

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
COURBEVOIE

①1 N° de publication :  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)

**3 039 202**

②1 N° d'enregistrement national : **15 56951**

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : **F 01 D 17/00 (2017.01), F 01 D 1/26, F 02 K 3/072, 3/065, F 02 C 6/00, B 64 D 27/20**

①2 **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

**A1**

②2 Date de dépôt : 22.07.15.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 27.01.17 Bulletin 17/04.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

Demande(s) d'extension :

⑦1 Demandeur(s) : *SNECMA Société anonyme* — FR.

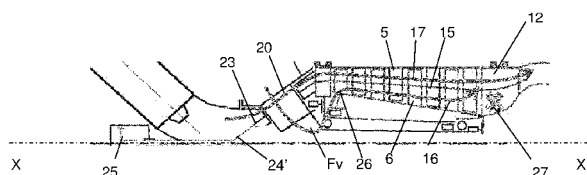
⑦2 Inventeur(s) : GALLET FRANCOIS.

⑦3 Titulaire(s) : SNECMA Société anonyme.

⑦4 Mandataire(s) : GEVERS & ORES Société anonyme.

⑤4 **AERONEF COMPORTANT UNE TURBOMACHINE INTEGREE AU FUSELAGE ARRIERE A ALIMENTATION VARIABLE.**

⑤7 L'invention concerne un aéronef propulsé par une turbomachine à soufflantes contrarotatives (7, 8), la turbomachine étant intégrée à l'arrière d'un fuselage (1) de l'aéronef, dans le prolongement de celui-ci et comprenant au moins deux générateurs de gaz (2a, 2b) qui alimentent, par une veine centrale (4) commune, une turbine de puissance (3), la turbine (3) comportant deux rotors contrarotatifs (5, 6) pour entraîner deux soufflantes (7,8) disposées en aval des générateurs de gaz (2a, 2b), aéronef caractérisé en ce qu'il comporte des moyens (15) agencés pour séparer le flux de gaz dans la turbine de puissance (3) en au moins deux veines concentriques (16, 17) et un dispositif de distribution du flux de gaz (21-24) entre ces veines (16, 17) à partir de la veine centrale (4), ledit dispositif de distribution étant configuré pour pouvoir ouvrir ou fermer l'alimentation d'au moins une veine (16), dite occultable, parmi les veines (16, 17) de la turbine de puissance (3).



FR 3 039 202 - A1



**Domaine de l'invention et état de la technique :**

La présente invention se rapporte au domaine des aéronefs tels que des avions, notamment civils, propulsés par une turbomachine intégrée dans le prolongement du fuselage, en aval de celui-ci. Elle concerne plus particulièrement les moyens pour adapter la turbomachine dans ce type d'architecture à des situations particulières de fonctionnement qui doivent être prises en compte pour des questions de sécurité.

Il a été proposé dans la demande de brevet FR-A1-2 997 681, une nouvelle architecture d'aéronef permettant de réduire les nuisances sonores et la consommation de carburant de l'aéronef en limitant la traînée aérodynamique par absorption de la couche limite.

Dans une telle architecture, un aéronef est propulsé par une turbomachine à soufflantes contrarotatives carénées, la turbomachine étant intégrée à l'arrière du fuselage de l'aéronef. Généralement, la turbomachine comprend au moins deux générateurs de gaz qui alimentent une turbine de puissance ayant deux rotors contrarotatifs pour entraîner deux soufflantes disposées en aval des générateurs de gaz. Les générateurs de gaz ont des entrées d'air latérales distinctes pour alimenter chacun d'eux.

En aval des générateurs de gaz, les soufflantes sont disposées dans le prolongement du fuselage de l'aéronef et généralement alimentées par une couronne annulaire reliée à ce dernier, de manière à absorber une partie au moins de la couche limite formée autour du fuselage. Le diamètre des soufflantes est de l'ordre de celui du fuselage dans sa plus grande section. La vitesse de rotation des soufflantes est généralement plus basse que pour des turbomachines classiques, notamment pour que la vitesse en tête d'aube soit subsonique..

La turbine de puissance est donc dimensionnée pour fonctionner en étant alimentée par l'ensemble des générateurs de gaz. Dans le cas où l'un des générateurs de gaz est éteint pour une cause volontaire ou accidentelle, le débit entrant dans la turbine est sensiblement diminué. Par exemple, Il est pratiquement divisé par deux dans le cas de deux générateurs de gaz, un seul fonctionnant. La

section de passage de la veine de la turbine est alors trop grande pour le débit considéré et la vitesse de l'écoulement y est fortement diminuée. La puissance fournie par la turbine, dépendant du débit et de la vitesse du flux qui la traverse, devient trop faible et est, par exemple, nettement inférieure à celle obtenue pour un aéronef avec deux turbomachines séparées lorsqu'on arrête l'une d'elles.

La présente invention a pour objet d'adapter la turbine au cas où l'un des générateurs de gaz serait éteint et qu'il en reste au moins un en fonctionnement.

### **Exposé de l'invention :**

10 A cet effet, l'invention concerne un aéronef propulsé par une turbomachine à soufflantes contrarotatives, la turbomachine étant intégrée à l'arrière d'un fuselage de l'aéronef, dans le prolongement de celui-ci et comprenant au moins deux générateurs de gaz qui alimentent, par une veine centrale commune, une turbine de puissance, la turbine comportant deux rotors contrarotatifs pour entraîner deux  
15 soufflantes disposées en aval des générateurs de gaz, aéronef caractérisé en ce qu'il comporte des moyens agencés pour séparer le flux de gaz dans la turbine de puissance en au moins deux veines concentriques et un dispositif de distribution du flux de gaz entre ces deux veines à partir de la veine centrale, ledit dispositif de distribution étant configuré pour pourvoir ouvrir ou fermer l'alimentation d'au moins  
20 une veine, dite occultable, parmi les au moins deux veines concentriques de la turbine de puissance.

Ladite au moins une veine occultable a de préférence une section de passage sensiblement égale à la section de passage totale dans la turbine divisée par le nombre de générateurs de gaz. De cette façon, lorsqu'un générateur de gaz est  
25 arrêté et que les autres générateurs de gaz fonctionnent, le dispositif permet de conserver une turbine contrarotative en mode dégradée où seule la section de chaque aube présente dans la ou les veines non occultées est soumise au flux. Comme la section globale de passage de la ou les veines non occultées correspond au débit fourni par le ou les générateurs de gaz restant en  
30 fonctionnement, la vitesse du flux auquel sont soumises les aubes est

sensiblement la même qu'en fonctionnement normal. La puissance fournie est diminuée à cause du débit moindre mais il ne s'y ajoute pas l'effet d'une chute sensible de la vitesse de l'écoulement incident sur les aubes.

5 Par ailleurs, le fait que le dispositif de distribution soit dans la veine commune centrale entraîne qu'il n'y a pas de veine dédiée à l'un ou l'autre des générateurs de gaz, leurs flux se mélangent dans la veine centrale. Le dispositif de distribution permet donc d'adapter la section de passage des gaz dans la turbine de puissance aux générateurs de gaz restant en fonctionnement, indépendamment du fait de savoir lequel est arrêté.

10 De préférence, chaque rotor de la turbine de puissance comportant au moins une couronne d'aubes, les moyens de séparation du flux en veines concentriques. comportent des nageoires s'étendant circonférentiellement entre les aubes de chaque couronne, à un rayon intermédiaire entre les extrémités radiales de ces aubes.

15 Avantageusement, le dispositif de distribution comporte des passages du flux de gaz dédiés à l'alimentation en flux de gaz venant de la veine centrale de chacune des au moins deux veines concentrique de la turbine de puissance et solidaires d'une structure fixe de la turbomachine.

20 Préférentiellement, ladite veine concentrique radialement la plus interne dans la turbine de puissance est une veine occultable. C'est donc préférentiellement la partie externe des aubes qui reste soumise à un flux incident lorsque la turbine fonctionne en mode dégradé.

25 Selon un mode de réalisation préférée, ladite au moins une veine occultable comprend une ouverture d'entrée dans la veine centrale définie entre deux bords suivant sensiblement par une même courbe autour d'un axe de la turbomachine et décalés suivant ledit axe.

30 De préférence, le dispositif de distribution comporte une pièce mobile en translation suivant un axe de la turbomachine et est configuré de telle sorte que ladite pièce ouvre ou ferme la section d'entrée de ladite au moins une veine occultable de la turbine de puissance suivant sa position en translation. Ainsi,

n'ayant pas de pièce tournante, le dispositif de distribution peut avoir une conception simple, avec des actionneurs que l'on peut reporter dans le fuselage, où la problématique d'encombrement est moins sévère.

De préférence, l'aéronef comporte des moyens configurés pour alimenter avec un flux d'air de ventilation ladite au moins une veine occultable de la turbine de puissance lorsque son alimentation en gaz par la veine centrale est fermée.

En effet, les moyens de séparation des veines concentriques de la turbine de puissance ne sont pas parfaits. Ils peuvent laisser passer un courant de fuite. Le flux de ventilation purge la veine occultable lorsqu'elle est fermée et contrecarre la tendance des gaz primaires à s'échapper dans la veine occultable par les interstices entre les nageoires.

Avantageusement, l'aéronef comprend des moyens configurés pour fermer la sortie de ladite au moins une veine occultable de la turbine de puissance lorsque son alimentation en gaz par la veine centrale est fermée. Cela empêche que le flux de ventilation ne soit aspiré par la rotation des aubes de la turbine. Il ne peut s'échapper que par les interstices entre les nageoires et remplit ainsi son effet de purge.

Avantageusement, le pilotage des moyens de fermeture en sortie de ladite au moins une veine occultable est fonction de la différence entre une force de rappel élastique et une pression des gaz en sortie de ladite au moins une veine occultable. En effet, la pression exercée par le flux de ventilation est beaucoup plus faible que celle exercée par le flux primaire lorsque la veine est ouverte. Il est donc facile de régler la force de rappel pour que les moyens se ferment lorsqu'on ferme l'alimentation de la veine et qu'ils s'ouvrent sans gêner le fonctionnement de la turbine lorsque l'alimentation de la veine en flux primaire est effective.

Avantageusement, des bras de soutien d'un carter aval, tournant avec un rotor de la turbine de puissance, répartis en couronne à la sortie de ladite turbine, supportent lesdits moyens de fermeture.

Dans ce cas, lesdits moyens de fermeture peuvent comporter des lames souples, chacune étant fixée à un bras de soutien dans la zone du bord d'attaque

et s'étendant dans la direction circonférentielle jusqu'à un bras de soutien voisin lorsqu'aucune force ne s'exerce dessus suivant une direction provenant de ladite au moins une occultable.

Enfin, l'invention concerne plus particulièrement un aéronef dans lequel les  
5 générateurs sont alimentés par des entrées d'air distinctes, disposées en périphérie du fuselage de l'aéronef.

### **Brève description des figures :**

La présente invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques  
10 et avantages de la présente invention apparaîtront plus clairement à la lecture de la description d'un exemple non limitatif qui suit, en référence aux dessins annexés sur lesquels :

La figure 1 présente une vue schématique en coupe longitudinale de la partie  
arrière d'un aéronef équipé d'une turbomachine selon l'invention ;

15 La figure 2 présente une vue schématique d'une demi-coupe longitudinale de la turbomachine selon l'invention au niveau de la turbine de puissance dans un mode de fonctionnement normal ;

La figure 3 présente une vue schématique de dessus d'une demi-coupe  
20 longitudinale de la turbomachine selon l'invention au niveau de la turbine de puissance dans un mode de fonctionnement dégradé ;

La figure 4 présente une vue schématique en coupe longitudinale d'un mode de  
réalisation d'un dispositif de distribution réglable de l'écoulement primaire à l'entrée  
de la turbine de puissance ;

Les figures 5a et 5b présentent schématiquement une vue circonférentielle  
25 déployée entre deux bras support adjacents, d'un moyen de blocage de l'écoulement primaire en sortie d'une veine de la turbine de puissance dans deux situations de fonctionnement.

### **Description d'un mode de réalisation :**

L'invention s'applique en particulier à un aéronef tel qu'un avion comportant une turbomachine du type de celle représentée sur la figure 1.

Comme représenté sur la figure 1, la turbomachine est centrée sur l'axe longitudinal XX du fuselage 1 de l'aéronef. Cette turbomachine comprend, d'amont en aval dans le sens d'écoulement des gaz, deux générateurs de gaz distincts 2a, 2b alimentant simultanément une unique turbine de puissance 3. La turbomachine est installée à l'extrémité avale du fuselage 1 de l'aéronef.

Dans ce document, les dénominations axiales et radiales se réfèrent à l'axe XX du fuselage et de la turbomachine. De même, les termes amont et aval se réfèrent à la direction de l'écoulement principal le long de cet axe.

De façon connue en soi, chaque générateur de gaz 2a, 2b comprend au moins un compresseur, une chambre de combustion et une turbine (non représentés sur les figures).

Chaque générateur de gaz 2a, 2b est logé à l'intérieur d'une veine d'écoulement primaire 3a, 3b. Des entrées d'air distinctes 4a, 4b sont prévues pour ces veines 3a, 3b afin d'alimenter chaque générateur de gaz 2a, 2b. Sur l'exemple présenté, les entrées d'air 4a, 4b sont reliées au fuselage 1 de l'aéronef, en amont des générateurs de gaz 2a, 2b, et leur paroi interne est directement intégrée au fuselage 1. Elles absorbent ainsi une partie de la couche limite formée autour du fuselage 1 de l'aéronef. Dans une autre configuration, non représentée, les entrées d'air latérales alimentant chacun des générateurs de gaz peuvent être, au contraire, écartées du fuselage 1 de l'aéronef, de manière à minimiser ce phénomène d'absorption de la couche limite et à faciliter le fonctionnement des générateurs de gaz. Il est également envisageable d'utiliser plus de deux générateurs de gaz, par exemple trois pour alimenter la turbine de puissance 3.

De préférence, les deux veines d'écoulement primaires 3a, 3b des générateurs de gaz 2a, 2b convergent sur l'axe longitudinal XX et forment entre elles un V ouvert vers l'amont, dont l'angle d'ouverture est de préférence compris entre 80° et 120°.

Les deux veines d'écoulement primaires 3a, 3b des générateurs de gaz 2a, 2b convergent dans une veine primaire centrale 4 qui alimente la turbine de puissance 3. Un mélangeur (non représenté sur les figures) est de préférence positionné au niveau de la zone de convergence des deux veines 3a, 3b, logeant les générateurs de gaz 2a, 2b. Ce mélangeur a pour fonction de mélanger les flux gazeux issus des deux générateurs de gaz 2a, 2b pour créer un flux gazeux unique homogène en sortie de la veine centrale primaire 4.

La turbine de puissance 3, qui est alimentée par ce flux primaire en sortie de la veine centrale 4, est munie de deux rotors 5, 6 de turbine contrarotatifs pour entraîner de façon contrarotative deux soufflantes 7, 8. Ces rotors de turbine 5, 6 sont coaxiaux et centrés sur l'axe longitudinal XX. Ils tournent autour d'un carter central 9 fixé à la structure de l'aéronef.

Ici, un premier rotor 5 de turbine correspond à des aubes liées à un corps tubulaire 5a séparant la veine d'écoulement primaire, dans la turbine de puissance 3, de la veine d'écoulement secondaire, dans laquelle se trouvent les soufflantes 7,8. Les aubes et le corps tubulaire 5a du premier rotor 5 sont reliées aux paliers de support du rotor 5 sur le carter intérieur 9 par des bras support 10 qui traversent la veine primaire en amont de la turbine de puissance 3.

Sur le même exemple, le deuxième rotor 6 correspond à des aubes liées à une paroi radialement intérieure de la veine primaire dans la turbine 3 et intercalées longitudinalement entre les aubes du premier rotor 5.

En aval de la turbine de puissance 3, la partie radialement interne du deuxième rotor 6 se prolonge par un corps central 11. D'autre part, elle est reliée, par des bras support 12, à un anneau 13 de support des aubes de la soufflante aval 8. De plus, cet anneau 13 prolonge le corps tubulaire 5a du premier rotor 5 et comporte une extension vers l'arrière, de façon à former, avec le corps central 11, une tuyère d'éjection primaire, en sortie de la turbine de puissance 3.

Sur l'exemple présenté, une première soufflante 7, amont, est positionnée au niveau de l'entrée de la turbine de puissance 3. Elle est reliée au premier rotor 5 au niveau des bras 10 qui soutiennent en amont le corps extérieur cylindrique 5a.



Cette soufflante amont 7 tourne donc à la même vitesse que le premier rotor 5 de la turbine de puissance 3.

Sur le même exemple, la deuxième soufflante 8, aval, est positionnée au niveau de la sortie de la turbine de puissance 3. Elle est reliée au deuxième rotor 6 au niveau de l'anneau de support 13 et des bras 12 qui le soutiennent. Cette soufflante aval 8 tourne donc à la même vitesse que le deuxième rotor 6 de la turbine de puissance 3.

Les deux soufflantes 7, 8 sont carénées par une nacelle 14 fixée à la structure de l'aéronef. Cette nacelle 14 est notamment fixée, ici, à l'empennage vertical de l'aéronef, non représenté sur les figures. Les soufflantes présentent un diamètre externe D qui correspond sensiblement au diamètre externe le plus élevé du fuselage 1 de l'aéronef.

L'air entrant dans les soufflantes 7, 8 étant en partie composé de la couche limite du fuselage de l'aéronef, la vitesse en entrée est peu élevée par rapport à des soufflantes classiques de turbomachine et la vitesse en sortie est également plus basse à taux de compression identique, ce qui améliore les performances propulsives et acoustiques de ces soufflantes. Par ailleurs, l'important diamètre externe D des soufflantes 7, 8 entraîne que leur vitesse de rotation, comme celle des rotors 5, 6 de la turbine de puissance 3, restera également peu élevée par rapport à une turbomachine classique. Selon un premier aspect de l'invention, en référence à la figure 2, les aubes de turbine des deux rotors 5, 6 ainsi que les bras support 10, 12 de ces rotors qui traversent l'écoulement primaire, sont équipés de nageoires 15 ayant une extension circonférentielle, sensiblement à mi chemin des extrémités radiales de la veine d'écoulement primaire.

La forme des nageoires 15 permet de séparer la veine de l'écoulement primaire en une veine radialement interne 16 et une veine radialement externe 17, les deux veines étant de révolution autour de l'axe longitudinal XX. La figure 4 permet de se représenter la forme de ces nageoires 15 sur un bras support 10 du premier rotor 5. De telles nageoires 15 forment ici la séparation entre les veines interne 16 et externe 17, de manière continue dans le sens circonférentiel mais laissent

longitudinalement un espace entre elles, de manière à permettre la rotation différentielle des étages successifs de la turbine. En cela, elles sont comparables aux viroles 18, 19, qui sont situées au pied et au bout des aubes ou des bras dans la turbine 3 et qui reconstituent les parois internes et externe du passage de l'écoulement primaire dans la turbine de puissance 3. Ces viroles 18, 19, ainsi que la nageoire 15 sont représentée sur le bras support 10 du premier rotor 5 dans la figure 4.

En référence à la figure 4, un dispositif est mis en place pour distribuer l'écoulement primaire venant de la veine centrale 4 entre les veines interne 16 et externe 17 de la turbine de puissance 3.

Ici, une couronne de bras structuraux 20, inclinés par rapport à l'axe longitudinal XX, permet de maintenir le carter central 9 de la turbine de puissance 3 à la structure fixe de la turbomachine en amont. La direction perpendiculaire à ces bras structuraux définit un cône de divergence allant de la veine centrale 4 aux veines 16, 17 de la turbine de puissance 3.

Cette couronne de bras structuraux 20 permet de tenir une série de viroles tronconiques 21, 22, 23 s'évasant vers l'arrière. Une virole tronconique externe 22 forme le raccord entre la paroi radiale extérieure de la veine centrale 4 et la paroi radiale extérieure de la veine externe 17 de la turbine 3. Une virole tronconique interne 21 forme, partant d'un bord amont 29, ici sensiblement circulaire et ayant un rayon déterminé R, se raccorde à la paroi radialement interne de la veine interne 16 de la turbine 3. Une virole tronconique intermédiaire 23 est également fixée sur les bras support 20 de manière à séparer la veine entre les deux viroles 21, 22 d'extrémité en deux veines de section sensiblement égale et à se raccorder, dans sa partie aval, aux nageoires 15 sur le bras 10 du premier rotor 5. De cette manière, les viroles tronconiques 21, 22, 23 prolongent vers l'amont les veines interne 16 et externe 17 de la turbine de puissance 3.

De manière préférée, la virole tronconique intermédiaire 23 se prolonge vers l'avant, dans la veine centrale 4, suivant une inclinaison constante, jusqu'à un bord amont 30 situé à une distance axiale L en amont du bord amont 29 de la virole

interne 21. Le bord amont 30 de la virole intermédiaire 23 est sensiblement circulaire, avec un rayon R sensiblement égal à celui du bord amont 29 de la virole interne 21.

Par ailleurs, une pièce de révolution 24 en forme de dôme ferme la veine centrale 4 jusqu'au rayon R déterminé auquel s'arrête la virole tronconique interne 21. En correspondance avec cette caractéristique, la pièce de révolution 24 est mobile en translation le long de l'axe longitudinal XX. Elle peut être bougée par des actionneurs 25, représentés sur les figures 2 et 3 et qui peuvent de trouver dans le fuselage 1 de l'aéronef en avant de la turbomachine. Elle peut être positionnée, comme, c'est illustré sur la figure 4, soit dans une position où elle se raccorde avec le bord amont 29 de la virole interne 21, soit dans une position où elle se raccorde avec le bord amont 30 de la virole intermédiaire 23.

En référence à la figure 2, lorsque la pièce 24 est positionnée vers l'arrière par les actionneurs 25, le flux d'air primaire venant de la veine centrale 4 se sépare, ainsi que s'est indiqué par les deux flèches provenant de la veine centrale, en deux flux répartis entre les veines interne 16 et externe 17 de la turbine de puissance 3. Cela correspond au cas, où le flux venant de la veine centrale 4 est le mélange de sortie des deux générateurs de gaz 2a, 2b en fonctionnement.

En référence à la figure 3, lorsque la pièce 24 est positionnée vers l'avant, dans la position 24', par les actionneurs 25, le flux d'air primaire venant de la veine centrale 4 ne passe que dans la veine externe 17 de la turbine de puissance 3, ainsi que s'est indiqué par la flèche provenant de la veine centrale 4. Cela correspond au cas, où le flux venant de la veine centrale ne provient que d'un générateur de gaz, 2a ou 2b.

Selon un autre aspect de l'invention, la turbine de puissance 3 est agencée pour introduire un flux d'air de ventilation  $F_v$  dans la veine interne 16 lorsque son entrée est fermée. En référence à la figure 3, ce flux d'air de ventilation  $F_v$  peut être prélevé en amont de la turbine 3 par une entrée d'air non représentée et être acheminé vers une arrivée 26 dans la partie amont la veine interne 16 en passant par les bras 20 structuraux de support du carter central 9. Comme c'est représenté

par la flèche sur la figure 2, cette arrivée 26 d'air de ventilation dans la veine interne 16 est fermée lorsque la veine interne 16 est en communication avec la veine primaire centrale 4.

5 Par ailleurs, cette arrivée d'air de ventilation 26 peut être commandée par un système de clapet qui l'ouvre ou la ferme automatiquement, en fonction de la pression appliquée par l'écoulement primaire, suivant qu'il passe ou non dans la veine interne 16.

10 De préférence, lorsque l'entrée d'air primaire dans la veine interne 16 de la turbine 3 est fermée, des moyens de fermeture 27 de la sortie de la veine interne 16 sont actionnés. De cette manière, l'air de ventilation ne peut s'échapper que via l'espace situé entre les nageoires 15, et peut ainsi remplir sa fonction de purge.

Bien sûr, ces moyens 27 doivent être ouverts lorsque la turbine de puissance 3 fonctionne avec ses deux veines 16, 17 traversées par le flux d'écoulement primaire.

15 Un exemple non limitatif de dispositif permettant de réaliser ces moyens de fermeture 27 de sorte qu'ils se ferment et s'ouvrent automatiquement en fonction, respectivement, de la fermeture et de l'ouverture en amont de la veine interne 16, est décrit sur les figures 5a et 5b.

20 En référence à la figure 5a, des lames souples 28 de la hauteur de l'extension radiale de la veine interne 16 sont fixées à chaque bras support 12 du deuxième rotor 6, à l'arrière de la turbine 3. Ces lames souples 28 ont une longueur suivant l'axe longitudinal XX du même ordre que celle des bras 12 et d'une valeur supérieure à l'écartement entre deux bras 12 successifs dans le sens circonférentiel. Elles sont placées sur la face intrados de chaque bras 12 par rapport au sens de rotation du flux primaire, ainsi qu'il est représenté par des flèches en traits épais sur la figure 5a, et elles sont fixées à chaque bras 12 au niveau de son bord d'attaque 12a.

30 Comme c'est représenté sur la figure 5a, lorsque la veine interne 16 est ouverte et que le flux primaire, représenté par des flèches en traits épais, arrive sur ces lames 28, ce flux possède suffisamment d'énergie pour plaquer les lames 28

contre les bras 12 du deuxième rotor 6, et donc libérer l'espace nécessaire à son passage.

Par contre, en référence à la figure 5b, lorsque la veine interne 16 est fermée et que c'est l'air de ventilation, représenté par des flèches en traits fins, qui arrive sur ces lames 28, cet air n'a pas assez de pression pour pousser ces lames 28. Ces lames 28 se détendent donc à partir du bord d'attaque 12a de chaque bras 12 et leur extrémité arrière vient s'appuyer contre le bras 12 adjacent. Elles forment donc une obstruction de la sortie aval de la veine interne 16 et forcent cet air de ventilation à s'échapper par les espaces situés entre les nageoires 15, vers la veine externe 17, dans la turbine de puissance 3.

Ainsi, une méthode pour passer, sur un tel aéronef, en fonctionnement de la turbomachine avec un seul générateur de gaz, par exemple en cas de perte accidentelle de l'un deux, peut comporter essentiellement, du moins en ce qui concerne la turbine de puissance 3, une commande de déplacement de la pièce centrale 24 vers l'avant, en position 24', pour fermer l'entrée d'écoulement primaire dans la veine interne 16. Dans ce cas, l'écoulement d'air de ventilation  $F_v$  se met en place, avec l'ouverture de l'arrivée d'air 26 et l'obstruction de la sortie de la veine interne 16 par les moyens de fermeture 27, qui sont commandés automatiquement par les conditions d'écoulement.

L'invention a été présentée dans le cas de deux générateurs de gaz. Dans le cas, non représenté de plusieurs générateurs de gaz, par exemple trois, une variante de l'invention consiste à modifier la répartition des sections de passage entre les veines interne 16 et externe 17 de la turbine de puissance 3, de manière à ce que la section de passage restante lorsque la veine interne 16 est occultée corresponde au débit du nombre de générateurs de gaz moins un. Dans le cas de trois générateurs de gaz, les rapports des sections de passage par rapport à la section de passage globale sont respectivement de un tiers et deux tiers, pour la veine interne 16 et pour la veine externe 17. Dans ce cas, la virole intermédiaire 23 sur les bras structuraux en entrée de la turbine est rapprochée en conséquence de la virole interne 21 et la distance axiale  $L$  de son bord amont 30 au bord amont

29 de la virole interne 21 est diminué d'autant. Pour occulter la veine interne, la pièce tronconique 24 doit donc se déplacer d'une distance moindre mais le principe de fonctionnement de cette variante reste identique au précédent.

Les deux variantes peuvent fonctionner avec plus de deux générateurs de gaz.

- 5 En particulier, dans le cas de trois générateurs, la deuxième variante peut fonctionner si deux générateurs de gaz s'arrêtent, elle permet une chute de la vitesse du flux dans la veine extérieure 16 qui est moins importante qu'avec l'art antérieur et donc diminue la perte de puissance.

- 10 Enfin, par exemple dans le cas de trois générateurs, on peut généraliser la troisième variante en considérant la turbine fonctionnant avec deux générateurs de gaz et la veine extérieure 16 et en lui appliquant la variante de l'invention prévue pour deux générateurs, c'est-à-dire en subdivisant la veine extérieure en deux veine concentriques.

## Revendications

1. Aéronef propulsé par une turbomachine à soufflantes contrarotatives (7, 8), la turbomachine étant intégrée à l'arrière d'un fuselage (1) de l'aéronef, dans le prolongement de celui-ci et comprenant au moins deux générateurs de gaz (2a, 2b) qui alimentent, par une veine centrale (4) commune, une turbine de puissance (3), la turbine (3) comportant deux rotors contrarotatifs (5, 6) pour entraîner deux soufflantes (7,8) disposées en aval des générateurs de gaz (2a, 2b), aéronef caractérisé en ce qu'il comporte des moyens (15) agencés pour séparer le flux de gaz dans la turbine de puissance (3) en au moins deux veines concentriques (16, 17) et un dispositif de distribution du flux de gaz (21-24) entre ces au moins deux veines (16, 17) à partir de la veine centrale (4), ledit dispositif de distribution étant configuré pour pouvoir ouvrir ou fermer l'alimentation d'au moins une veine (16), dite occultable, parmi les au moins deux veines concentriques (16, 17) de la turbine de puissance (3).  
5
2. Aéronef selon la revendication précédente, dans lequel chaque rotor (5, 6) de la turbine de puissance (3) comportant au moins une couronne d'aubes, les moyens de séparation du flux en veines concentriques (16, 17) comportent des nageoires (15) s'étendant circonférentiellement entre les aubes de chaque couronne, à un rayon intermédiaire entre les extrémités radiales de ces aubes.  
10
3. Aéronef selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la veine concentrique radialement la plus interne dans la turbine de puissance est une veine occultable.  
15
4. Aéronef selon l'une des revendications précédentes, dans lequel ladite au moins une veine occultable (16) comprend une ouverture d'entrée dans la veine centrale (4) définie entre deux bords (29, 30) définis sensiblement par une même courbe autour d'un axe (XX) de la turbomachine et décalés suivant ledit axe.  
20  
25  
30

5. Aéronef selon la revendication précédente, dans lequel le dispositif de distribution comporte une pièce (24) mobile en translation suivant l'axe de la turbomachine, et il est configuré de telle sorte que ladite pièce ouvre (24) ou ferme (24') la section d'entrée (29, 30) de ladite au moins une veine occultable (16) de la turbine de puissance (3) suivant sa position en translation.  
5
6. Aéronef selon l'une des revendications précédentes, comportant des moyens (26) configurés pour alimenter avec un flux d'air de ventilation (Fv) ladite au moins une veine occultable (16) de la turbine de puissance (3) lorsque son alimentation en gaz par la veine centrale (4) est fermée.  
10
7. Aéronef selon la revendication précédente, comportant des moyens (27) configurés pour fermer la sortie de ladite au moins une veine occultable (16) de la turbine de puissance (3) lorsque son alimentation en gaz par la veine centrale (4) est fermée.
- 15 8. Aéronef selon la revendication précédente, dans lequel le pilotage des moyens de fermeture (27) en sortie de ladite au moins une veine occultable (16) est fonction de la différence entre une force de rappel élastique et une pression des gaz en sortie de ladite au moins une veine occultable.
- 20 9. Aéronef selon la revendication précédente, comprenant des bras de soutien (12) d'un carter aval (13), tournant avec un rotor (6) de la turbine de puissance (3), répartis en couronne à la sortie de ladite turbine, lesdits bras de soutien (12) supportant lesdits moyens de fermeture (27).
- 25 10. Aéronef selon la revendication précédente, dans lequel lesdits moyens de fermeture (27) comportent des lames souples, chacune étant fixée à un bras de soutien (12) dans la zone du bord d'attaque (12a) et s'étendant dans la direction circonférentielle jusqu'à un bras de soutien (12') voisin lorsqu'aucune force ne s'exerce dessus suivant une direction provenant de ladite au moins une veine occultable (16).



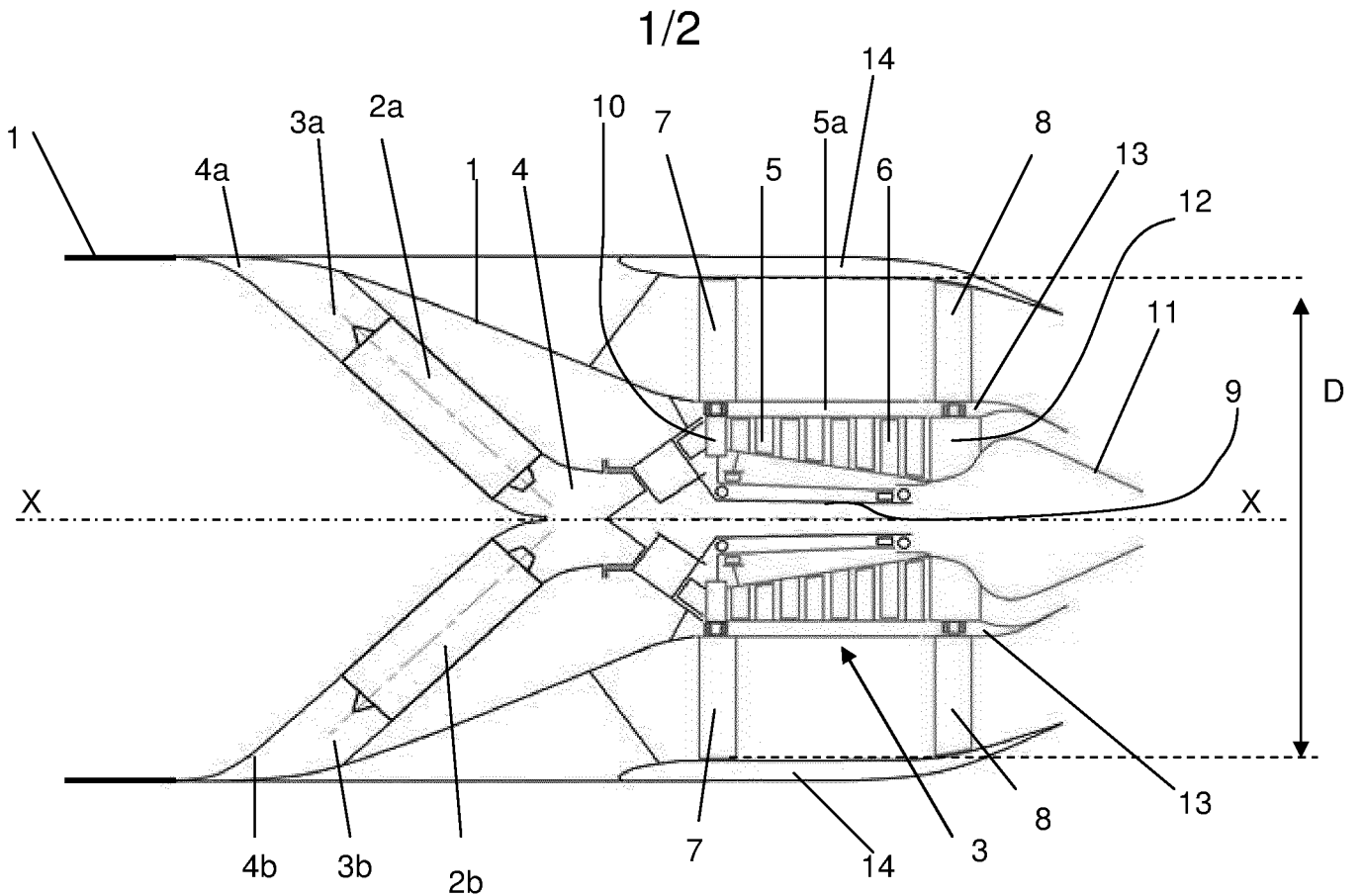


Fig. 1

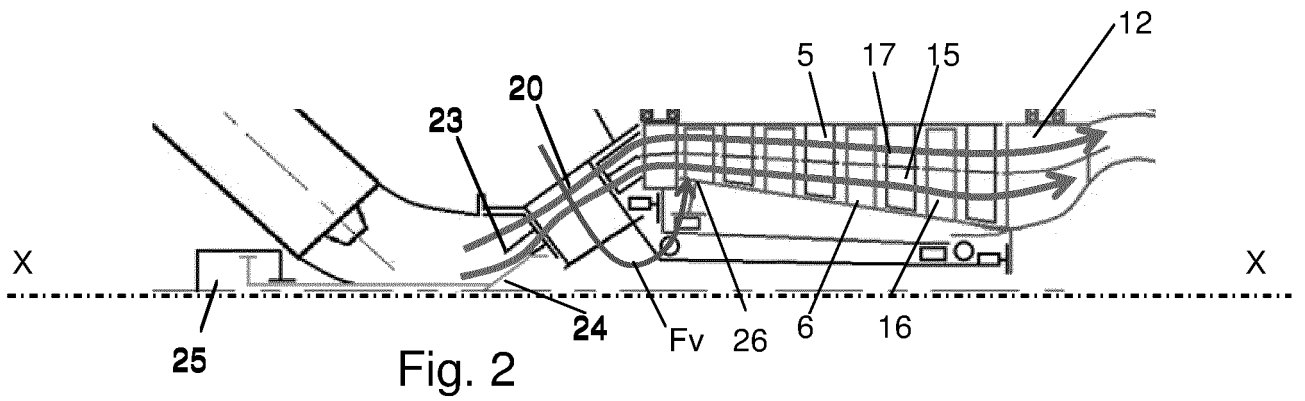


Fig. 2

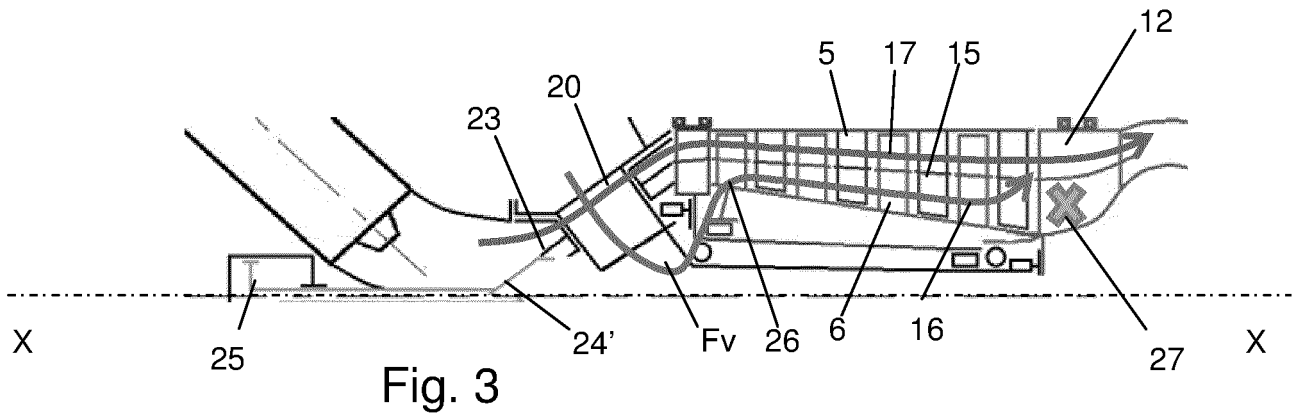


Fig. 3

2/2

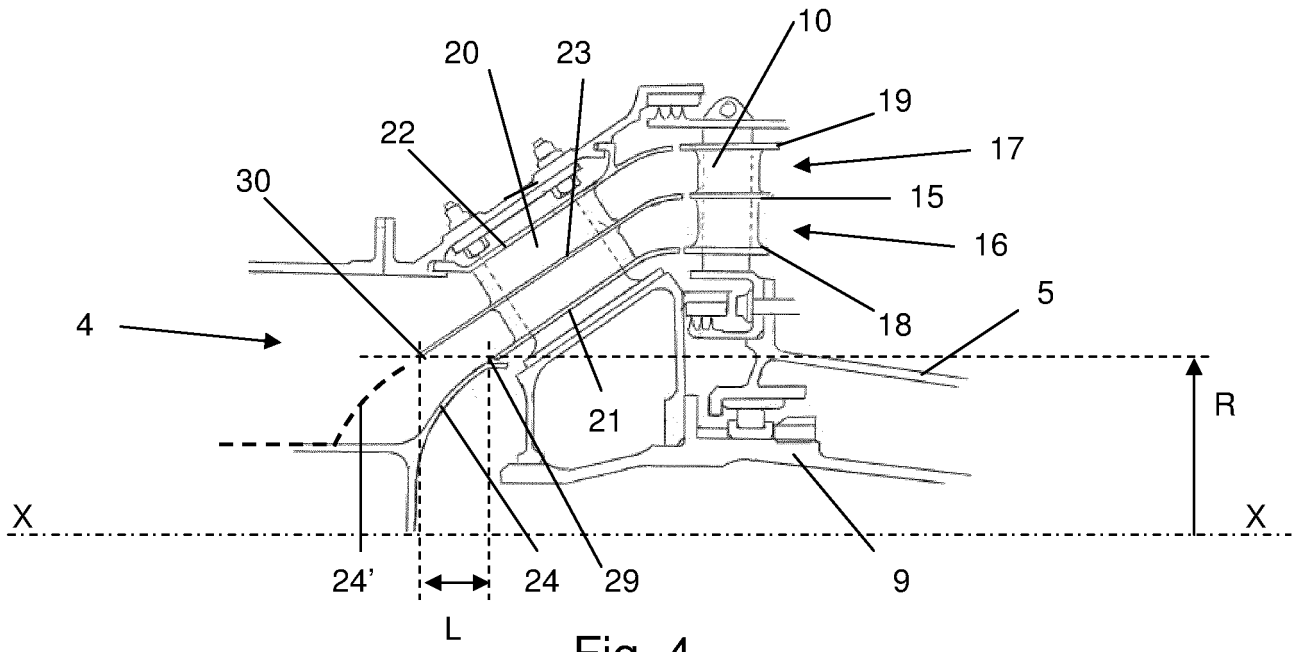


Fig. 4

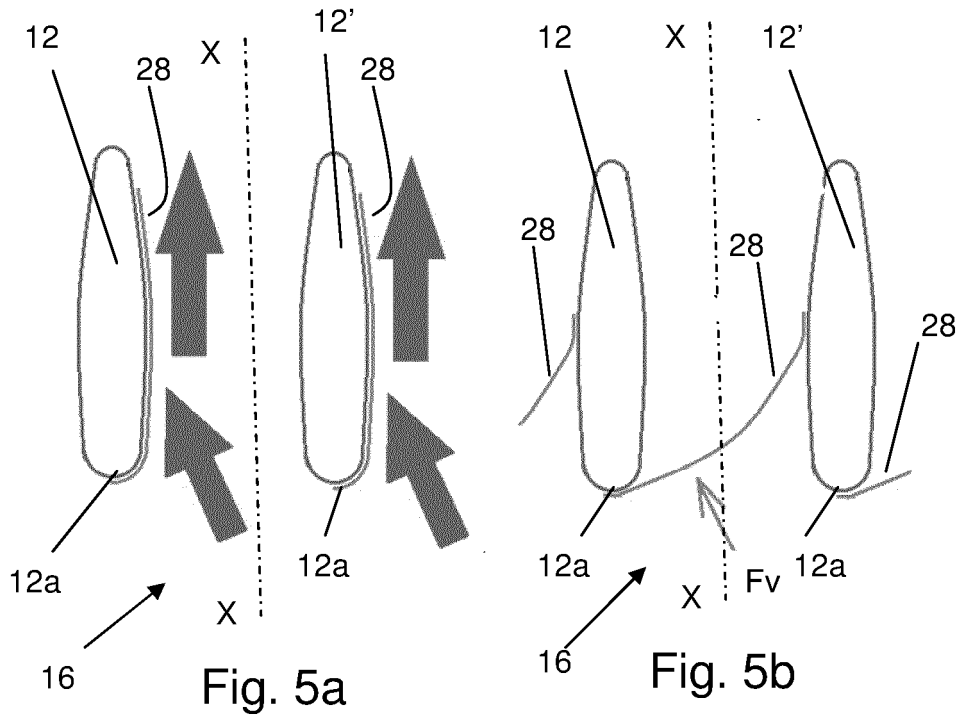


Fig. 5a

Fig. 5b



**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement  
national

établi sur la base des dernières revendications  
déposées avant le commencement de la recherche

FA 816281  
FR 1556951

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
A,D	FR 2 997 681 A1 (SNECMA [FR]) 9 mai 2014 (2014-05-09) * page 3, ligne 19 - page 5, ligne 11; figures *	1-10	F01D17/00 F01D1/26 F02K3/072 B64D27/20 F02C6/00 F02K3/065
A	EP 1 918 199 A2 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 7 mai 2008 (2008-05-07) * le document en entier *	1-10	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)  B64D F01D
A	EP 1 916 406 A2 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 30 avril 2008 (2008-04-30) * le document en entier *	1-10	
A	EP 0 803 640 A1 (SNECMA [FR]) 29 octobre 1997 (1997-10-29) * le document en entier *	1-10	
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
27 avril 2016		Teissier, Damien	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS 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		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons ..... & : membre de la même famille, document correspondant	

1

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1556951 FA 816281**

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

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **27-04-2016**

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

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2997681	A1	09-05-2014	CA 2890274 A1	15-05-2014
			CN 104781143 A	15-07-2015
			EP 2917108 A1	16-09-2015
			FR 2997681 A1	09-05-2014
			JP 2016505434 A	25-02-2016
			US 2015291285 A1	15-10-2015
			WO 2014072615 A1	15-05-2014
-----				
EP 1918199	A2	07-05-2008	EP 1918199 A2	07-05-2008
			US 2008099632 A1	01-05-2008
-----				
EP 1916406	A2	30-04-2008	EP 1916406 A2	30-04-2008
			US 2008098719 A1	01-05-2008
-----				
EP 0803640	A1	29-10-1997	DE 69704986 D1	05-07-2001
			DE 69704986 T2	15-11-2001
			EP 0803640 A1	29-10-1997
			FR 2748063 A1	31-10-1997
			US 5822975 A	20-10-1998
-----				