

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

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

2 951 503

21 N° d'enregistrement national : 09 57275

51 Int Cl⁸ : F 02 C 7/05 (2006.01)

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 16.10.09.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la demande : 22.04.11 Bulletin 11/16.

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 :

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

72 Inventeur(s) : CHANEZ PHILIPPE, GERARD, MABBOUX GAETAN, JEAN et MINOT PHILIPPE, GILLES.

73 Titulaire(s) : SNECMA Société anonyme.

74 Mandataire(s) : BLOCH & BONNETAT.

54 ENTREE D AIR DE MOTEUR A TURBINE A GAZ DANS UNE NACELLE.

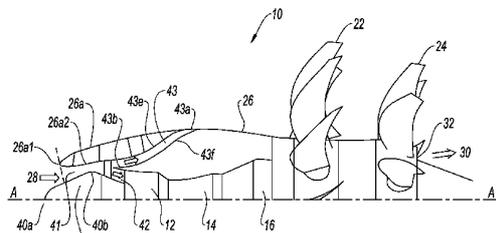
57 La présente invention porte sur un ensemble d'un moteur à turbine à gaz (10) et d'une nacelle (26) dans il est logé, la nacelle comprenant un carénage (26a) d'entrée d'air formant comprenant:

un organe de déviation (40) d'objets étrangers ménageant avec ledit carénage, un conduit (41) d'admission d'air et en aval de l'organe de déviation,

un canal secondaire (43) de déviation,

un canal principal (42) d'alimentation en air du moteur,

le dit conduit (41) d'admission d'air étant agencé pour dévier au moins une partie des objets étrangers ayant été aspirés par l'entrée d'air vers le canal secondaire (43) de déviation, est caractérisé par le fait que le canal secondaire (43) de déviation est conformé de manière à ce que la vitesse d'écoulement de l'air le parcourant soit augmentée de l'amont vers l'aval, le canal secondaire ayant une sortie avec une ouverture (43a) débouchant dans la paroi extérieure de la nacelle (26).



FR 2 951 503 - A1



La présente invention concerne le domaine des turbomoteurs aéronautiques, et vise en particulier l'entrée d'air du turbomoteur, ce dernier comprenant le moteur lui-même et la nacelle dans laquelle il est logé.

5

Un turbomoteur comprend généralement un générateur de gaz formé d'un ou plusieurs ensembles de rotors tournant autour d'un même axe. Chaque ensemble, désigné corps, est constitué d'un compresseur et d'une turbine reliés le plus souvent par un arbre ou un tambour, disposés l'un à l'amont l'autre à l'aval d'une chambre de combustion par rapport à l'écoulement des flux gazeux dans le moteur. A ce générateur de gaz est associée une soufflante ou une hélice simple ou multiple qu'il entraîne.

10

Lorsque le rotor de la soufflante ou de l'hélice est disposé à l'avant du moteur, l'entrée d'air du générateur est située en aval de celui-ci. Les corps étrangers, tels que les oiseaux, la grêle, l'eau et les pierres, susceptibles d'être absorbés par le générateur sont au moins en partie freinés ou arrêtés par le rotor avant qui par son inertie et ses dimensions forme partiellement écran ou sont déviés par effet centrifuge de la soufflante vers la veine secondaire. Cette protection n'existe pas sur les moteurs dont le rotor de soufflante ou d'hélice n'est pas placé en amont de l'entrée d'air du générateur de gaz.

15
20

Ainsi c'est le cas d'un moteur à hélices non carénées, que l'on désigne aussi par son terme anglo-saxon de « unducted fan », UDF, ou « open rotor ». Ce type de moteur comprend un doublet d'hélices, contrarotatives, disposées radialement à l'extérieur de la nacelle enveloppant le générateur,

25

au droit de deux roues de turbine par lesquelles elles sont entraînées directement. Le générateur de gaz est monoflux. Ce type de moteur est présenté dans la demande de brevet au nom de la demanderesse : FR2 606 081.

5

Une solution consisterait à renforcer les premiers étages de compresseur, mais ce renforcement conduirait à un dimensionnement des éléments peu favorable en termes de masse et d'encombrement car ceux-ci devraient être capables de supporter les impacts directement.

10

L'invention a pour objectif la réalisation d'une entrée d'air qui permettrait de réduire l'énergie de l'impact des objets volumineux de telle manière que lorsque ceux-ci parviennent dans le compresseur ils ont perdu suffisamment d'énergie pour ne pas causer de dommage aux organes de celui-ci.

15

L'invention a également pour objectif la réalisation d'une entrée d'air qui permettrait de dévier les objets de dimensions plus faibles tels que les particules de sable, la glace les pierres et l'eau et de les évacuer tout en perdant le moins possible d'énergie.

20

Des entrées d'air aménagées pour des moteurs équipant les hélicoptères ou bien les aéronefs à décollage ou atterrissage vertical (VTOL) sont connues. Elles comprennent par exemple des moyens déviant le flux d'air à l'entrée avec, en aval de la déviation, des moyens piégeant les objets ingérés, notamment le sable.

25

La présente invention vise une entrée d'air perfectionnée par rapport aux entrées d'air de l'art antérieur assurant la protection du moteur contre l'ingestion des objets étrangers tout en conservant les performances aérodynamiques de la nacelle.

5

Il est proposé, conformément à l'invention, un ensemble d'un moteur à turbine à gaz et d'une nacelle dans laquelle il est logé avec un carénage d'entrée d'air formant une entrée d'air comprenant :

- un organe de déviation d'objets étrangers ménageant avec ledit carénage un conduit d'admission d'air et en aval de l'organe de déviation,
- 10 - un canal secondaire de déviation,
- un canal principal d'alimentation en air du moteur,

le dit conduit d'admission d'air étant agencé pour dévier au moins une partie des objets étrangers ayant été aspirés par l'entrée d'air vers le canal secondaire de déviation, caractérisé par le fait que le canal secondaire de déviation est conformé de manière à ce que la vitesse d'écoulement de l'air le parcourant soit augmentée de l'amont vers l'aval, le canal secondaire ayant une sortie avec une ouverture débouchant dans la paroi extérieure de la nacelle.

20

Par l'invention, on peut ainsi maintenir les performances aérodynamiques et limiter la traînée globale de la nacelle. C'est ainsi que la section du canal secondaire transversale par rapport au sens d'écoulement de l'air, est d'aire décroissante entre l'entrée et la sortie du canal secondaire.

25

Selon un mode de réalisation avantageux la réduction des sections transversales est azimutale. Plus particulièrement, le canal secondaire de

déviations est formé d'au moins deux conduits distincts avec une entrée annulaire commune et des sorties avec des ouvertures réparties sur le pourtour de la nacelle.

- 5 La section d'évacuation de l'air dans la paroi de la nacelle est de préférence conformée de manière à ce que le flux d'air soit orienté dans l'axe du moteur.

10 L'organe de déviation des objets étrangers masque de préférence le canal principal pour toute trajectoire balistique passant par l'entrée d'air. Selon un mode de réalisation avantageux il est en forme de bulbe de révolution, ménageant un canal d'admission d'air annulaire avec le carénage d'entrée d'air de forme également annulaire.

15 De préférence, la section du canal secondaire, transversale par rapport au sens d'écoulement de l'air, est d'aire décroissante entre l'entrée et la sortie du canal secondaire. Selon un mode de réalisation avantageux, la réduction des sections transversales est azimutale.

20 Conformément à un mode de réalisation, le canal secondaire de déviation est formé d'au moins deux conduits distincts avec une entrée annulaire commune et des sorties avec des ouvertures réparties sur le pourtour de la nacelle. Par exemple, le canal secondaire peut comprendre quatre conduits ou cinq ou plus.

25 L'ouverture d'évacuation de l'air dans la paroi de la nacelle est conformée de manière à ce que le flux d'air soit orienté dans l'axe du moteur.

L'invention vise plus particulièrement les moteurs de type à hélices non carénées ; les hélices étant disposées en aval de l'entrée du moteur.

5 L'invention sera mieux comprise, et d'autres buts, détails, caractéristiques et avantages de celle-ci apparaîtront plus clairement au cours de la description explicative détaillée qui va suivre, d'un ou plusieurs modes de réalisation de l'invention donnés à titre d'exemples purement illustratifs et non limitatifs, en référence aux dessins schématiques annexés.

10 Sur ces dessins :

La figure 1 représente schématiquement en coupe axiale partielle un turbomoteur de type à hélices non carénées dont l'entrée d'air est conforme à l'invention,

15 La figure 2 est une vue en perspective de l'entrée d'air de la figure 2 et montre les éléments de l'entrée d'air en transparence.

On se réfère d'abord à la figure 1 qui représente les éléments constitutifs principaux d'un turbomoteur 10 à hélices non carénées. Il comporte d'amont en aval, dans le sens d'écoulement des gaz à l'intérieur du
20 turbomoteur, un compresseur 12, une chambre annulaire de combustion 14, une turbine à haute-pression 16 dont on ne voit que les carters. En aval de la turbine haute pression 16 sont disposées deux turbines à basse-pression non visibles qui sont contrarotatives, c'est-à-dire qu'elles tournent dans deux sens opposés autour de l'axe longitudinal A du moteur.

25

Chacune de ces turbines aval est solidaire en rotation d'une hélice externe 22, 24 s'étendant radialement à l'extérieur de la nacelle 26 de la turbomachine, cette nacelle 26 étant sensiblement cylindrique et s'étendant le long de l'axe A depuis l'entrée d'air autour du compresseur 12, de la
5 chambre de combustion 14, et des turbines.

Le flux d'air 28 qui pénètre dans le moteur est comprimé puis est mélangé à du carburant et brûlé dans la chambre de combustion 14, les gaz de combustion passant ensuite dans les turbines pour entraîner en rotation
10 les hélices 22, 24 qui fournissent la majeure partie de la poussée générée par la turbomachine. Les gaz de combustion sortant des turbines sont expulsés à travers une tuyère 32 (flèches 30) pour augmenter la poussée.

Les hélices 22, 24 sont disposées coaxialement l'une derrière l'autre et
15 comportent une pluralité de pales régulièrement réparties autour de l'axe A de la turbomachine. Ces pales s'étendent sensiblement radialement et sont du type à calage variable, c'est-à-dire qu'elles peuvent tourner autour de leurs axes de façon à optimiser leur position angulaire en fonction des conditions de fonctionnement de la turbomachine.

20

La nacelle 26 comprend un carénage d'entrée d'air 26a en amont, de forme annulaire. Un organe 40 de déviation des objets étrangers est disposé à l'intérieur du carénage d'entrée d'air 26a. Il délimite avec la paroi intérieure 26a2 du carénage d'entrée d'air 26a, un canal d'entrée d'air 41
25 pour le moteur. Ce canal 41 est ici annulaire. L'organe de déviation des objets est de forme globalement ovoïde dont l'axe est colinéaire à celui AA

du moteur. Un sommet 40a de l'ovoïde pointe en amont de l'arête amont 26a1 du carénage 26a. L'organe de déviation présente un diamètre maximal sur sa partie élargie en 40b en aval de l'arête 26a1. L'organe de déviation est avantageusement supporté par un carter à moyeu non représenté dont
5 les bras rayonnent entre un moyeu intérieur dans lequel sont montés l'organe de déviation et une virole extérieure.

En aval de la partie élargie 40b, le canal d'entrée d'air 41 s'élargit et se subdivise en deux canaux concentriques : un canal principal 42 intérieur et
10 un canal secondaire 43 extérieur au précédent. Le canal principal 42 conduit à l'entrée du compresseur 12 et alimente le moteur en air primaire. Le canal secondaire 43 chemine à l'intérieur de la nacelle 26 extérieurement aux différents carters du moteur. Il débouche dans la paroi de la nacelle 26 à travers une ouverture 43a de celle-ci. Le canal est
15 délimité par deux parois radiales ou sensiblement radiales, 43c et 43d, qui s'étendent longitudinalement entre l'arête 43b et l'ouverture 43a, et par deux parois en forme de portions de cylindres, une paroi 43f radialement intérieure, une paroi 43e radialement extérieure. Cette dernière est dans le prolongement de la paroi intérieure 26a2 du carénage d'entrée d'air 26a.

20

Selon le mode de réalisation représenté, le moteur comprend deux canaux 43 et 43' secondaires s'étendant depuis l'arête amont 43b de la surface de séparation de flux d'entrée d'air en les deux canaux, principal 42 et secondaire 43. Conformément à une caractéristique de l'invention, les
25 canaux secondaires 43 et 43' ont une section transversale par rapport à la direction de l'écoulement qui diminue progressivement depuis l'arête 43b

de séparation des flux. Cette diminution de section entraîne une augmentation de la vitesse de l'air dans le canal secondaire 43. De cette manière, d'une part on évite toute ingestion d'air par les ouvertures 43a de sortie du canal secondaire 43 et d'autre part le flux d'air participe à la
5 propulsion.

De préférence, la diminution de section transversale par rapport à la direction de l'écoulement de l'amont vers l'aval est obtenue par réduction azimutale de section, l'écart entre les deux parois longitudinales 43c et 43d
10 diminuant progressivement entre l'arête 43b et l'ouverture 43a. L'épaisseur radiale, entre les deux portions de cylindre, du canal secondaire de déviation des objets étrangers est constante ou sensiblement constante de l'entrée correspondant à l'arête 43b jusqu'à l'ouverture 43a. Comme on le voit sur la figure 2, l'ouverture 43a de chaque canal 43 s'étend sur une
15 largeur circonférentielle très inférieure à celle de l'entrée définie par une partie de l'arête 43b et qui s'étend sur une demi-circonférence de celle-ci.

La fonction des différents éléments constituant cette entrée d'air est la suivante. Un objet étranger est aspiré en vol par l'entrée d'air ; il vient
20 percuter l'organe de déviation 40 sur lequel il ricoche. Sa trajectoire est déviée vers la paroi intérieure du carénage d'entrée. En aval de la partie élargie de l'organe de déviation, l'objet est dirigé vers l'un des canaux de déviation 43 ou 43' d'où il est entraîné vers l'extérieur à travers l'ouverture 43a.

Revendications

- 1) Ensemble d'un moteur à turbine à gaz (10) et d'une nacelle (26) dans laquelle il est logé, la nacelle comprenant un carénage d'entrée d'air (26a) formant une entrée d'air comprenant :
- 5 un organe (40) de déviation d'objets étrangers ménageant avec ledit carénage d'entrée d'air (26a), un conduit (41) d'admission d'air et, en aval de l'organe de déviation,
- un canal secondaire (43) de déviation,
- 10 un canal principal (42) d'alimentation en air du moteur,
- le dit conduit (41) d'admission d'air étant agencé pour dévier au moins une partie des objets étrangers ayant été aspirés par l'entrée d'air vers le canal secondaire (43) de déviation, caractérisé par le fait que le canal secondaire (43) de déviation est conformé de manière à
- 15 ce que la vitesse d'écoulement de l'air le parcourant soit augmentée de l'amont vers l'aval, le canal secondaire ayant une sortie débouchant par une ouverture (43a) dans la paroi extérieure de la nacelle (26).
- 2) Ensemble d'un moteur à turbine à gaz et d'une nacelle selon la
- 20 revendication précédente dont l'organe de déviation (40) d'objets étrangers masque le canal principal (42) pour toute trajectoire balistique passant par l'entrée d'air.
- 3) Ensemble d'un moteur à turbine à gaz et d'une nacelle selon l'une
- 25 des revendications précédentes dont l'organe de déviation (40) est en forme de bulbe de révolution, ménageant un canal d'admission d'air

annulaire (41) avec le carénage (26a) d'entrée d'air de forme également annulaire.

- 4) Ensemble d'un moteur à turbine à gaz et d'une nacelle selon l'une des revendications précédentes dont la section du canal secondaire (43),
5 transversale par rapport au sens d'écoulement de l'air, est d'aire décroissante entre l'entrée (43b) et la sortie du canal secondaire (43).
- 5) Ensemble d'un moteur à turbine à gaz et d'une nacelle selon la revendication précédente dont la réduction des sections transversales est azimutale.
- 10 6) Ensemble d'un moteur à turbine à gaz et d'une nacelle selon l'une des revendications précédentes dont le canal secondaire (43) de déviation est formé d'au moins deux conduits distincts (43, 43') avec une entrée annulaire commune (43b) et des sorties avec des ouvertures (43a) réparties sur le pourtour de la nacelle (26).
- 15 7) Ensemble d'un moteur à turbine à gaz et d'une nacelle selon l'une des revendications précédentes dont l'ouverture (43a) d'évacuation de l'air dans la paroi de la nacelle est conformée de manière à ce que le flux d'air soit orienté dans l'axe du moteur.

1 / 1

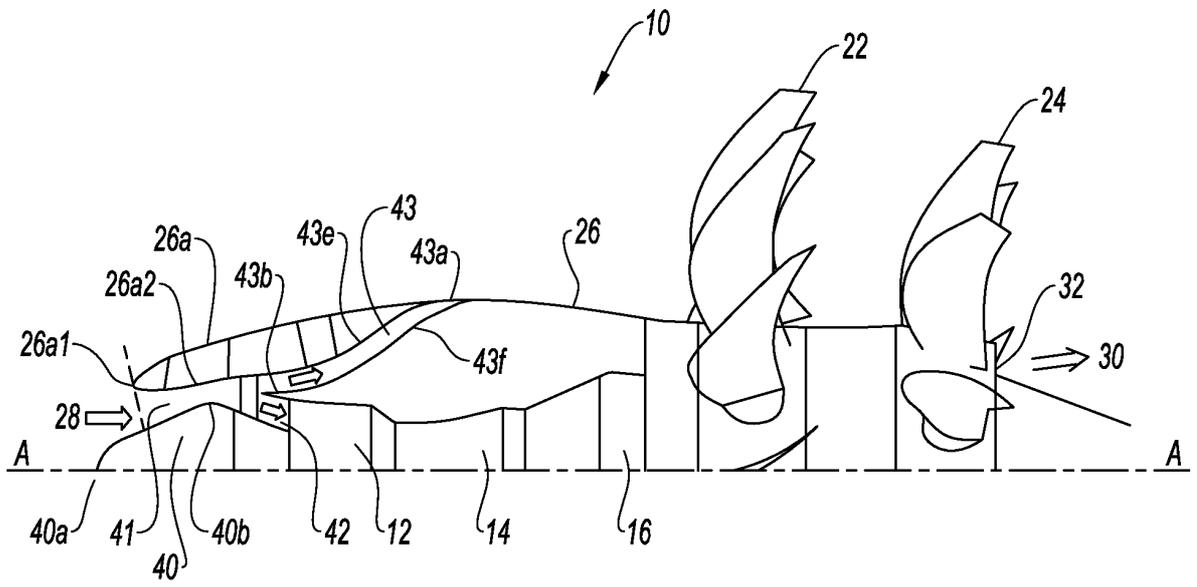


Fig. 1

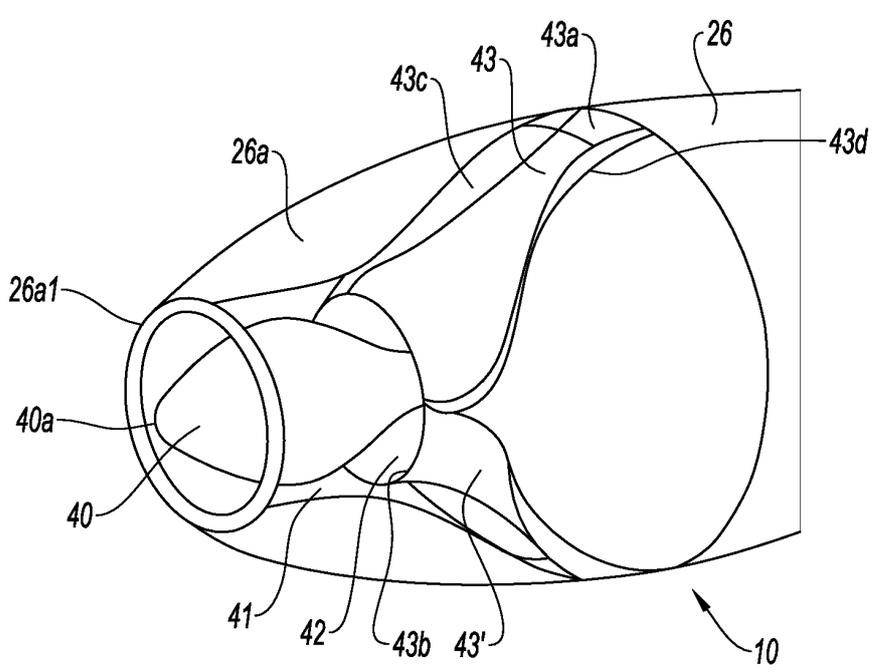


Fig. 2

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0957275 FA 727878**

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 08-06-2010
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
GB 2203801	A	26-10-1988	CA	1308925 C	20-10-1992
			CN	88101774 A	02-11-1988
			DE	3810863 A1	03-11-1988
			FR	2614072 A1	21-10-1988
			JP	63263225 A	31-10-1988
			US	4881367 A	21-11-1989

FR 2536789	A1	01-06-1984	CA	1219226 A1	17-03-1987
			DE	3341553 A1	30-05-1984
			GB	2131882 A	27-06-1984
			GB	2186032 A	05-08-1987
			IL	69905 A	31-03-1988
			IT	1168298 B	20-05-1987
			JP	1674395 C	26-06-1992
			JP	3040215 B	18-06-1991
			JP	59108827 A	23-06-1984
			US	4527387 A	09-07-1985

FR 2538452	A1	29-06-1984	CA	1215240 A1	16-12-1986
			DE	3345957 A1	28-06-1984
			GB	2133475 A	25-07-1984
			GB	2177162 A	14-01-1987
			IL	70144 A	31-01-1989
			IT	1172448 B	18-06-1987
			JP	1728979 C	29-01-1993
			JP	4013527 B	10-03-1992
			JP	59141728 A	14-08-1984
			US	4685942 A	11-08-1987

EP 1898068	A2	12-03-2008	US	2008253881 A1	16-10-2008

GB 2069053	A	19-08-1981	CA	1166026 A1	24-04-1984
			DE	3103603 A1	07-01-1982
			FR	2475627 A1	14-08-1981
			IT	1135210 B	20-08-1986
			JP	1250153 C	14-02-1985
			JP	56129723 A	12-10-1981
			JP	59024253 B	08-06-1984
US	4493185 A	15-01-1985			
