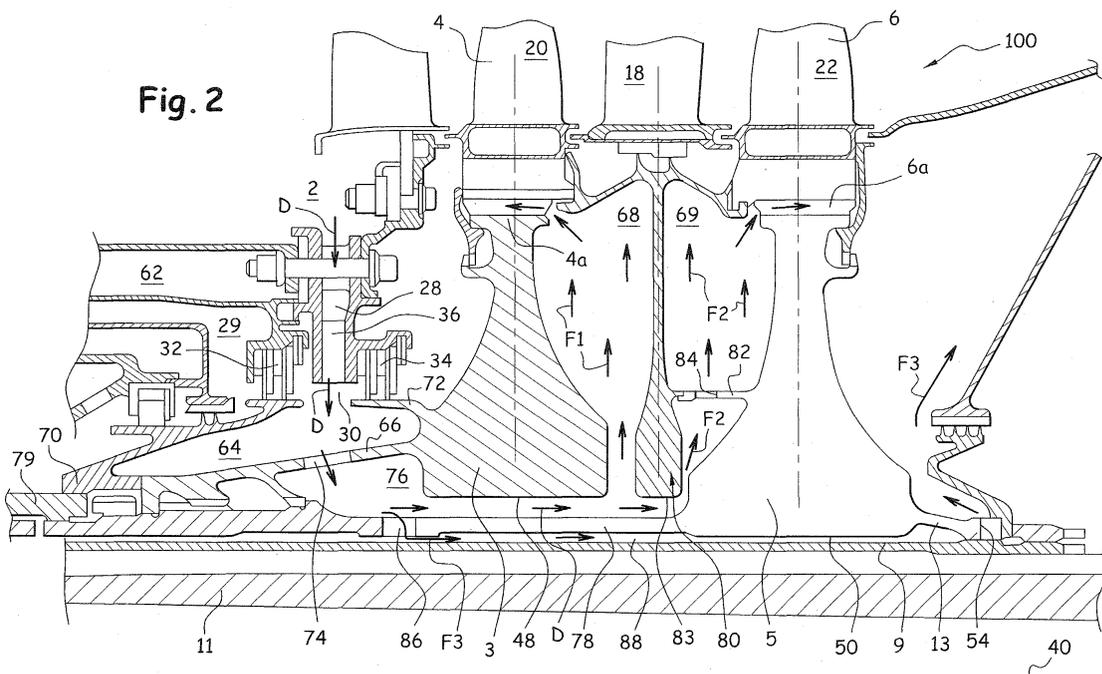
(74) Mandataire: Poulin, Gérard et al  
BREVALEX  
3, rue du Docteur Lancereaux  
75008 Paris (FR)

(54) Dispositif de ventilation d'un rotor de turbine à haute pression d'une turbomachine

(57) L'invention concerne un dispositif de ventilation d'un rotor de turbine à haute pression d'une turbomachine, la turbine comportant des disques amont (3) et aval (5) équipés d'aubes (4,6), le dispositif comprenant un circuit de refroidissement alimenté par un débit d'air de refroidissement D prélevé en fond de chambre. Selon l'invention, le circuit est tel que le débit d'air traverse des orifices (74) ménagés dans une bride amont (66)

du disque amont, afin que ce débit d'air circule axialement vers l'aval entre un alésage intérieur (48) du disque amont et une bride amont (78) du disque aval, le dispositif comportant également un labyrinthe (80) interposé entre les deux disques, de sorte que le débit d'air se sépare en un premier et un second flux F1 et F2 circulant de part et d'autre du labyrinthe en direction des aubes (4,6).

Fig. 2



EP 1 445 421 A1

## Description

### DOMAINE TECHNIQUE

**[0001]** La présente invention se rapporte de façon générale au domaine de la ventilation d'un rotor de turbine à haute pression d'une turbomachine.

**[0002]** Plus précisément, l'invention se rapporte à un dispositif de ventilation d'un rotor de turbine à haute pression, comprenant un disque de turbine amont ainsi qu'un disque de turbine aval.

### ETAT DE LA TECHNIQUE ANTERIEURE

**[0003]** La figure 1 représente un rotor de turbine à haute pression 1 classique de l'art antérieur, disposé en aval d'une chambre de combustion 2, et comportant un disque de turbine amont 3 équipé d'aubes 4, ainsi que d'un disque de turbine aval 5 équipé d'aubes 6.

**[0004]** Le disque amont 3 est muni d'une part d'une bride amont 8 assurant sa fixation sur une entretoise 9 disposée autour d'un arbre 11 de rotor d'une turbine basse pression, et d'autre part d'une bride aval 10 assemblée fixement à une bride amont 12 du disque aval 5. Il est précisé qu'un joint inter-disque 14, porté par une structure creuse 16 solidaire d'un étage distributeur fixe 18 ou stator, est situé au niveau de l'assemblage entre les deux brides 10 et 12. Le joint inter-disque 14, du type joint à labyrinthe, permet ainsi de créer une séparation entre les deux étages rotoriques 20 et 22, disposés de part et d'autre de l'étage distributeur 18.

**[0005]** Par ailleurs, le disque aval 5 comporte une bride aval 13, également assemblée sur l'entretoise 9 entourant l'arbre 11 de la turbine basse pression.

**[0006]** Dans ce type de turbine 1 classique de l'art antérieur, un premier débit d'air de refroidissement D1 prélevé en fond de chambre de combustion 2 est délivré dans une cavité 26 délimitée d'une part à l'aide d'une face aval d'un labyrinthe amont 24 disposé à proximité du disque amont 3, et d'autre part à l'aide d'une face amont de ce même disque amont 3. Ce débit d'air D1 est effectivement prélevé dans le fond de la chambre de combustion 2, puis acheminé dans une cavité 30 notamment délimitée par un joint à labyrinthe amont 32 et un joint à labyrinthe aval 34, par l'intermédiaire d'un conduit 28 disposé dans une enceinte 29 séparant le labyrinthe amont 24 du fond de la chambre de combustion 2, ainsi qu'à l'aide d'injecteurs 36 agencés dans le prolongement du conduit 28 et débouchant dans la cavité 30. Notons que les joints 32 et 34 sont agencés de façon à être en contact avec le labyrinthe amont 24.

**[0007]** De plus, l'air de refroidissement se situant dans la cavité 30 est apte à pénétrer dans la cavité 26 en empruntant des orifices 38 prévus dans une partie amont du labyrinthe amont 24, ces orifices 38 étant d'axes sensiblement perpendiculaires à l'axe longitudinal 40 de la turbine.

**[0008]** De cette façon, le débit d'air de refroidissement

D1 circule dans la cavité 26 d'abord longitudinalement puis radialement vers l'extérieur le long de la face amont du labyrinthe amont 24 afin de le refroidir, puis pénètre dans des alvéoles 4a contenant les pieds des aubes 4 afin de refroidir également ces dernières.

**[0009]** En outre, un second débit d'air de refroidissement D2, également prélevé en fond de chambre de combustion 2, pénètre dans l'enceinte 29 et s'écoule à travers des orifices 44 et 42, respectivement prévus dans la partie amont du labyrinthe amont 24, et dans la bride amont 8 du disque amont 3. Une fois les orifices 44 et 42 traversés, le second débit d'air de refroidissement D2 emprunte une chambre annulaire 46 intérieurement délimitée par l'entretoise 9, et extérieurement délimitée par successivement, d'amont en aval, la bride 8, un alésage intérieur 48 du disque amont 3, les brides 10 et 12, un alésage intérieur 50 du disque aval 5, et la bride 13.

**[0010]** A partir de la chambre annulaire 46, une première partie D2a du second débit d'air de refroidissement D2 s'écoule à travers des orifices 52 pratiqués dans la bride aval 10 du disque amont 3, afin de rejoindre l'interstice 19 situé entre l'étage distributeur fixe 18 et l'étage rotorique 20, comme le représente schématiquement la flèche référencée D2a. A titre indicatif, il est noté que le débit d'air d représenté schématiquement sur la figure 1 correspond à une fuite d'air au niveau des alvéoles 4a.

**[0011]** De plus, une seconde partie D2b du second débit d'air de refroidissement D2 s'écoule à travers des orifices 54 ménagés dans la bride aval 13 du disque aval 5, pour pénétrer à l'intérieur d'une cavité 56 délimitée d'une part à l'aide d'une face amont d'un labyrinthe aval 58 disposé à proximité du disque aval 5, et d'autre part à l'aide d'une face aval de ce même disque aval 5.

**[0012]** Ainsi, le second débit d'air de refroidissement D2b circule sensiblement radialement dans la cavité 56 vers l'extérieur le long de la face aval du labyrinthe aval 58 afin de le refroidir, puis pénètre dans des alvéoles 6a contenant les pieds des aubes 6 afin de refroidir également ces dernières.

**[0013]** Dans ce type de turbine classique de l'art antérieur, le dispositif de ventilation du rotor présente donc deux circuits de refroidissement distincts, chacun associé à l'un des deux disques de turbine, et respectivement alimentés par les premier et second débits d'air de refroidissement D1 et D2.

**[0014]** Néanmoins, cette solution classique de l'art antérieur s'avère contraignante en ce sens que le labyrinthe amont est une pièce de conception extrêmement complexe, de masse importante, et dont le coût de production est grandement élevé, notamment en raison de la nécessité d'utiliser des matériaux spéciaux susceptibles de supporter des sollicitations thermiques de forte intensité.

**[0015]** En outre, il est précisé que même lorsque les matériaux employés sont de bonne qualité, la durée de vie du labyrinthe amont reste relativement limitée.

## EXPOSÉ DE L'INVENTION

**[0016]** L'invention a donc pour but de proposer un dispositif de ventilation d'un rotor de turbine à haute pression d'une turbomachine, la turbine étant disposée en aval d'une chambre de combustion et comportant des disques de turbine amont et aval équipés d'aubes, le dispositif comportant un circuit de refroidissement muni d'injecteurs disposés en amont du disque amont et étant alimenté par un débit d'air de refroidissement D prélevé en fond de chambre de combustion, le dispositif remédiant au moins partiellement aux inconvénients mentionnés ci-dessus relatifs aux réalisations de l'art antérieur.

**[0017]** Pour ce faire, l'invention a pour objet un dispositif de ventilation d'un rotor de turbine à haute pression d'une turbomachine, la turbine étant disposée en aval d'une chambre de combustion et comportant un disque de turbine amont équipé d'aubes ainsi que d'un disque de turbine aval également équipé d'aubes, le dispositif comportant un circuit de refroidissement muni d'injecteurs disposés en amont du disque amont, le circuit étant alimenté par un débit d'air de refroidissement D prélevé en fond de chambre de combustion. Selon l'invention, le circuit de refroidissement est agencé de manière à ce que le débit d'air de refroidissement D provenant des injecteurs traverse des orifices ménagés dans une bride amont du disque amont autorisant sa fixation sur une bride amont du disque aval, afin que ce débit d'air de refroidissement D circule axialement vers l'aval entre un alésage intérieur du disque amont et une bride amont du disque aval autorisant sa fixation sur une bride aval d'un compresseur haute pression ainsi que le centrage du disque amont, le dispositif de ventilation comportant en outre un labyrinthe unique solidaire de l'un des deux disques de turbine et étant interposé entre ces deux disques, de sorte que le débit d'air de refroidissement D se sépare en un premier flux F1 circulant entre une face aval du disque amont et une face amont du labyrinthe unique en direction des aubes du disque amont, et en un second flux F2 circulant entre une face amont du disque aval et une face aval du labyrinthe unique en direction des aubes du disque aval.

**[0018]** Avantagusement et contrairement aux réalisations de l'art antérieur, le dispositif de ventilation ne comporte plus deux labyrinthes respectivement associés aux disques de turbine amont et aval, mais dispose d'un unique labyrinthe inter-disque dont chacune des faces amont et aval est destinée à guider un flux d'air de refroidissement en direction des aubes. La réduction du nombre de pièces utilisées permet par conséquent de réduire considérablement la masse, l'encombrement et le coût de production du rotor. En outre, le positionnement spécifique du labyrinthe unique conduit ce dernier à être moins sollicité thermiquement qu'un labyrinthe agencé en amont du disque amont, principalement en raison de son emplacement par rapport à la chambre de combustion, et dans la mesure où la température du

débit d'air de refroidissement D chute sensiblement lors de son passage dans l'alésage intérieur du disque amont. Cette caractéristique engendre ainsi une augmentation de la durée de vie de ce labyrinthe, par rapport à la durée de vie que pouvait présenter un labyrinthe amont de l'art antérieur.

**[0019]** Par ailleurs, il est indiqué que l'injection de l'air de refroidissement à l'amont du disque amont, le contre-tournement de ce disque amont par l'alésage intérieur ainsi que la possibilité de réaliser des éléments constitutifs du rotor de faibles dimensions, permet, par une cavité simple délimitée conjointement par une face aval du disque amont et par une face amont du labyrinthe unique, d'obtenir une pression suffisante au niveau des aubes de ce disque amont.

**[0020]** A cette égard, la cavité adjacente délimitée conjointement par une face amont du disque aval et par une face aval du labyrinthe unique est avantagusement utilisée pour diminuer la pression d'alimentation des aubes du disque aval. La faible pression à l'intérieur de cette cavité adjacente permet effectivement de ne pas avoir à prévoir des trous d'alimentation des aubes de dimensions trop petites, qui sont difficilement réalisables.

**[0021]** De façon avantageuse, le rotor rendu plus compact par la diminution du nombre d'éléments constitutifs du rotor autorise un rapprochement du palier sous chambre des disques amont et aval, de sorte qu'il est alors possible d'obtenir une meilleure maîtrise des jeux en sommet d'aubes, et donc un meilleur rendement de la turbine haute pression.

**[0022]** D'autre part, il est noté que le débit d'air de refroidissement D transitant au niveau de l'alésage intérieur du disque de turbine amont est suffisamment important pour permettre à celui-ci de présenter un temps de réponse relativement faible, et donc de prévoir un jeu en sommet d'aubes peu élevé.

**[0023]** Enfin, un tel agencement selon l'invention autorise un démontage stator rapide et aisé, dans la mesure où cette tâche ne nécessite qu'un retrait des aubes du disque de turbine aval sans avoir à dissocier les deux disques du rotor, cette dernière opération ayant pourtant toujours été obligatoire avec les réalisations de l'art antérieur.

**[0024]** D'autres avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront dans la description détaillée non limitative ci-dessous.

## BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

**[0025]** Cette description sera faite au regard des dessins annexés parmi lesquels ;

- la figure 1, déjà décrite, représente en demi-coupe une turbine à haute pression d'un turboréacteur selon l'art antérieur, et
- la figure 2 représente en demi-coupe une turbine à haute pression d'un turboréacteur, comportant un

dispositif de ventilation selon un mode de réalisation préféré de la présente invention.

## EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PRÉFÉRÉS

**[0026]** En référence à la figure 2, il est représenté une turbine 100 à haute pression d'un turboréacteur, comportant un dispositif de ventilation du rotor de la turbine selon un mode de réalisation préféré de la présente invention. Notons que sur la figure 2, les éléments portant les mêmes références numériques que celles attachées aux éléments représentés sur la figure 1 correspondent à des éléments identiques ou similaires.

**[0027]** Ainsi, la figure 2 montre une turbine 100 qui se différencie tout d'abord de la turbine 1 de l'art antérieur par le fait qu'un débit d'air de refroidissement D, prélevé en fond de chambre de combustion 2 et apte à traverser les injecteurs 36, est destiné à alimenter simultanément les aubes 4 et 6 des disques amont 3 et aval 5.

**[0028]** En effet, l'air de refroidissement provenant de la chambre de combustion 2 transite par le conduit 28 afin de rejoindre les injecteurs 36, cet ensemble constitué du conduit 28 et des injecteurs 36 étant situé dans une enceinte 62 séparant le disque amont 3 du fond de la chambre de combustion 2.

**[0029]** Le débit d'air de refroidissement D provenant des injecteurs 36 pénètre alors dans une cavité 64 partiellement délimitée par une bride amont 66 du disque de turbine amont 3, cette bride amont 66 ayant pour principale fonction d'assurer la fixation de ce disque amont 3 sur une bride amont 78 du disque aval 5. D'autre part, cette cavité 64 est également délimitée conjointement par le joint amont 32 et le joint aval 34, de préférence du type joint à labyrinthe, agencés à proximité des injecteurs 36 respectivement en amont et en aval de ce dernier. A ce titre, il est précisé que le joint amont 32 coopère avec une bride aval 70 de la turbine haute pression, cette bride aval 70 étant ménagée de manière à se situer radialement vers l'extérieur par rapport à la bride amont 66. De plus, le joint amont 32 ferme la cavité 64 en épousant l'extrémité amont de la bride amont 66. En outre, le joint aval 34 coopère avec une bride amont secondaire 72 du disque de turbine amont 3, ménagée de manière à se situer radialement vers l'extérieur par rapport à la bride amont 66. Ainsi, l'air de refroidissement s'échappant de la cavité 64 par le joint aval 34 peut circuler radialement vers l'extérieur, le long de la face amont du disque amont 3, en direction des aubes 4.

**[0030]** Des orifices 74 sont prévus dans la bride amont 66 du disque de turbine amont 3, afin que le débit d'air de refroidissement D puisse être acheminé en direction des deux disques de turbine 3 et 5. Les orifices 74 sont de préférence agencés de manière à se situer radialement en regard des injecteurs 36.

**[0031]** Une fois les orifices 74 traversés, le débit d'air de refroidissement D pénètre dans une chambre annu-

laire 76 d'axe 40, délimitée extérieurement par l'intermédiaire de la bride amont 66 du disque amont 3, et à l'aide de l'alésage intérieur 48 de ce même disque. En outre, la chambre annulaire 76 est délimitée intérieurement par la bride amont 78 du disque aval 5, cette bride amont 78 ayant pour principale fonction d'assurer la fixation de ce disque aval 5 sur la bride amont 66 du disque amont 3, et de centrer l'ensemble de la turbine haute pression 100 sur une bride aval 79 d'un compresseur haute pression.

**[0032]** Le débit d'air de refroidissement D peut alors circuler axialement vers l'aval entre l'alésage intérieur 48 et la bride amont 78, de sorte que le disque de turbine amont 3 peut être convenablement refroidi par contact de l'air de refroidissement avec son alésage intérieur 48.

**[0033]** Comme on peut le voir sur la figure 2, le dispositif de ventilation selon l'invention comporte un labyrinthe unique 80 interposé entre les disques de turbine 3 et 5, et est solidaire de l'un de ces deux disques. A titre d'exemple non limitatif, le labyrinthe unique 80, également appelé labyrinthe inter-disque, est fixé à une bride amont secondaire 82 du disque de turbine aval 5, celle-ci étant agencée de manière à se situer radialement vers l'extérieur par rapport à la bride amont 78. De plus, le labyrinthe 80 s'étend radialement jusqu'à épouser l'étage distributeur fixe 18 ou stator prévu entre les deux étages rotoriques 20 et 22, et dispose d'un alésage intérieur 83 entourant la bride amont 78 du disque 5, cet alésage 83 présentant de préférence un diamètre sensiblement identique au diamètre de l'alésage intérieur 48 du disque 3.

**[0034]** Par conséquent, le débit d'air de refroidissement D transitant dans la chambre annulaire 76 et arrivant au niveau de la face aval du disque amont 3, se sépare en deux flux F1 et F2, respectivement destinés à alimenter les aubes 4 et les aubes 6 des disques 3 et 5.

**[0035]** Le premier flux F1 circule donc dans une cavité 68 située entre la face aval du disque de turbine amont 3 et la face amont du labyrinthe 80 afin de refroidir la face aval du disque 3, puis pénètre dans des alvéoles 4a contenant les pieds des aubes 4 afin de refroidir également ces dernières.

**[0036]** De la même façon, le second flux F2 circule dans une cavité 69 située entre la face amont du disque de turbine aval 5 et la face aval du même labyrinthe 80 afin de refroidir la face amont du disque 5, puis pénètre dans des alvéoles 6a contenant les pieds des aubes 6 afin de refroidir également ces dernières. Notons que pour que le second flux F2 atteigne les aubes 6 du disque de turbine aval 5, une pluralité d'orifices 84 est pratiquée dans la bride amont secondaire 82 du disque aval 5.

**[0037]** Par conséquent, le dispositif de ventilation selon l'invention est tel que le débit d'air de refroidissement D prélevé en fond de chambre de combustion 2 et destiné à alimenter simultanément les aubes 4 et 6, emprunte un circuit de refroidissement unique jusqu'à la

sortie du passage entre l'alésage 48 du disque amont 3 et la bride amont 78 du disque de turbine aval 5. Cette caractéristique spécifique simplifie considérablement la conception de la turbine 100 par rapport à celle de la turbine 1 de l'art antérieur, dans laquelle deux débits d'air de refroidissement étaient prélevés en fond de chambre de combustion 2, afin d'emprunter deux circuits de refroidissement totalement séparés.

**[0038]** D'autre part, la bride amont 78 du disque de turbine aval 5 comporte une pluralité d'orifices 86 aptes à être traversés par un troisième flux F3 du débit d'air de refroidissement D. Ce troisième flux F3 est donc acheminé de la chambre annulaire 76 vers un espace annulaire 88 de même axe, l'espace 88 étant situé entre d'une part la bride amont 78 du disque aval 5 et l'alésage intérieur 50 de ce même disque aval 5, et d'autre part l'entretoise 9 disposée autour de l'arbre 11 de rotor de la turbine basse pression. Ainsi, le flux d'air de refroidissement F3 peut circuler axialement vers l'aval dans l'espace annulaire 88, afin de refroidir le disque aval 5 par contact de l'air avec son alésage intérieur 50. Le troisième flux F3 est ensuite évacué en aval de la turbine 100 par les orifices 54 ménagés sur la bride aval 13 du disque de turbine aval 5, cette bride aval 13 participant également à la délimitation extérieure de l'espace annulaire 88 et étant assemblée sur l'entretoise 9 d'axe 40.

**[0039]** Bien entendu, diverses modifications peuvent être apportées par l'homme du métier à la turbine 100 et à son dispositif de ventilation qui viennent d'être décrits, uniquement à titre d'exemples non limitatifs.

## Revendications

1. Dispositif de ventilation d'un rotor de turbine (100) à haute pression d'une turbomachine, la turbine (100) étant disposée en aval d'une chambre de combustion (2) et comportant un disque de turbine amont (3) équipé d'aubes (4) ainsi que d'un disque de turbine aval (5) équipé d'aubes (6), ledit dispositif comportant un circuit de refroidissement muni d'injecteurs (36) disposés en amont du disque amont (3) et étant alimenté par un débit d'air de refroidissement D prélevé en fond de chambre de combustion (2), **caractérisé en ce que** ledit circuit de refroidissement est agencé de manière à ce que le débit d'air de refroidissement D provenant des injecteurs (36) traverse des orifices (74) ménagés dans une bride amont (66) du disque amont (3) autorisant sa fixation sur une bride amont (78) du disque aval (5), afin que ce débit d'air de refroidissement D circule axialement vers l'aval entre un alésage intérieur (48) du disque amont (3) et la bride amont (78) du disque aval (5) autorisant sa fixation sur une bride aval (79) d'un compresseur haute pression ainsi que le centrage du disque amont (3), ledit dispositif de ventilation comportant en outre un labyrinthe unique (80) solidaire de l'un des deux dis-

ques de turbine (3,5) et étant interposé entre ces deux disques, de sorte que le débit d'air de refroidissement D se sépare en un premier flux F1 circulant entre une face aval du disque amont (3) et une face amont du labyrinthe unique (80) en direction des aubes (4), et en un second flux F2 circulant entre une face amont du disque aval (5) et une face aval du labyrinthe unique (80) en direction des aubes (6).

2. Dispositif selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** les injecteurs (36) débouchent dans une cavité (64) partiellement délimitée par la bride amont (66) du disque de turbine amont (3), ainsi que par un joint amont (32) et un joint aval (34), ce dernier coopérant avec une bride amont secondaire (72) du disque de turbine amont (3).
3. Dispositif selon la revendication 1 ou la revendication 2, **caractérisé en ce que** la bride amont (78) du disque de turbine aval (5) dispose d'une pluralité d'orifices (86) aptes à être traversés par un troisième flux F3 du débit d'air de refroidissement D, ledit troisième flux F3 étant susceptible de circuler axialement vers l'aval dans un espace annulaire (88) situé entre d'une part la bride amont (78) du disque aval (5) et un alésage intérieur (50) de ce disque aval (5), et d'autre part une entretoise (9) disposée autour d'un arbre (11) de rotor d'une turbine basse pression.
4. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** le labyrinthe unique (80) est solidaire d'une bride amont secondaire (82) du disque de turbine aval (5), dans laquelle est pratiquée une pluralité d'orifices (84) autorisant la circulation du second flux F2 du débit d'air de refroidissement D, en direction des aubes (6).

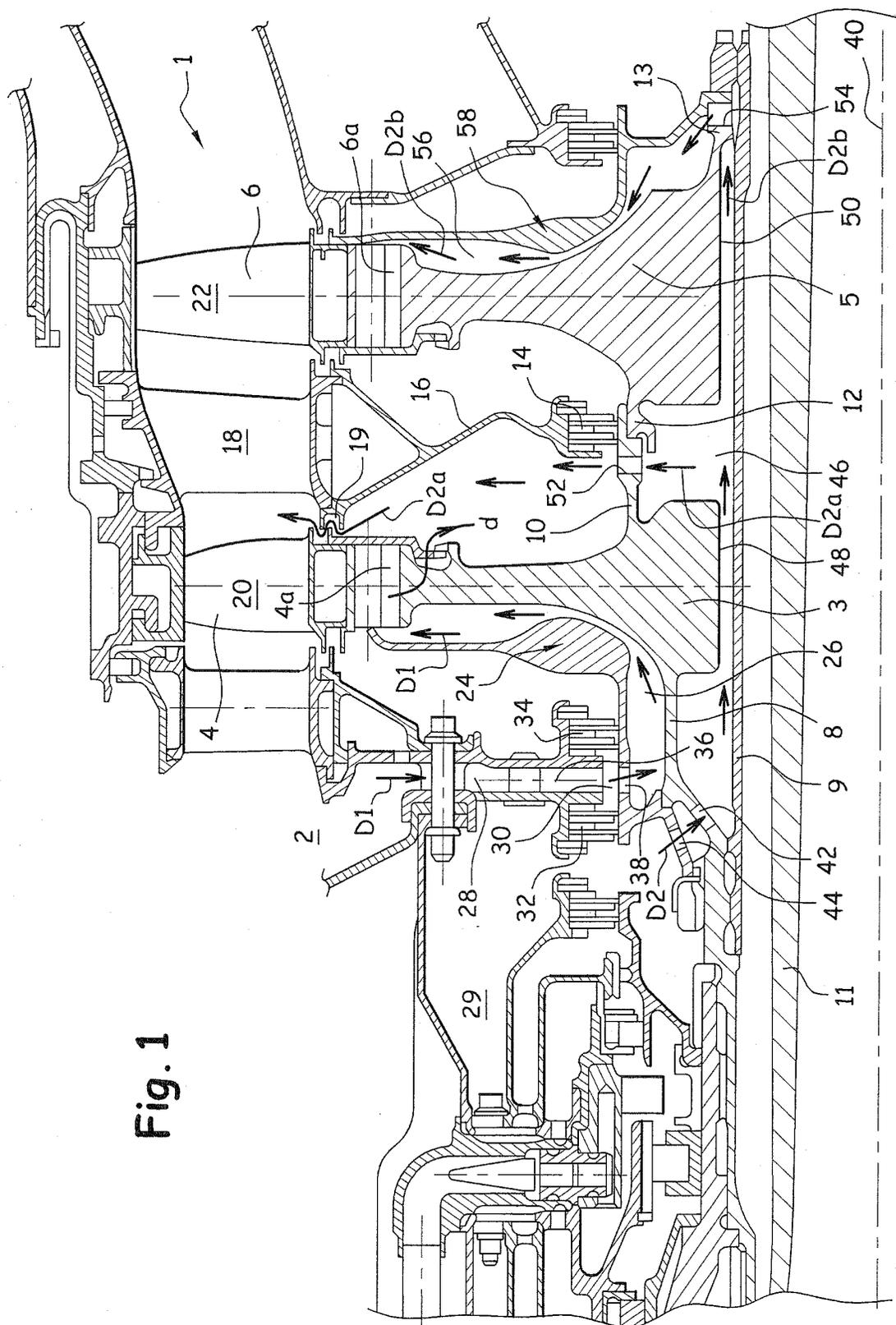


Fig. 1

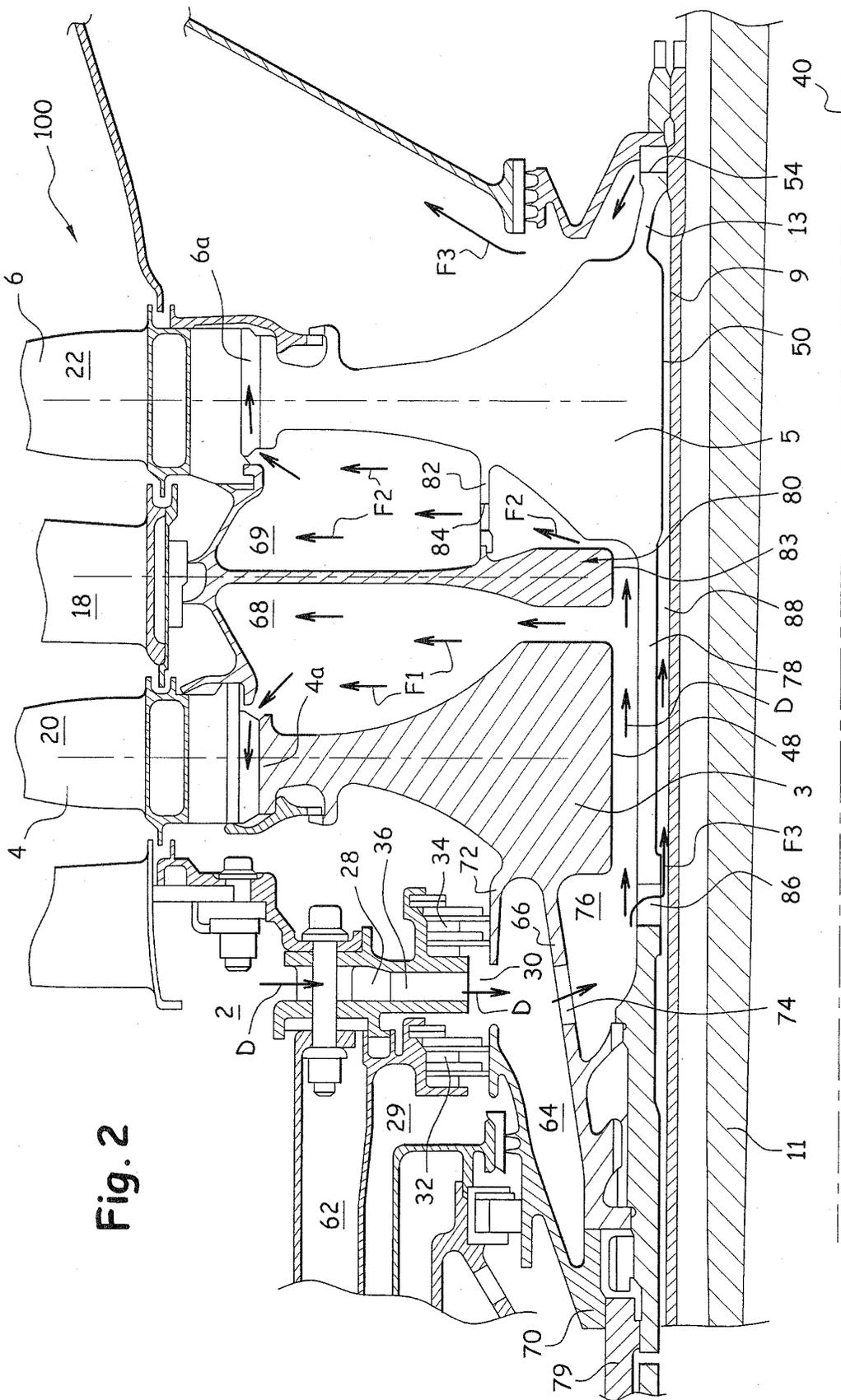


Fig. 2



DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int.Cl.7)
A	DE 198 54 907 A (ROLLS ROYCE DEUTSCHLAND GMBH) 31 mai 2000 (2000-05-31) * colonne 1, ligne 65 - colonne 3, ligne 14 * * figure 1 *	1-4	F01D5/08
A	FR 2 598 179 A (GEN ELECTRIC) 6 novembre 1987 (1987-11-06) * page 5, ligne 15 - ligne 22 * * page 7, ligne 28 - page 8, ligne 23 * * figures 1,2 *	1-4	
A	FR 2 712 029 A (SNECMA) 12 mai 1995 (1995-05-12) * page 3, ligne 13 - page 4, ligne 7 * * page 6, ligne 3 - page 7, ligne 9 * * figure 1 *	1-4	
A	US 3 043 561 A (SCHEPER JR GEORGE W) 10 juillet 1962 (1962-07-10) * le document en entier *	1-4	
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.7)
			F01D
Lieu de la recherche	Date d'achèvement de la recherche	Examineur	
MUNICH	18 mai 2004	Teissier, D	
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

EPO FORM 1503 03.92 (P04C02)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 04 10 0404

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche européenne visé ci-dessus.

Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

18-05-2004

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
DE 19854907	A	31-05-2000	DE 19854907 A1	31-05-2000
FR 2598179	A	06-11-1987	DE 3713923 A1	05-11-1987
			FR 2598179 A1	06-11-1987
			GB 2189845 A ,B	04-11-1987
			IT 1208035 B	01-06-1989
			JP 1981032 C	17-10-1995
			JP 7009194 B	01-02-1995
			JP 62276226 A	01-12-1987
			US 4882902 A	28-11-1989
FR 2712029	A	12-05-1995	FR 2712029 A1	12-05-1995
			DE 69407539 D1	05-02-1998
			DE 69407539 T2	28-05-1998
			EP 0651137 A1	03-05-1995
			US 5586860 A	24-12-1996
US 3043561	A	10-07-1962	CH 378100 A	31-05-1964
			GB 926160 A	15-05-1963

EPO FORM P0460

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82