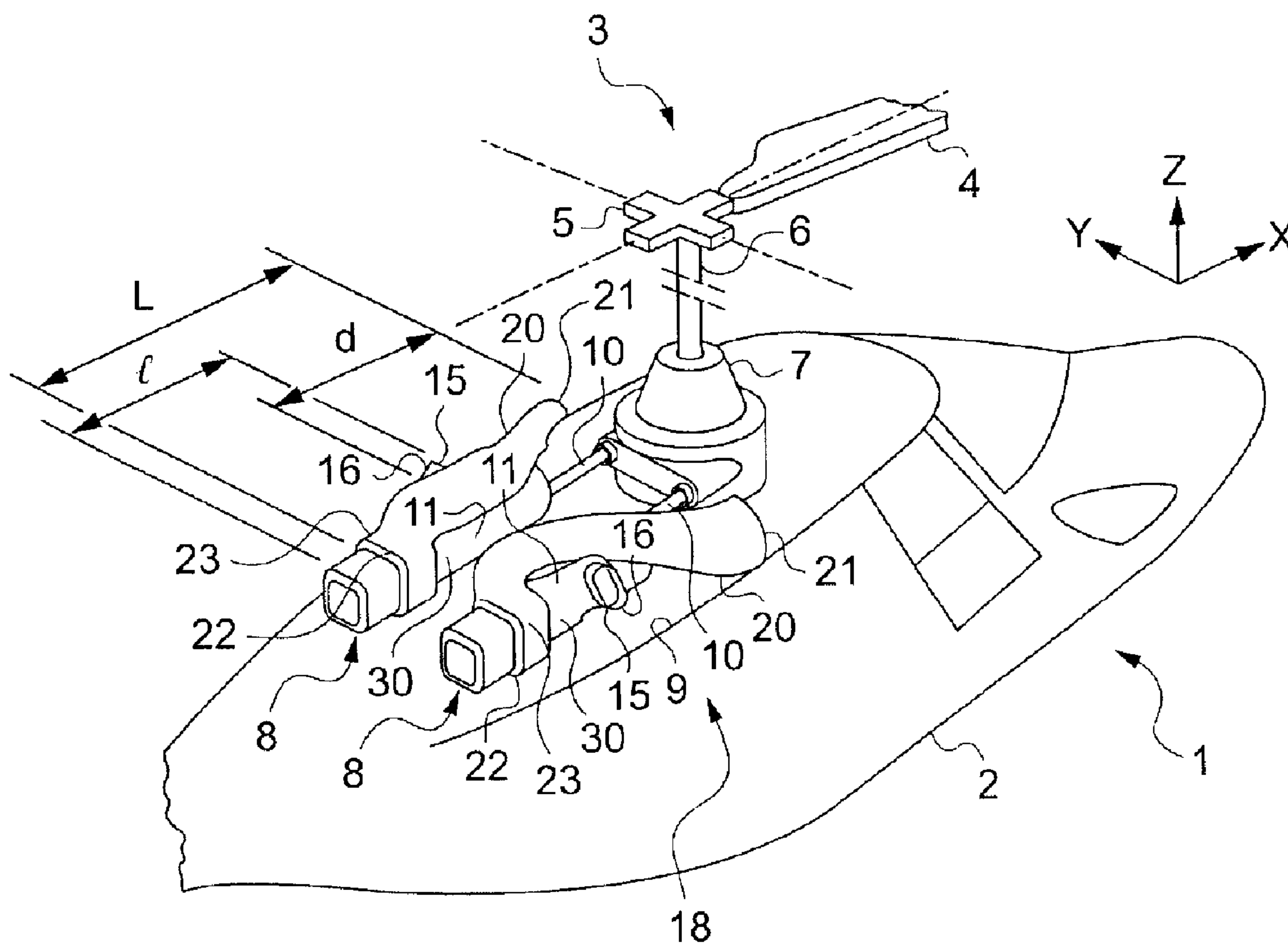




(22) Date de dépôt/Filing Date: 2007/04/25
 (41) Mise à la disp. pub./Open to Public Insp.: 2007/10/28
 (45) Date de délivrance/Issue Date: 2012/06/12
 (30) Priorité/Priority: 2006/04/28 (FR06 03869)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *B64D 33/02* (2006.01),
B64C 27/04 (2006.01)
 (72) Inventeurs/Inventors:
CHANIOT, DANIEL, FR;
GAULMIN, FRANCOIS-XAVIER, FR;
IRAUDO, LIONEL, FR
 (73) Propriétaire/Owner:
EUROCOPTER, FR
 (74) Agent: ROBIC

(54) Titre : INSTALLATION MOTRICE POUR AERONEF A VOILURE TOURNANTE
 (54) Title: DRIVE INSTALLATION FOR ROTARY-WING AIRCRAFT



(57) **Abrégé/Abstract:**

La présente invention concerne une installation motrice (18) comprenant au moins un turbomoteur (8) en arrière d'une boîte de transmission (7) pour entraîner un rotor (3) d'un aéronef à voilure tournante (1), le corps de l'entrée d'air (20) du turbomoteur (8) présentant une première extrémité (21) débouchant dans l'atmosphère ambiante en avant du turbomoteur et une seconde extrémité (22), liée au turbomoteur, dans la zone la plus en arrière de ce dernier.



ABREGE DESCRIPTIF

La présente invention concerne une installation motrice (18) comprenant au moins un turbomoteur (8) en arrière d'une boîte de transmission (7) pour entraîner un rotor (3) d'un aéronef à voilure tournante (1), le corps de l'entrée d'air (20) du turbomoteur (8) présentant une première extrémité (21) débouchant dans l'atmosphère ambiante en avant du turbomoteur et une seconde extrémité (22), liée au turbomoteur, dans la zone la plus en arrière de ce dernier.

Installation motrice pour aéronef à voilure tournante

La présente invention concerne une installation motrice pour les aéronefs à voilure tournante, notamment les hélicoptères.

Elle concerne plus particulièrement les hélicoptères dont le ou les rotor(s) principal(aux) doivent nécessairement être entraînés en rotation par une source de puissance motrice, principalement celle des turbomoteurs dont le développement a permis l'obtention d'avancées techniques considérables, dont :

- une masse spécifique plus faible rendant possible un accroissement de la charge civile,
- essentiellement des pièces en rotation, ce qui réduit les phénomènes d'ordre vibratoire,
- une simplification de l'installation, en raison d'un encombrement général plus faible par exemple,
- un couple moteur à faible variation au voisinage du régime d'utilisation,
- une simplification du pilotage grâce à l'incorporation d'un régulateur permettant de maintenir le régime de rotation à la valeur fixée par le pilote.

Actuellement, les turbomoteurs utilisés pour les hélicoptères (encore appelés parfois « appareils » par la suite) sont le plus souvent du type à « turbine libre » (dit encore à « roue de travail ») dans lesquels la puissance est prise sur un étage basse pression de la turbine, lequel étage est indépendant mécaniquement de l'installation du compresseur de l'étage haute pression de cette turbine.

En principe, un turbomoteur a une vitesse de rotation comprise entre 30 000 et 50 000 tours par minute, avec seulement environ 6 000 tours par minute à la sortie du réducteur généralement incorporé qui lui est associé.

5 Or, un rotor principal d'hélicoptère a une vitesse de rotation comprise entre 300 et 400 tours par minute, de sorte qu'une boîte spéciale de réduction de vitesse est indispensable sur tout hélicoptère. C'est ainsi, que l'on installe toujours une Boîte de Transmission Principale (dénommée BTP par commodité dans la
10 suite du texte) entre le ou les turbomoteurs et le rotor principal : il s'agit essentiellement d'une boîte d'engrenages.

Dans la plupart des cas, l'hélicoptère est aussi équipé d'un rotor arrière anti-couple pour contrôler les mouvements en lacet de l'appareil. Un tel hélicoptère comporte alors un arbre de
15 transmission entre une prise spéciale de la BTP et une boîte arrière de renvoi d'angle et de réduction de vitesse à 2 000 tours par minute environ, par exemple, pour la prise de puissance du rotor arrière.

Il importe de noter que les termes « avant » et « arrière »
20 relatifs à un élément de l'hélicoptère désignent respectivement la partie de cet élément située vers la cabine de pilotage (c'est-à-dire vers l'amont de l'appareil) d'une part, et la partie située vers la poutre de queue et le rotor arrière d'autre part.

Dans ces conditions, l'invention concerne une installation
25 motrice d'un ou de plusieurs turbomoteurs sur un hélicoptère, à l'arrière de la BTP, l'architecture de ce ou ces turbomoteur(s) les prédisposant à être installé(s) à l'avant de la BTP. On doit comprendre qu'un tel turbomoteur, disposé à l'avant de la BTP

présente successivement de l'avant vers l'arrière de l'hélicoptère, à l'instar du montage du turbomoteur MAKILA[®] 1A ou 1A1 développé par la société TURBOMECA dont est équipé notamment l'hélicoptère connu sous la marque SUPER PUMA[®] de la
5 demanderesse, les organes suivants :

- un générateur de gaz comprenant successivement :
 - une entrée d'air courte,
 - un compresseur axial à trois étages relié à un compresseur centrifuge en arrière par l'arbre du
10 générateur de gaz,
 - une chambre de combustion,
 - une turbine à deux étages du générateur de gaz.
- une turbine libre comprenant une turbine de travail à deux étages entraînant en arrière un arbre de transmission de
15 puissance, ou arbre de la turbine de travail relié à une entrée spécifique de la BTP,
- une tuyère d'éjection des gaz chauds dirigée latéralement vers l'extérieur du compartiment moteur.

Dans le cas de l'hélicoptère SUPER PUMA[®], le groupe moto-
20 propulseur comprend deux moteurs MAKILA[®] 1A ou 1A1, chacun d'entre eux étant installé dans un compartiment individuel, étanche au feu, ventilé et drainé.

Plus généralement, les solutions mises en œuvre jusqu'à présent correspondent à deux architectures principales, à savoir :

- le montage selon une première solution d'un ou de
25 plusieurs turbomoteurs à l'avant de la BTP, à la façon de

l'installation du turbomoteur MAKILA[®] 1A ou 1A1 sur l'hélicoptère SUPER PUMA[®] conformément à la description précédente,

- 5 - le montage selon une deuxième solution d'un ou de plusieurs turbomoteurs à l'arrière de la BTP, spécialement conçus pour une disposition telle que l'on trouve, après une BTP, successivement de l'avant vers l'arrière de l'aéronef à voilure tournante :

- l'arbre de la turbine de travail entraînant la BTP :

10 * soit débouchant vers l'avant de l'hélicoptère au travers de l'entrée d'air, traversant le générateur de gaz (et son compresseur) et entraîné par la turbine libre, tel est le cas, par exemple, pour le turbomoteur L.T.S. de la société LYCOMING, 15 équipant les hélicoptères ECUREUIL[®] AS 350[®] ou AS 355[®] de la demanderesse,

* soit parallèle au turbomoteur, mais extérieur à celui-ci et entraîné par la turbine libre, tel est le cas par exemple, pour le turbomoteur ARRIEL[®], 20 pouvant également équiper en solution alternative les hélicoptères ECUREUIL[®] AS 350[®] ou AS 355[®],

- le générateur de gaz,
- la turbine libre et,
- 25 • la tuyère pour l'évacuation des gaz chauds, élément de l'installation motrice le plus en arrière de l'hélicoptère.

Or, les règlements actuels de certification ne permettent plus de pouvoir certifier un nouvel hélicoptère civil sans une 30 augmentation de masse importante si le ou les turbomoteur(s) sont

installés en avant de la BTP, c'est-à-dire selon la première solution précédemment exposée. En effet, il convient alors de blinder le turbomoteur pour protéger les commandes de vol (servocommandes, plateaux cycliques, bielles de manœuvre en pas des pales...) d'un éclatement éventuel de la turbine, ces commandes de vol étant à proximité immédiate de la turbine, réparties notamment autour de l'arbre rotor entraîné par la BTP.

Il importe de remarquer que c'est la raison pour laquelle les motoristes ont développé des turbomoteurs selon la deuxième solution décrite ci-dessus. On comprend, comme déjà évoqué, que ces turbomoteurs correspondent à des définitions spécialement adaptées à l'installation de turbomoteurs en arrière d'une BTP de façon que l'entrée d'air soit vers l'avant de l'hélicoptère et la tuyère vers l'arrière. Les exemples relatifs au turbomoteur L.T.S. avec un arbre de la turbine de travail traversant le générateur de gaz (et le compresseur) ou au turbomoteur ARRIEL[®] avec un arbre de la turbine de travail, parallèle et extérieur au turbomoteur illustrent bien les aménagements fonctionnels particuliers accompagnant cette deuxième solution.

Les turbomoteurs relatifs à cette deuxième solution sont relativement récents, mais d'un coût supérieur à ceux relatifs à la première solution, en raison des problèmes techniques particuliers inhérents à leur disposition spéciale en arrière d'une BTP.

Or, le coût d'une installation motrice est d'autant plus important si l'hélicoptère est bimoteur et destiné à être économique à l'achat.

Une troisième solution consiste à équiper un hélicoptère de turbomoteurs, en arrière de la BTP avec des turbomoteurs en principe, « installables » en avant de cette BTP.

Une telle solution a été mise en œuvre sur l'hélicoptère SA
5 321 SUPER FRELON[®] de la demanderesse.

Dans ce cas, cet hélicoptère est pourvu de trois turbomoteurs TURMO[®] III C3 de la société TURBOMECA, deux étant disposés, côte à côte selon la première solution, le troisième turbomoteur étant à l'arrière de la BTP, en position inversée par rapport aux
10 deux autres, à savoir dans la configuration suivante :

- une tuyère d'éjection des gaz chauds en arrière de la BTP,
- un arbre de travail de la turbine libre reliant celle-ci à l'arrière de la BTP,
- un générateur de gaz,
- 15 - une entrée d'air, élément le plus en arrière de l'installation motrice.

On remarque que le positionnement de ce troisième turbomoteur présente un inconvénient dû à l'implantation de l'entrée d'air en arrière de la tuyère. De ce fait, notamment en vol
20 d'avancement, on comprend bien que des gaz chauds, sortant de la tuyère, peuvent alimenter au moins en partie l'entrée d'air. Il s'agit du phénomène connu sous le terme de « recirculation » qui affecte profondément les performances, c'est-à-dire la puissance d'un turbomoteur ainsi disposé. Bien évidemment, cette chute de
25 puissance, acceptable pour un hélicoptère sur-motorisé comme l'est le SUPER FRELON[®], ne l'est plus pour un hélicoptère monomoteur ou bimoteur et ce d'autant plus si l'hélicoptère doit être économique à l'achat.

A ce titre, on note que l'on retrouve une disposition inversée, à la façon du troisième turbomoteur du SUPER FRELON[®], dans le document GB-864540. Dans ce cas, l'entrée d'air se trouve, au niveau de l'aile d'un avion, au dessus de la tuyère située en amont.

5 Là encore, il y a une possibilité certaine de pénétration des gaz chauds dans l'entrée d'air, notamment en cas de mise en incidence de l'aile, malgré la présence de l'hélice propulsive qui apporte un souffle d'avant en arrière.

Plus précisément, l'invention est relative à l'installation d'un

10 turbomoteur (ou de plusieurs), identique au précédent, en arrière de la BTP de sorte que l'on trouve successivement de l'avant de l'hélicoptère vers l'arrière :

- l'arbre de travail de la turbine libre,
- la tuyère,

15

- la turbine libre,
- le générateur de gaz dont l'entrée d'air est l'organe le plus arrière de l'installation motrice et dans une disposition nouvelle.

Cette disposition se distingue de l'art antérieur comme

20 expliqué ci-après et pour des raisons tout à fait particulières, également commentées par la suite.

En effet, l'installation motrice selon l'invention comprenant au moins un turbomoteur pour entraîner, par l'intermédiaire d'une BTP, un rotor d'aéronef à voilure tournante, ce turbomoteur étant

25 disposé sensiblement suivant le sens longitudinal de l'aéronef et en arrière de la BTP, par rapport à la direction longitudinale X de sorte que :

- la BTP est entraînée en rotation par un arbre de transmission de puissance d'une part lié à la turbine libre et passant d'autre part, au travers d'une tuyère d'éjection des gaz chauds,
- 5 - la turbine libre est entraînée en rotation par un générateur de gaz situé également en arrière de ladite turbine libre,
- le générateur de gaz est alimenté en air par un corps d'entrée d'air,

est remarquable en ce que le corps d'entrée d'air est sensiblement
10 parallèle au turbomoteur de manière que d'une part, sa première extrémité débouchant dans l'atmosphère ambiante est située en avant de la tuyère d'éjection des gaz chauds, sensiblement dans le plan transversal passant par l'axe du rotor dudit aéronef et d'autre part, sa deuxième extrémité correspondant à sa fixation au
15 turbomoteur est située sensiblement au niveau de la zone du turbomoteur, la plus en arrière suivant le sens longitudinal.

On rappelle que, selon l'invention, le turbomoteur utilisé dans ces conditions est du type de ceux installés en avant d'une BTP, c'est-à-dire sans adaptation mécanique particulière (contrairement
20 aux solutions relatives par exemple aux turbomoteurs L.T.S. ou ARRIEL[®] pour l'hélicoptère ECUREUIL[®]) et par conséquent, aussi simple et économique que possible tant à l'achat qu'en maintenance notamment.

Avantageusement, le corps d'entrée d'air du turbomoteur est
25 allongé de sorte que sa longueur est supérieure à celle du turbomoteur. Un tel corps d'entrée d'air est encore défini comme un corps d'entrée d'air long.

Quand un turbomoteur est installé en arrière de la BTP d'un hélicoptère, l'alimentation en air se faisant par l'arrière du turbomoteur, au moyen d'un corps d'entrée d'air allongé avec une première extrémité débouchant dans l'atmosphère ambiante en avant de la tuyère d'éjection des gaz chauds, le premier intérêt de cette disposition réside, comme vu ci-dessus, dans une minimisation, voire l'annulation de la recirculation des gaz chauds, c'est-à-dire l'envoi de gaz chauds dans l'entrée d'air.

Un autre avantage de la mise en œuvre d'un corps d'entrée d'air long, la tuyère demeurant courte conformément aux solutions traditionnelles, tient au double constat suivant selon lequel :

- en premier lieu, la température de l'air dans le corps de l'entrée d'air étant celle de l'atmosphère ambiante, il est possible de réaliser un tel corps d'entrée d'air en matériaux composites comme des tissus de verre ou autres matériaux analogues : il en résulte un gain de masse (produit fini d'une masse volumique de l'ordre de 2500 à 2800 kg/m³) et un gain en coût. Il en serait autrement si les matériaux étaient ceux employés pour une tuyère soumise à des températures très élevées, à savoir de l'acier inoxydable de masse volumique de 7800 kg/m³ ou en titane, moins lourd que l'acier inoxydable (masse volumique de 4500 kg/m³), mais plus onéreux et plus difficile à élaborer ;
- en second lieu la vitesse de l'air dans le corps de l'entrée d'air étant relativement faible, la section de la veine de l'entrée d'air est réduite, ce qui contribue également à réduire la masse du corps de cette entrée d'air et à nouveau le coût récurrent.

Il convient encore de noter un avantage particulier relatif à un corps d'entrée d'air long dû à une excellente fiabilité d'un tel matériel. En effet, contrairement à une tuyère d'éjection de gaz chauds soumise à de très hautes températures et à des vibrations induisant des criques et des ruptures, un corps d'entrée d'air long fonctionne dans des conditions optimales et par suite présente une fiabilité importante et compatible avec la fiabilité du turbomoteur auquel il est adapté.

La distance entre d'une part l'extrémité du corps d'entrée d'air débouchant dans l'atmosphère ambiante et en avant de la tuyère d'éjection des gaz chauds et d'autre part la sortie de cette tuyère est également un paramètre important de la définition de l'installation motrice conforme à l'invention. Avantageusement, cette distance est de l'ordre de 1,5 mètre pour un turbomoteur installé sur un hélicoptère d'une masse de 3 à 15 tonnes, par exemple. Cette distance correspond sensiblement à la longueur même du turbomoteur. De cette façon, le risque de recirculation d'air précédemment décrit est encore réduit voire annulé.

Avantageusement, la seconde extrémité du corps de l'entrée d'air au niveau de sa fixation au turbomoteur peut comporter une chambre de tranquillisation de l'air aspiré ou « plenum » selon l'homme du métier. Cette chambre de tranquillisation a une forme sensiblement annulaire et entoure le turbomoteur et son propre orifice d'alimentation en air.

Par ailleurs, le débit massique de l'air aspiré est constant dans le turbomoteur, mais le débit volumique est nettement accru au niveau de l'éjection des gaz chauds par la tuyère en raison d'une vitesse d'éjection très importante de ces gaz. Par conséquent, la section de la tuyère est supérieure à celle du corps

de l'entrée d'air pour minimiser les pertes de charge et par suite garantir les performances d'un tel turbomoteur.

En outre, il est envisagé selon l'invention de disposer le corps de l'entrée d'air et la tuyère dans le plan transversal de l'aéronef à voilure tournante de deux façons différentes :

- selon une première variante, le corps de l'entrée d'air est sensiblement en position haute au-dessus du turbomoteur, de sorte que la sortie de la tuyère débouche sensiblement de façon latérale vers l'extérieur de l'aéronef à voilure tournante, ce qui facilite l'accès au turbomoteur et sa maintenance,
- ou encore, selon une seconde variante, le corps de l'entrée d'air est disposé sensiblement de façon latérale, soit vers l'extérieur de l'aéronef, soit vers l'intérieur (solution possible pour un aéronef bimoteur) par rapport au turbomoteur alors que la sortie de la tuyère débouche sensiblement vers le haut.

D'autres aspects, caractéristiques et avantages de l'invention apparaissent dans la description suivante, qui se réfère aux dessins annexés et qui illustre, sans aucun caractère limitatif, des modes préférés de réalisation de l'invention :

- la figure 1 est une vue en perspective de l'installation motrice d'un hélicoptère bimoteur où pour chaque turbomoteur, le corps de l'entrée d'air est sensiblement en position haute au-dessus du turbomoteur, et la tuyère de ce turbomoteur est sensiblement dirigée latéralement vers l'extérieur de l'hélicoptère,

- la figure 2 est une vue en perspective de l'installation motrice, selon une deuxième variante, où le corps de l'entrée d'air de chaque turbomoteur est sensiblement en position latérale vers l'extérieur de l'hélicoptère, par rapport au turbomoteur correspondant, chaque tuyère étant dirigée sensiblement vers le haut.

Dans les dessins, où des éléments identiques ou similaires sont désignés par les mêmes numéros de référence, sont représentées trois directions orthogonales les unes aux autres.

Une direction Z dite d'élévation ou verticale, correspond aux hauteur ou dimension des organes décrits : les termes haut/bas ou inférieur/supérieur s'y réfèrent.

Une autre direction X dite longitudinale ou horizontale, correspond aux longueur ou dimension principales des organes décrits. Les termes avant/arrière s'y réfèrent.

Un autre direction Y dite transversale ou horizontale, correspond aux largeur ou dimension latérales des organes décrits. Le terme côté s'y réfère.

Les directions X et Y définissent un plan X,Y horizontal. Les direction X et Z définissent un plan X,Z longitudinal (et vertical). Les directions Y et Z définissent un plan Y,Z transversal (et vertical).

Sur la figure 1, l'aéronef 1 à voilure tournante est un hélicoptère comportant un fuselage 2 dont on n'a représenté que la partie en avant de la poutre de queue, un rotor principal 3 muni de

plusieurs pales 4 et entraîné par un arbre rotor 6 sensiblement vertical, par l'intermédiaire d'un moyeu 5. L'arbre rotor 6 est lui-même entraîné en rotation par l'intermédiaire d'une BTP 7.

Selon cet exemple, l'hélicoptère est un bimoteur, chaque installation motrice 18 comportant un turbomoteur 8 disposé en arrière de la BTP 7 et sensiblement parallèle à l'axe longitudinal X de l'hélicoptère, sur un plancher mécanique 9 de l'hélicoptère et comprenant un arbre de travail 10 ou arbre de transmission de puissance lié à la turbine libre 11 correspondante. Bien évidemment, l'invention s'applique quel que soit le nombre de turbomoteurs installés sur l'hélicoptère.

Chaque arbre de travail 10 ou arbre de transmission de puissance, traversant en général la tuyère d'éjection des gaz chauds 15, met en rotation la pignonerie interne de la BTP 7 pour entraîner, en conséquence, l'arbre rotor 6.

Par suite, l'alimentation de chaque turbomoteur 8 d'une part en carburant et d'autre part en air active le générateur de gaz 30, en arrière de la turbine libre 11 selon l'axe longitudinal X, pour mettre en mouvement de rotation la turbine libre et son arbre de travail 10, l'arbre du générateur de gaz et l'arbre de travail de la turbine libre (ou turbine de travail) étant indépendants.

Chaque turbine libre est ainsi dirigée du côté de la BTP alors que l'alimentation en air de chaque turbomoteur s'effectue à l'arrière du turbomoteur correspondant, selon l'axe longitudinal X au moyen d'un corps d'entrée d'air 20.

Avantageusement, ce corps d'entrée d'air 20 est sensiblement parallèle au turbomoteur correspondant de manière que d'une part sa première extrémité 21 débouchant dans l'atmosphère ambiante est située, en avant de la tuyère d'éjection des gaz chauds 15, sensiblement dans le plan transversal Y,Z passant par l'axe du rotor 6 de l'hélicoptère 1, et d'autre part sa deuxième extrémité 22, correspondant à sa fixation au turbomoteur 8 est située sensiblement au niveau de la zone du turbomoteur 8 la plus en arrière suivant le sens longitudinal X.

Par ailleurs et de façon avantageuse, cette deuxième extrémité 22 est une chambre de tranquillisation 23 de l'air aspiré, de forme sensiblement annulaire de façon à entourer le turbomoteur et son propre orifice d'alimentation en air.

On remarque sur la figure 1, comme sur la figure 2, que la longueur \underline{L} de ce corps d'entrée d'air 20, beaucoup plus allongé que d'ordinaire, est supérieure à la longueur \underline{l} du turbomoteur ainsi équipé.

De même, il se fait que la distance \underline{d} entre l'extrémité 21 du corps de l'entrée d'air 20, débouchant dans l'atmosphère ambiante et en avant de la tuyère d'éjection des gaz chauds 15, et la sortie 16 de cette tuyère est de l'ordre de 1,5 m pour un turbomoteur installé sur un hélicoptère d'un tonnage de l'ordre de 3 à 15 tonnes par exemple. Avantageusement, la distance \underline{d} est ainsi de l'ordre de grandeur de la longueur \underline{l} du turbomoteur.

Les valeurs caractéristiques de la longueur \underline{L} et de la distance \underline{d} définies ci-dessus permettent de réduire au maximum, voir d'annuler, les risques de recirculation précédemment présentés.

Par ailleurs, le débit volumique d'air étant plus important à la sortie 16 de la tuyère 15 d'éjection des gaz chauds, en raison principalement de la vitesse d'éjection importante de ces gaz, la section de passage des gaz chauds dans la tuyère est supérieure à la section du corps de l'entrée d'air 20, afin de minimiser les pertes de charge et par suite ne pas dégrader les performances du turbomoteur.

En conséquence, le corps d'entrée d'air est tel que :

- sa section de passage de l'air aspiré est réduite, la vitesse d'entrée de l'air restant relativement faible,
- la température de l'air aspiré est celle de l'atmosphère ambiante, ce qui évite l'échauffement du corps de l'entrée d'air, mais également les vibrations récurrentes et par suite évite la formation de criques et de ruptures.

Par conséquent, un tel corps d'entrée d'air 20 est un élément mécaniquement peu sollicité, donc très résistant et très fiable. En d'autres termes, la fiabilité du corps d'entrée d'air est au moins égale à celle du turbomoteur auquel elle est destinée.

De la sorte, le corps d'entrée d'air peut être réalisé à base de matériaux composites, par exemple à partir de tissus de verre ou de matériaux analogues (carbone, kevlar[®]). Ainsi, il en résulte un gain de masse significatif, par exemple de l'ordre de 50 kg par rapport à une réalisation avec un matériau métallique.

Dans ces conditions, la figure 1 représente une première variante de l'installation motrice 18 d'un hélicoptère bimoteur 1 où le corps de l'entrée d'air 20 est sensiblement étendu selon la

direction longitudinale X, au-dessus du turbomoteur 8 correspondant de sorte que la sortie 16 de la tuyère 15 débouche sensiblement de façon latérale vers l'extérieur de l'hélicoptère 1, suivant l'axe Y, vers la coordonnée Y positive pour le turbomoteur gauche et la direction opposée pour le turbomoteur droit dans le cas d'un hélicoptère bimoteur. Cette disposition facilite l'accessibilité à chaque turbomoteur et par suite contribue à une maintenance aisée. Bien entendu, la position gauche ou droite de la tuyère est indifférente si l'hélicoptère est du type monomoteur.

La figure 2 présente une seconde variante pour laquelle le corps de l'entrée d'air 20 est disposé sensiblement de façon latérale, toujours parallèlement à l'axe X, à côté du turbomoteur, alors que la sortie 16 de la tuyère 15 débouche sensiblement vers le haut, c'est-à-dire suivant l'axe vertical Z. Bien évidemment et dans le cas d'un hélicoptère bimoteur, chaque corps d'entrée d'air 20 peut être sensiblement parallèle à l'axe longitudinal X, l'un à gauche du turbomoteur gauche, l'autre à droite du turbomoteur droit.

Il est également envisageable, pour cette variante, de disposer le corps d'entrée d'air sensiblement latéralement à droite du turbomoteur gauche alors que le corps de l'entrée d'air du turbomoteur droit est à sa gauche. Dans ce cas, les corps d'entrée d'air de chaque turbomoteur, équipant un hélicoptère bimoteur, se trouvent en position côte-à-côte, chacun de part et d'autre du plan X,Z.

Comme on le comprend bien, l'installation motrice 18 selon l'invention est applicable que l'hélicoptère soit monomoteur ou multimoteur.

Quel que soit le nombre de moteurs, l'installation motrice selon l'invention est de plus, pour chaque turbomoteur, confinée dans un compartiment individuel, étanche au feu, ventilé et drainé. Cette solution procure un avantage certain dans la mesure où il
5 suffit d'un seul équipement de ventilation ou de drainage, de détection d'incendie et de lutte contre le feu contrairement à la configuration qui correspondrait à l'interposition de cloisons pare-feu par exemple entre le générateur de gaz et la turbine libre, entre la turbine et la tuyère d'éjection des gaz chauds,.... La
10 conséquence immédiate est donc un gain en masse et en coût.

Naturellement, la présente invention est sujette à de nombreuses variations quant à sa mise en œuvre. Bien que plusieurs modes de réalisation aient été décrits, on comprend bien qu'il n'est pas concevable d'identifier de manière exhaustive tous
15 les modes possibles. Il est bien sûr envisageable de remplacer un moyen décrit par un moyen équivalent sans sortir du cadre de la présente invention.

REVENDICATIONS

1. Installation motrice (18) comprenant au moins un turbomoteur (8) pour entraîner par l'intermédiaire d'un arbre rotor (6) et d'une boîte de transmission principale (7) un rotor principal (3) d'un aéronef à voilure tournante (1), ce turbomoteur (8) étant disposé sensiblement suivant le sens longitudinal, confondu ou parallèle à l'axe longitudinal X de l'aéronef (1), et en arrière de la boîte de transmission principale (7), par rapport à la direction longitudinale de l'axe X de sorte que:

- 10 - la boîte de transmission principale (7) est entraînée en rotation par un arbre de transmission de puissance (10) lié à la turbine libre (11) du turbomoteur (8),
- la turbine libre (11) est entraînée en rotation par le générateur de gaz (30) du turbomoteur (8), alimenté en air par un corps d'entrée d'air (20),
- les gaz chauds sont éjectés par une tuyère (15),

caractérisée en ce que ledit corps d'entrée d'air (20) est sensiblement parallèle au turbomoteur (8) de manière que d'une part sa première extrémité (21) débouchant dans l'atmosphère ambiante est située en avant de la tuyère d'éjection des gaz chauds (15), sensiblement dans le plan transversal Y,Z passant par l'arbre (6) du rotor principal (3) et d'autre part, sa deuxième extrémité (22), correspondant à sa
20 fixation au turbomoteur (8), est située sensiblement au niveau de la zone du turbomoteur (8) la plus en arrière par rapport au sens longitudinal X.

2. Installation motrice (18) selon la revendication 1, caractérisée en ce que le corps d'entrée d'air (20) est allongé et d'une longueur \underline{L} supérieure à la longueur \underline{l} du turbomoteur (8).

3. Installation motrice (18) selon l'une quelconque des revendications 1 ou 2,

caractérisée en ce que la deuxième extrémité (22) du corps d'entrée d'air (20) est une chambre de tranquillisation (23) de l'air aspiré, de forme sensiblement annulaire de façon à entourer ledit turbomoteur (8) et son propre orifice d'alimentation en air.

4. Installation motrice (18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisée en ce que la distance d entre la première extrémité (21) du corps d'entrée d'air et la sortie (16) de la tuyère (15) d'éjection des gaz chauds est de l'ordre de 1,5 mètre.
5. Installation motrice (18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisée en ce que la distance d entre la première extrémité (21) du corps d'entrée d'air et la sortie (16) de la tuyère (15) d'éjection des gaz chauds est sensiblement égale à la longueur l du turbomoteur.
6. Installation motrice (18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisée en ce que la section de passage d'air du corps d'entrée d'air (20) est inférieure à la section de passage des gaz chauds de la tuyère (15).
7. Installation motrice (18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisée en ce que le corps d'entrée d'air (20) est réalisé en matériaux composites.
8. Installation motrice (18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisée en ce que le corps d'entrée d'air (20) est situé au-dessus du turbomoteur (8) et en ce que la sortie (16) de la tuyère d'éjection des gaz chauds (15) débouche de façon latérale vers l'extérieur de l'hélicoptère (1), étant sensiblement parallèle à l'axe transversal Y, soit vers la coordonnée Y positive, soit vers la coordonnée Y négative.
9. Installation motrice (18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 7,

caractérisée en ce que le corps de l'entrée d'air (20) est situé sensiblement de façon latérale, à côté du turbomoteur (8) et en ce que la sortie (16) de la tuyère d'éjection des gaz chauds (15) débouche sensiblement vers le haut, soit vers la coordonnée Z positive.

10. Installation motrice (18) selon la revendication 9, caractérisée en ce que dans le cas d'un hélicoptère (1) bimoteur, les corps de l'entrée d'air (20) de chaque turbomoteur (8) sont disposés respectivement latéralement vers la gauche du turbomoteur gauche et vers la droite du turbomoteur droit.

10 11. Installation motrice (18) selon la revendication 9, caractérisée en ce que dans le cas d'un hélicoptère (1) bimoteur, les corps de l'entrée d'air (20) de chaque turbomoteur (8) sont disposés latéralement respectivement vers la droite du turbomoteur gauche et vers la gauche du turbomoteur droit.

12. Installation motrice (18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 11, caractérisée en ce que chaque installation motrice (18) est disposée dans un compartiment individuel comprenant un seul turbomoteur (8) et un seul équipement de ventilation et de drainage, de détection d'incendie et de lutte contre le feu.

13. Installation motrice (18) selon l'une quelconque des revendications 1 à 12, 20 caractérisée en ce que l'aéronef est un hélicoptère.

