



(10) Numéro de publication internationale
WO 2014/155009 A1

(43) Date de la publication internationale
2 octobre 2014 (02.10.2014)

WIPO/PCT

- (51) **Classification internationale des brevets :**
F02C 7/047 (2006.01) *F02C 7/14* (2006.01)
- (21) **Numéro de la demande internationale :**
PCT/FR2014/050717
- (22) **Date de dépôt international :**
26 mars 2014 (26.03.2014)
- (25) **Langue de dépôt :** français
- (26) **Langue de publication :** français
- (30) **Données relatives à la priorité :**
13/52703 26 mars 2013 (26.03.2013) FR
- (71) **Déposant :** AIRCELLE [FR/FR]; Route du Pont 8, F-76700 Gonfreville L'orcher (FR).
- (72) **Inventeur :** CARUEL, Pierre; 86 rue Gabriel Péri, F-76600 Le Havre (FR).
- (74) **Mandataire :** CABINET GERMAIN & MAUREAU; 8 avenue du Président Wilson, F-75016 Paris (FR).
- (81) **États désignés** (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible*) : AE, AG, AL, AM,

AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY,
BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM,
DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,
HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR,
KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME,
MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ,
OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA,
SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM,
TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM,
ZW.

- (84) États désignés** (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

- (54) Title : COOLING DEVICE FOR A TURBO ENGINE OF AN AIRCRAFT NACELLE

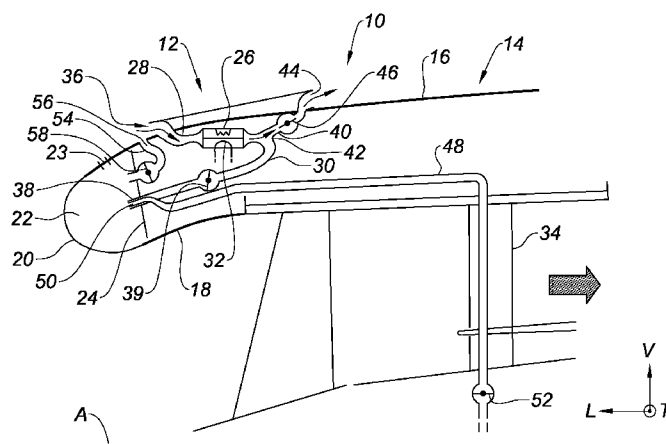


Fig. 1

- (57) Abstract :** The invention concerns a cooling device (12) for a turbo engine of an aircraft nacelle (10), comprising a heat exchanger (26) and an air outlet pipe (30), the nacelle (10) comprising a front tubular housing (14) that comprises a front lip (20) forming a hollow leading edge that delimits an annular de-icing chamber (22), characterised in that it comprises a pipe for supplying pressurised air (48) that extends from an inlet end linked to a pressurised air source, to an outlet end forming an air ejection nozzle (50) opening into the de-icing chamber (22), and in that the outlet pipe (30) of the heat exchanger (26) has an air outlet section (38) that is arranged in the de-icing chamber (22) in a position designed such that the pressurised air ejection nozzle (50) forms an air suction pump in the outlet pipe (30) of the exchanger.

- (57) Abrégé :**

[Suite sur la page suivante]

L'invention concerne un dispositif (12) de refroidissement pour un turbomoteur d'une nacelle (10) d'aéronef, comportant un échangeur (26) thermique et un conduit de sortie (30) d'air, et la nacelle (10) comportant un carénage (14) avant tubulaire qui comporte une lèvre (20) avant formant bord d'attaque creux qui délimite une chambre (22) annulaire de dégivrage, caractérisé en ce qu'il comporte un conduit d'alimentation en air sous pression (48) qui s'étend depuis une extrémité d'entrée reliée sur une source d'air sous pression, jusqu'à une extrémité de sortie formant buse d'éjection (50) d'air débouchant dans la chambre (22) de dégivrage, et en ce que le conduit de sortie (30) de l'échangeur (26) thermique présente un tronçon de sortie d'air (38) qui est agencé dans la chambre (22) de dégivrage dans une position adaptée pour que la buse d'éjection (50) d'air sous pression forme pompe d'aspiration de l'air dans le conduit de sortie (30) de l'échangeur.

Dispositif de refroidissement pour un turbomoteur d'une nacelle d'aéronef

L'invention concerne un dispositif de refroidissement de l'huile
5 moteur d'un turbomoteur équipant une nacelle d'aéronef.

Un avion est propulsé par un ou plusieurs ensembles propulsifs comprenant chacun un turbomoteur logé dans une nacelle tubulaire. Chaque ensemble propulsif est rattaché à l'avion par un mât situé généralement sous, ou sur, une aile ou au niveau du fuselage.

10 On entend par amont ce qui vient avant le point ou élément considéré, dans le sens de l'écoulement de l'air dans un turbomoteur, et par aval ce qui vient après le point ou élément considéré, dans le sens de l'écoulement de l'air dans le turbomoteur.

Une nacelle présente généralement un carénage avant tubulaire
15 formant entrée d'air en amont du turbomoteur, une section médiane destinée à entourer une soufflante ou les compresseurs du turbomoteur et son carter, une section arrière pouvant abriter des moyens d'inversion de poussée et destinée à entourer le générateur de gaz du turbomoteur.

La nacelle est généralement terminée par une tuyère d'éjection
20 dont la sortie est située en aval du turbomoteur.

Classiquement, l'espace compris entre la nacelle et le turbomoteur s'appelle veine secondaire.

Le carénage avant, ou capot, comporte une paroi externe aérodynamique, une paroi interne de guidage de l'air vers le turbomoteur, et
25 une lèvre avant formant bord d'attaque creux qui relie la paroi interne et la paroi externe et qui délimite une chambre annulaire de dégivrage fermée par une cloison.

De manière générale, le turbomoteur comprend un ensemble d'aubes ou de pales (compresseur et éventuellement soufflante ou hélice non
30 carénée) entraînées en rotation par un générateur de gaz à travers un ensemble de moyens de transmission.

Un système de distribution de lubrifiant est prévu pour refroidir et assurer une bonne lubrification de ces moyens de transmission et de tout autre accessoire comme les générateurs électriques.

35 Par voie de conséquence, le lubrifiant doit ensuite également être refroidi par un échangeur de chaleur.

Pour ce faire, une première méthode connue consiste à refroidir le lubrifiant par circulation à travers un échangeur air / huile utilisant de l'air prélevé dans une veine secondaire (flux dit froid) de la nacelle ou d'un des premiers étages de compresseur.

5 Le prélèvement et la circulation d'air au travers de cet échangeur perturbe l'écoulement du flux d'air et entraîne une perte de poussée du moteur, ce qui n'est pas souhaitable.

De plus, le prélèvement d'air dans la veine secondaire nécessite généralement un allongement de la longueur de la section médiane de la
10 nacelle.

Il a notamment été calculé que dans le cas d'un moteur à soufflante à réducteur, cela pouvait représenter des pertes équivalentes à 1% de consommation de carburant.

Une autre solution est apparue dans le cadre des systèmes de
15 dégivrage de la nacelle.

En effet, en vol, selon les conditions de température et d'humidité, de la glace peut se former sur la nacelle, notamment au niveau de la surface externe de la lèvre d'entrée d'air équipant le carénage avant de la nacelle.

La présence de glace ou de givre modifie les propriétés
20 aérodynamiques de l'entrée d'air et perturbe l'acheminement de l'air vers la soufflante. De plus, la formation de givre sur l'entrée d'air de la nacelle et l'ingestion de glace par le moteur en cas de détachement de blocs de glace peuvent endommager le moteur ou la voilure, et présenter un risque pour la sécurité du vol.

25 Pour pallier cet inconvénient, il est connu de maintenir la surface externe de la lèvre à une température suffisamment élevée pour empêcher l'apparition de givre.

Ainsi, la chaleur du lubrifiant peut être utilisée pour réchauffer les surfaces externes de la lèvre, le lubrifiant étant de ce fait refroidi et en mesure
30 d'être réutilisé dans le circuit de lubrification.

Le document US4782658 décrit la mise en œuvre d'un tel système de dégivrage utilisant la chaleur du lubrifiant moteur.

Plus précisément, le document US4782658 décrit un système de dégivrage utilisant de l'air extérieur prélevé par une écope et réchauffé au
35 travers d'un échangeur air / huile pour servir au dégivrage.

Un tel système permet un meilleur contrôle des énergies thermiques échangées.

Mais lorsque l'aéronef équipée de ce type de système est à l'arrêt ou en déplacement à faible vitesse, l'échangeur devient inefficace à cause du
5 débit d'air à travers l'échangeur qui est faible ou nul.

En outre, on connaît le document US-A-4688745 qui décrit et représente un système de dégivrage qui consiste à créer un écoulement d'air forcé dans la chambre annulaire de dégivrage de la lèvre de la nacelle, pour favoriser les échanges thermiques.

10 A cet effet, le système comporte un conduit d'alimentation en air sous pression qui s'étend depuis une extrémité d'entrée reliée sur une source d'air chaud sous pression, comme un compresseur haute pression du turbomoteur, jusqu'à une extrémité de sortie formant buse d'éjection d'air débouchant dans la chambre de dégivrage.

15 La buse d'éjection s'étend selon une direction tangentielle à la chambre annulaire, de façon à accélérer la circulation d'air dans la chambre pour favoriser les échanges thermiques entre l'air en mouvement contenu dans la chambre et la lèvre extérieure délimitant la chambre.

Enfin, le document FR-A-2788308 décrit et représente un dispositif
20 de refroidissement d'un réducteur de vitesse de turbomachine.

Ce dispositif comporte principalement un échangeur thermique qui présente une entrée raccordée sur un conduit d'entrée qui alimente l'échangeur en air de refroidissement et une sortie raccordée sur un conduit de sortie qui débouche dans la tuyère de la turbomachine pour évacuer l'air
25 traversant l'échangeur.

Complémentairement, le dispositif comprend un conduit d'alimentation en air sous pression qui s'étend depuis une extrémité d'entrée reliée sur une source d'air sous pression, comme un compresseur, jusqu'à une extrémité de sortie formant buse d'éjection d'air débouchant dans le conduit de
30 sortie d'air de l'échangeur thermique.

Une telle conception permet d'accélérer la circulation d'air dans le dispositif de refroidissement.

L'invention vise à proposer un dispositif de refroidissement d'un turbomoteur d'une nacelle d'aéronef permettant de refroidir efficacement l'huile
35 moteur lorsque l'aéronef est immobile ou en déplacement à faible vitesse, tout en limitant le nombre de vannes et de conduits du dispositif.

Dans ce but, l'invention propose un dispositif de refroidissement pour un turbomoteur d'une nacelle d'aéronef, comportant un échangeur thermique qui présente une entrée raccordée sur un conduit d'entrée qui alimente l'échangeur en air de refroidissement et une sortie raccordée sur un conduit de sortie qui évacue l'air traversant l'échangeur, et la nacelle comportant un carénage avant tubulaire qui comporte :

- une paroi externe aérodynamique,
- une paroi interne de guidage de l'air vers le turbomoteur, et
- une lèvre avant formant bord d'attaque creux qui relie la paroi interne et la paroi externe et qui délimite une chambre annulaire de dégivrage fermée par une cloison,

caractérisé en ce qu'il comporte un conduit d'alimentation en air sous pression qui s'étend depuis une extrémité d'entrée reliée sur une source d'air sous pression, jusqu'à une extrémité de sortie formant buse d'éjection d'air débouchant dans la chambre de dégivrage,

et en ce que le conduit de sortie de l'échangeur thermique présente un tronçon de sortie d'air qui est agencé dans la chambre de dégivrage dans une position adaptée pour que la buse d'éjection d'air sous pression forme pompe d'aspiration de l'air dans le conduit de sortie de l'échangeur.

Le dispositif selon l'invention permet notamment de limiter le nombre de vannes et de conduits en utilisant la conduite d'alimentation en air sous pression à double emploi, tout en permettant un fonctionnement efficace de l'échangeur à faible vitesse de déplacement de l'aéronef.

Selon une autre caractéristique, le tronçon de sortie d'air du conduit de sortie de l'échangeur thermique est agencé à l'extérieur de la buse d'éjection d'air sous pression.

Cette disposition favorise l'aspiration de l'air contenu dans le conduit de sortie de l'échangeur, le cas échéant.

De plus, le dispositif comporte une vanne d'activation de l'aspiration qui est agencée sur le conduit de sortie d'air de l'échangeur et qui est apte à occuper au moins un état ouvert dans lequel l'air est apte à s'écouler depuis l'échangeur thermique jusqu'à la chambre de dégivrage, et au moins un état fermé dans lequel l'écoulement de l'air est bloqué.

Aussi, le dispositif comporte un conduit anti-retour qui s'étend depuis un orifice d'entrée piqué sur le conduit de sortie d'air de l'échangeur, jusqu'à une bouche de sortie d'air atmosphérique, le conduit anti-retour étant

équipé d'un clapet anti-retour qui est conçu pour permettre l'écoulement de l'air de refroidissement entre l'échangeur thermique et l'extérieur et uniquement dans ce sens.

L'ensemble constitué par le clapet et la vanne anti-retour permet
5 l'évacuation de l'air de refroidissement lorsque la vanne d'activation d'aspiration est fermée.

Selon une autre caractéristique, le dispositif comporte un conduit de décharge qui s'étend depuis la chambre de dégivrage jusqu'à une sortie d'air atmosphérique, et qui est équipé d'une vanne de décharge apte à occuper
10 un état ouvert dans lequel l'air peut s'écouler depuis ladite chambre jusqu'à l'extérieur de la nacelle, et un état fermé dans lequel l'écoulement de l'air est bloqué.

Le conduit de décharge permet de réguler la pression dans la chambre de dégivrage, notamment en faisant chuter la pression dans la
15 chambre pour favoriser l'aspiration d'air dans le conduit de sortie d'air de refroidissement de l'échangeur.

En outre, le conduit d'entrée d'air de l'échangeur thermique comporte une bouche d'entrée d'air formant écope qui est agencée sur la paroi externe du carénage.

20 Cette caractéristique permet d'alimenter l'échangeur en air de refroidissement lorsque l'aéronef est en vol.

Aussi, le conduit d'alimentation en air sous pression est équipé d'une vanne de régulation apte à occuper un état ouvert dans lequel l'air peut s'écouler depuis la source d'air sous pression, jusqu'à la chambre de
25 dégivrage, et un état fermé dans lequel l'écoulement de l'air est bloqué, ainsi que tout état intermédiaire permettant de faire varier le débit d'air prélevé.

La vanne de régulation permet notamment de réguler la température dans la chambre de dégivrage, et réguler l'aspiration d'air dans le conduit de sortie de l'échangeur en configuration au sol.

30 De plus, la source d'air sous pression est un compresseur haute pression qui équipe le turbomoteur de la nacelle.

Selon un autre aspect, la chambre de dégivrage présente un étranglement de sa section interne qui est adapté pour accélérer l'air qui traverse l'étranglement, et en ce que l'étranglement est agencé globalement
35 autour du tronçon de sortie d'air du conduit de sortie de l'échangeur pour créer un effet Venturi et favoriser l'écoulement de l'air dans ledit conduit.

Enfin, l'invention concerne aussi une nacelle de turbomoteur équipée d'un dispositif de refroidissement selon l'une quelconque des revendications précédentes.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description détaillée qui suit pour la compréhension de laquelle on se reportera aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique en section longitudinale, qui illustre un dispositif de refroidissement agencé dans un carénage avant d'une nacelle dans une configuration dite croisière, selon l'invention ;
- 10 - la figure 2 est une vue schématique en section longitudinale similaire à celle de la figure 1, qui illustre le dispositif de la figure 1 dans une configuration dite au sol ;
- la figure 3 est une vue schématique en section longitudinale similaire à celle de la figure 1, qui illustre le dispositif de la figure 1 dans une
15 configuration dite dégivrage ;
- la figure 4 est une vue schématique partielle en section transversale, qui illustre l'agencement du tronçon de sortie d'air de refroidissement et de la buse d'éjection d'air sous pression, dans la chambre de dégivrage ;
- 20 - la figure 5 est une vue schématique partielle en section transversale similaire à celle de la figure 4, qui illustre l'agencement du tronçon de sortie d'air de refroidissement et de la buse d'éjection d'air sous pression, dans la chambre de dégivrage, selon une variante de réalisation.

Dans la description et les revendications, on utilisera à titre non limitatif les expressions « avant » et « arrière » en référence à la partie gauche et à la partie droite de la nacelle des figures 1 à 3 respectivement.

A noter également que dans la présente demande, les termes « amont » et « aval » doivent s'entendre par rapport à la circulation du flux d'air à l'intérieur de l'ensemble propulsif formé par la nacelle et le turbomoteur, c'est-à-dire de la gauche vers la droite selon les figures 1 à 3.

De plus, pour clarifier la description et les revendications, on adoptera à titre non limitatif la terminologie longitudinal, vertical et transversal en référence au trièdre L, V, T indiqué aux figures, dont l'axe L est parallèle à l'axe A de la nacelle.

On a représenté à la figure 1 une partie avant d'une nacelle 10 (représentée partiellement) équipée d'un dispositif 12 de refroidissement d'un lubrifiant du turbomoteur (non représenté) monté dans la nacelle 10.

La nacelle 10 présente un carénage 14 avant tubulaire, ou capot, qui est représenté partiellement à la figure 1 et qui s'étend d'avant en arrière selon un axe A central longitudinal.

Le carénage 14 de la nacelle 10 comporte une paroi externe 16 aérodynamique, une paroi interne 18 formant une veine de circulation d'air pour le guidage de l'air vers le turbomoteur, et une lèvre 20 avant formant bord d'attaque creux.

La lèvre 20 forme un bourrelet arrondi qui relie la paroi interne 18 et la paroi externe 16 à l'avant de la nacelle 10, et qui délimite une chambre 22 annulaire de dégivrage fermée par une cloison 24.

La chambre 22 est équipée d'un orifice de sortie 23 atmosphérique débouchant à l'extérieur de la nacelle 10.

Le dispositif 12 de refroidissement comporte un échangeur 26 thermique qui présente une entrée raccordée sur un conduit d'entrée 28 qui alimente l'échangeur 26 en air de refroidissement et une sortie raccordée sur un conduit de sortie 30 qui évacue l'air traversant l'échangeur 26.

L'échangeur 26 est ici du type air / huile, et il est alimenté, d'une part, par le lubrifiant du turbomoteur à refroidir, ici de l'huile, et d'autre part, par de l'air à réchauffer.

L'huile est amenée à l'échangeur 26 par un système de pompage du turbomoteur (non visible) et un conduit de circulation 32 (partiellement représenté) traversant un bras support 34 du turbomoteur et traversant la veine de circulation d'air.

Le conduit d'entrée 28 comporte une bouche d'entrée d'air 36 formant écope qui est agencée sur la paroi externe 16 du carénage 14 et qui est conçue pour permettre l'écoulement de l'air de refroidissement depuis l'extérieur de la nacelle 10, jusqu'à l'échangeur 26.

Le conduit de sortie 30 de l'échangeur 26 présente un tronçon de sortie d'air 38 qui est agencé dans la chambre 22 de dégivrage, le conduit de sortie 30 permettant d'acheminer la chaleur du lubrifiant dissipée par l'échangeur 26 dans la chambre 22.

En référence à la figure 4, le tronçon de sortie d'air 38 forme un coude à 90 degrés qui s'étend globalement tangentiellement à la chambre 22 annulaire, suivant l'axe B.

De façon complémentaire, le conduit de sortie 30 de l'échangeur 26
5 est équipé d'une vanne 39 d'activation qui est apte à occuper au moins un état ouvert dans lequel l'air est apte à s'écouler depuis l'échangeur 26 jusqu'à la chambre 22 de dégivrage, et au moins un état fermé dans lequel l'écoulement de l'air est bloqué.

De plus, le dispositif 12 de refroidissement comporte un conduit
10 anti-retour 40 qui s'étend depuis un orifice d'entrée 42 piqué sur le conduit de sortie 30 de l'échangeur 26, jusqu'à une bouche de sortie 44 d'air atmosphérique ménagée dans la paroi externe 16 du carénage 14.

Le conduit anti-retour 40 est équipé d'un clapet anti-retour 46 qui
est monté mobile entre un état fermé dans lequel il bloque le passage de l'air et
15 un état ouvert dans lequel l'air de refroidissement s'écoule entre l'échangeur 26 et l'extérieur de la nacelle 10.

Selon un autre aspect, le dispositif 12 de refroidissement est
équipé d'un conduit d'alimentation en air sous pression, appelé conduit haute
pression 48 par la suite.

20 Le conduit haute pression 48 s'étend depuis une extrémité d'entrée (non représentée) reliée sur un compresseur (non représenté) du turbomoteur, formant source d'air sous pression, jusqu'à une extrémité de sortie formant buse d'éjection d'air 50 débouchant dans la chambre 22 de dégivrage.

De même, le conduit haute pression 48 est équipé d'une vanne de
25 régulation 52 apte à occuper un état ouvert dans lequel l'air peut s'écouler depuis la source d'air sous pression jusqu'à la chambre 22 de dégivrage, et un état fermé dans lequel l'écoulement de l'air est bloqué.

Comme on peut le voir en détail à la figure 4, le tronçon de sortie
d'air 38 du conduit de sortie 30 d'air de l'échangeur 26 est agencé dans la
30 chambre 22 de dégivrage dans une position adaptée pour que la buse d'éjection d'air 50 sous pression forme pompe d'aspiration de l'air dans le conduit de sortie 30 de l'échangeur 26.

Plus particulièrement, le tronçon de sortie d'air 38 du conduit de
sortie 30 de l'échangeur 26 est agencé à l'intérieur de la buse d'éjection d'air
35 50 sous pression, de façon coaxiale à la buse d'éjection d'air 50, suivant l'axe B.

Un tel agencement permet de former une dépression dans le tronçon de sortie d'air 38 du conduit de sortie 30 de l'échangeur 26 en accélérant l'écoulement de l'air au moyen de la buse d'éjection d'air 50 sous pression.

5 Avantageusement, cette caractéristique assure un fonctionnement efficace de l'échangeur 26 en permettant à l'air de refroidissement de traverser l'échangeur 26, par aspiration à travers le conduit de sortie 30 associé, même lorsque l'aéronef présente une vitesse faible ou nulle.

De plus, le dispositif 12 de refroidissement comporte un conduit de
10 décharge 54 qui s'étend depuis la chambre 22 de dégivrage, jusqu'à une sortie d'air atmosphérique 56 ménagée dans la paroi externe 16 du carénage 14.

Le conduit de décharge 54 est équipé d'une vanne de décharge 58 apte à occuper un état ouvert dans lequel l'air peut s'écouler depuis la chambre 22 jusqu'à l'extérieur de la nacelle 10, et un état fermé dans lequel
15 l'écoulement de l'air est bloqué.

Selon une variante de réalisation représentée à la figure 5, la chambre 22 de dégivrage présente un étranglement 60 de sa section interne qui est agencé globalement autour du tronçon de sortie d'air 38 du conduit de sortie d'air 30 de l'échangeur 26.

20 Selon cette variante, l'étranglement crée un effet Venturi par accélération de l'air qui s'écoule dans la chambre 22 et favorise l'écoulement de l'air dans le conduit de sortie d'air 30 par aspiration.

Le dispositif 12 de refroidissement selon l'invention est conçu pour fonctionner selon différentes configurations, décrites ci-dessous à titre
25 d'exemples de fonctionnement non limitatifs.

Dans une configuration dite croisière représentée à la figure 1, dans laquelle l'aéronef est supposé en vol, la vanne de décharge 58, la vanne d'activation 39 et la vanne de régulation 52 sont fermées, seul le clapet anti-retour 46 est ouvert.

30 Ainsi, en configuration croisière, l'air frais extérieur s'écoule successivement à travers le conduit d'entrée 28 de l'échangeur 26, l'échangeur 26, le conduit de sortie 30 de l'échangeur 26, le conduit anti-retour 40 et la bouche de sortie d'air 44.

L'écoulement de l'air permet ici de refroidir efficacement le lubrifiant
35 au moyen de l'échangeur 26.

Dans une configuration dite de dégivrage représentée à la figure 3, dans laquelle l'aéronef est supposé en vol, la vanne de décharge 58 et la vanne d'activation 39 sont fermées, et le clapet anti-retour 46 et la vanne de régulation 52 sont ouverts.

5 Selon cette configuration dégivrage, l'air frais extérieur s'écoule à travers l'échangeur 26 en étant évacué par le conduit anti-retour 40, comme en mode croisière.

De plus, de l'air chaud provenant du compresseur est injecté dans la chambre 22 de dégivrage par le conduit haute pression 48, pour favoriser le
10 dégivrage de la lèvre 20 de la nacelle 10.

L'air sous pression injecté par le conduit haute pression 48 s'échappe de la chambre 22 à travers l'orifice de sortie 23 prévu à cet effet.

Enfin, dans un mode dit au sol représenté à la figure 2, dans lequel l'aéronef est supposé être au sol en déplacement à faible vitesse ou vitesse
15 nulle, la vanne de décharge 58, la vanne de régulation 52 et la vanne d'activation 39 sont ouvertes, et le clapet anti-retour 46 est fermé.

Selon cette configuration au sol, de l'air sous pression provenant du compresseur est injecté dans la chambre 22 de dégivrage par le conduit haute pression 48, de sorte que la buse d'éjection d'air 50 sous pression forme
20 pompe d'aspiration de l'air dans le conduit de sortie 30 de l'échangeur 26.

Ainsi, dans la configuration au sol, de l'air frais traverse l'échangeur 26 alors même que l'aéronef est en déplacement à faible vitesse ou vitesse nulle.

Toujours en configuration au sol, la vanne de décharge 58 est
25 ouverte pour faire chuter la pression dans la chambre 22, dans le but d'éviter un retour de l'air chaud depuis la chambre 22, jusqu'à l'échangeur 26 via le conduit de sortie 30 de l'échangeur 26.

Le pilotage des vannes 39, 52, 58 et du clapet 40 décrits précédemment est effectué par un dispositif de pilotage et de commande non
30 représenté. Le clapet peut, alternativement, opérer de manière passive par différence de pression, et empêche ainsi l'écoulement de l'air dans le sens de la bouche de sortie 44 vers le conduit de sortie 30.

On peut noter que plusieurs vannes peuvent être pilotées par un même organe de commande.

En effet, la vanne de décharge 58 et la vanne d'activation 39 de l'aspiration sont ouvertes en même temps, alors que le clapet anti-retour 40 est fermé simultanément, et vice versa.

Enfin, en cas de défaillance d'une des vannes de l'ensemble, il est possible de mettre à disposition l'aéronef, c'est-à-dire de lui permettre de voler, avec la vanne de régulation 52 forcée ouverte, la régulation de la température dans la chambre 22 de dégivrage peut être réalisée par la vanne de décharge 58.

Avantageusement, l'invention propose un dispositif 12 de refroidissement qui permet de dégivrer la lèvre 20 de la nacelle 10 et de refroidir efficacement le lubrifiant du turbomoteur même dans une configuration au sol à faible vitesse ou vitesse nulle, en limitant le nombre de vannes et de conduits nécessaires à la circulation de l'air.

En effet, le conduit haute pression 48 offre ici une double fonction, à savoir une fonction de dégivrage par injection d'air chaud sous pression dans la chambre 22 de dégivrage de la lèvre 20, et une fonction d'aspiration de l'air dans le conduit de sortie 30 de l'échangeur 26.

Cette caractéristique permet notamment un gain de masse, de fiabilité et de maintenance du dispositif 12 selon l'invention, ainsi qu'un gain de consommation par rapport à un dispositif de refroidissement qui puise l'air de refroidissement dans la veine secondaire.

REVENDICATIONS

1. Dispositif (12) de refroidissement pour un turbomoteur d'aéronef, comportant un échangeur (26) thermique qui présente une entrée raccordée
5 sur un conduit d'entrée (28) qui alimente l'échangeur (26) en air de refroidissement et une sortie raccordée sur un conduit de sortie (30) qui évacue l'air traversant l'échangeur (26), et la nacelle (10) comportant un carénage (14) avant tubulaire qui comporte :
- une paroi externe (16) aérodynamique,
 - 10 - une paroi interne (18) de guidage de l'air vers le turbomoteur, et
 - une lèvre (20) avant formant bord d'attaque creux qui relie la paroi interne (18) et la paroi externe (16) et qui délimite une chambre (22) annulaire de dégivrage fermée par une cloison (24),
- caractérisé en ce qu'il comporte un conduit d'alimentation en air
15 sous pression (48) qui s'étend depuis une extrémité d'entrée reliée sur une source d'air sous pression, jusqu'à une extrémité de sortie formant buse d'éjection (50) d'air débouchant dans la chambre (22) de dégivrage,
- et en ce que le conduit de sortie (30) de l'échangeur (26) thermique présente un tronçon de sortie d'air (38) qui est agencé dans la chambre (22) de
20 dégivrage dans une position adaptée pour que la buse d'éjection (50) d'air sous pression forme pompe d'aspiration de l'air dans le conduit de sortie (30) de l'échangeur.
2. Dispositif (12) de refroidissement selon la revendication 1, caractérisé en ce que le tronçon de sortie d'air (38) du conduit de sortie (30) de
25 l'échangeur (26) thermique est agencé à l'extérieur de la buse d'éjection d'air (50) sous pression.
3. Dispositif (12) de refroidissement selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte une vanne d'activation (39) de l'aspiration qui est agencée sur le conduit de sortie (30)
30 d'air de l'échangeur (26) et qui est apte à occuper au moins un état ouvert dans lequel l'air est apte à s'écouler depuis l'échangeur (26) thermique jusqu'à la chambre (22) de dégivrage, et au moins un état fermé dans lequel l'écoulement de l'air est bloqué.
4. Dispositif (12) de refroidissement selon l'une quelconque des
35 revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte un conduit anti-retour (40) qui s'étend depuis un orifice d'entrée (42) piqué sur le conduit de

sortie (30) d'air de l'échangeur (26), jusqu'à une bouche de sortie (44) d'air atmosphérique, le conduit anti-retour (40) étant équipé d'un clapet anti-retour (46) qui est conçu pour permettre l'écoulement de l'air de refroidissement entre l'échangeur (26) thermique et l'extérieur et uniquement dans ce sens.

5 5. Dispositif (12) de refroidissement selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte un conduit de décharge (54) qui s'étend depuis la chambre (22) de dégivrage jusqu'à une sortie d'air (56) atmosphérique, et qui est équipé d'une vanne de décharge (58) apte à occuper un état ouvert dans lequel l'air peut s'écouler depuis ladite
10 chambre (22) jusqu'à l'extérieur de la nacelle (10), et un état fermé dans lequel l'écoulement de l'air est bloqué.

6. Dispositif (12) de refroidissement selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que le conduit d'entrée (28) d'air de l'échangeur (26) thermique comporte une bouche d'entrée (36) d'air formant
15 écope qui est agencée sur la paroi externe (16) du carénage (14).

7. Dispositif (12) de refroidissement selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que le conduit d'alimentation en air sous pression (48) est équipé d'une vanne de régulation (52) apte à occuper un état ouvert dans lequel l'air peut s'écouler depuis la source d'air
20 sous pression, jusqu'à la chambre (22) de dégivrage, et un état fermé dans lequel l'écoulement de l'air est bloqué.

8. Dispositif (12) de refroidissement selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que la source d'air sous pression est un compresseur haute pression qui équipe le turbomoteur de la
25 nacelle (10).

9. Dispositif (12) de refroidissement selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que la chambre (22) de dégivrage présente un étranglement (60) de sa section interne qui est adapté pour accélérer l'air qui traverse l'étranglement (60), et en ce que l'étranglement
30 (60) est agencé globalement autour du tronçon de sortie (38) d'air du conduit de sortie (30) de l'échangeur (26) pour créer un effet Venturi et favoriser l'écoulement de l'air dans ledit conduit (30).

10. Nacelle (10) de turbomoteur équipée d'un dispositif (12) de refroidissement selon l'une quelconque des revendications précédentes.

1 / 2

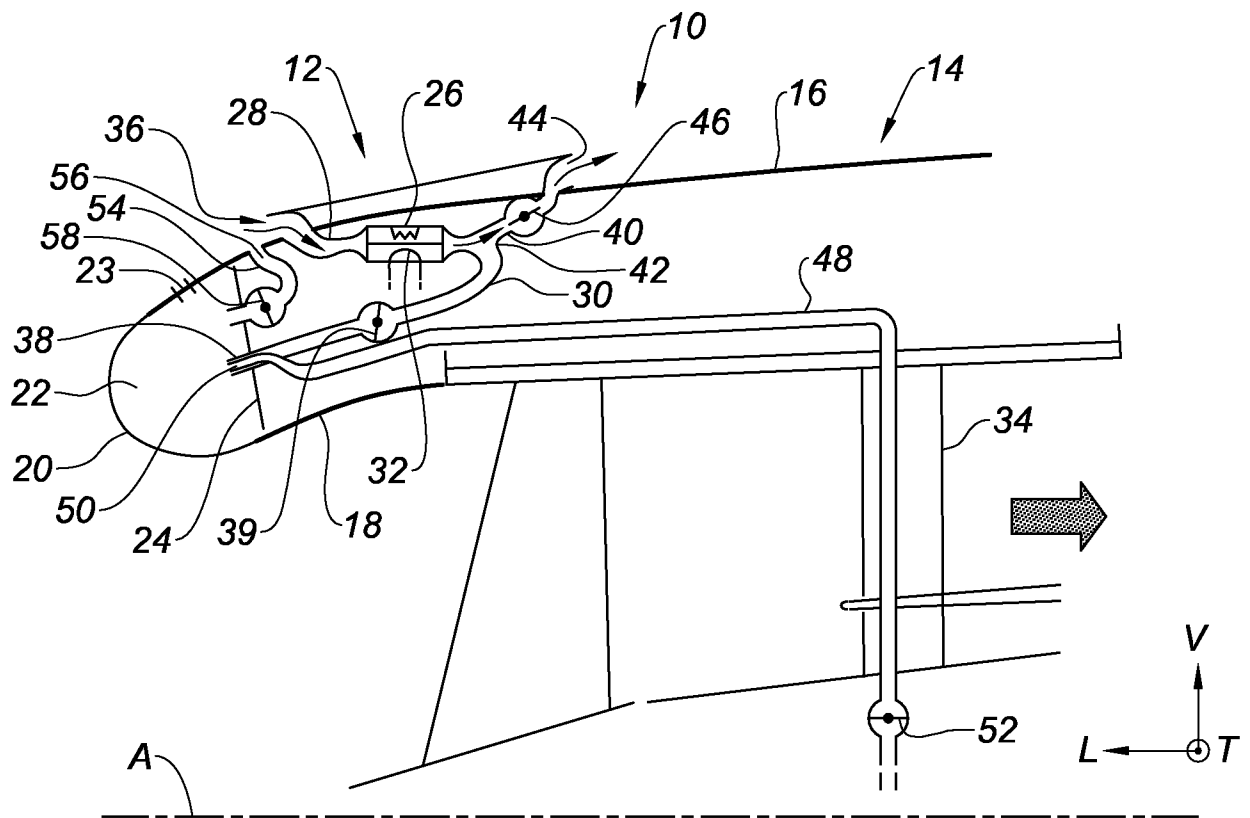


Fig. 1

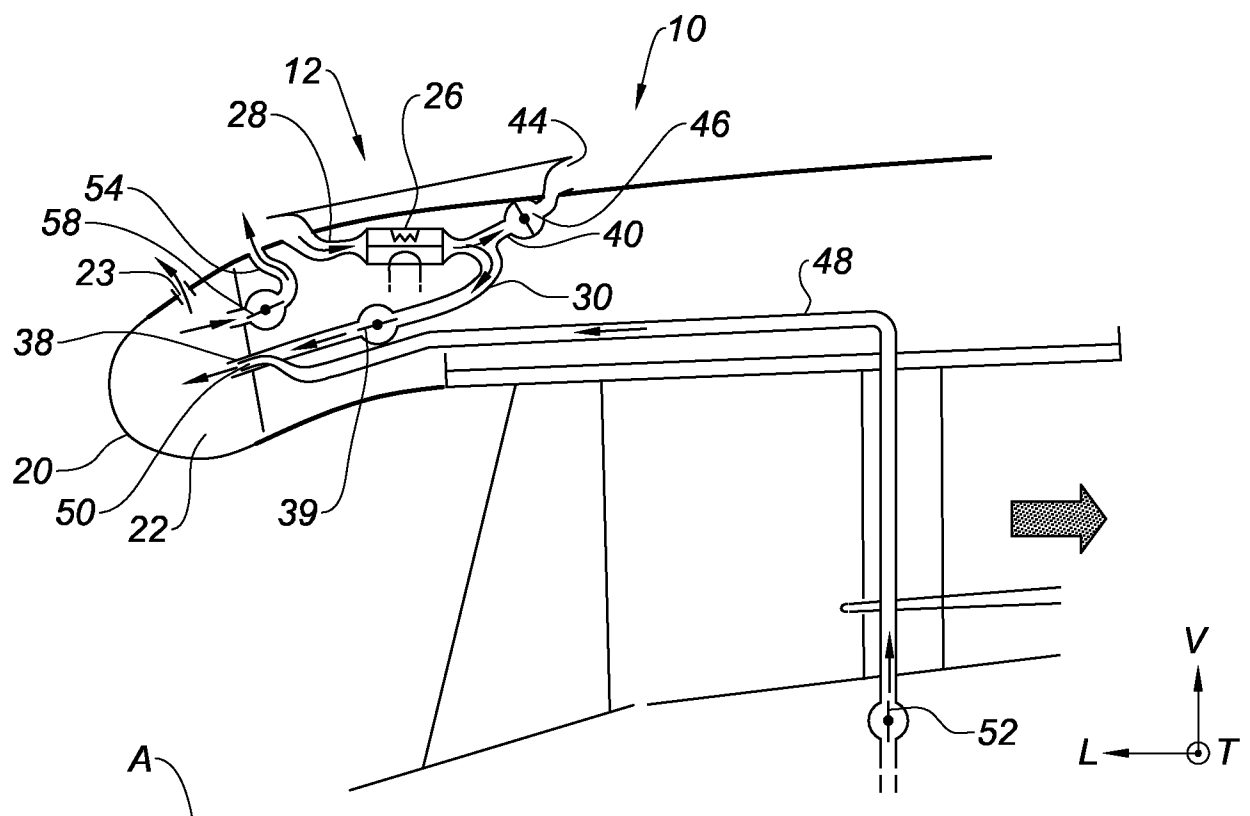


Fig. 2

2 / 2

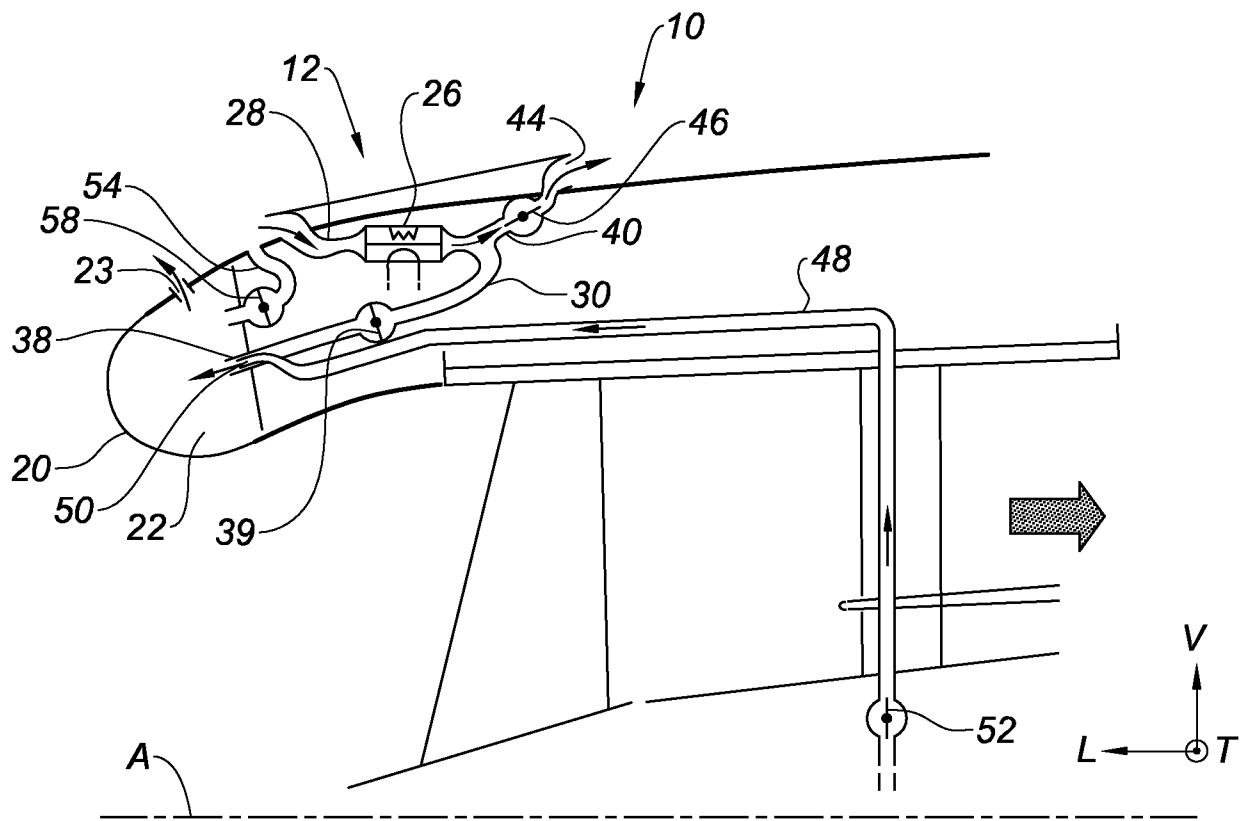


Fig. 3

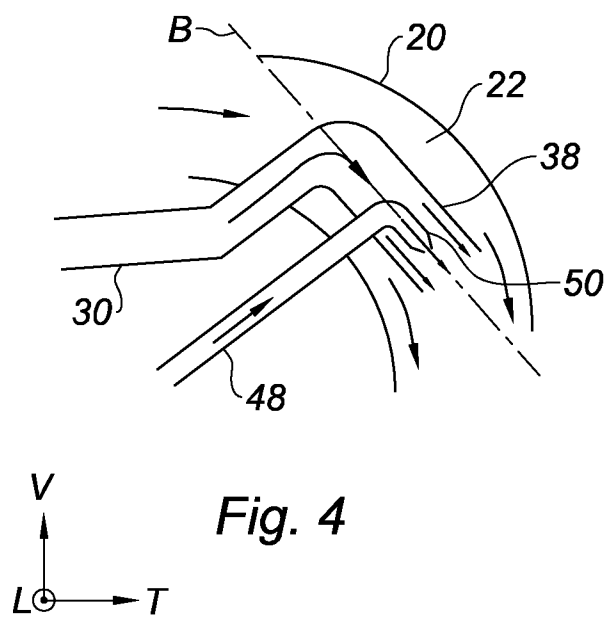


Fig. 4

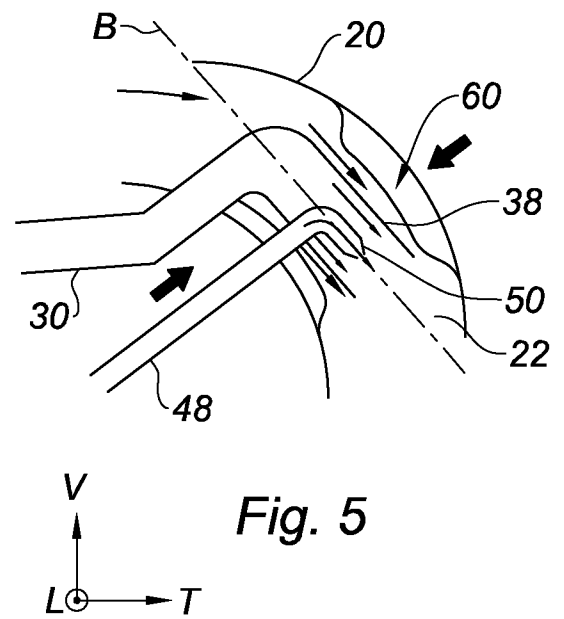


Fig. 5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2014/050717

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
 INV. F02C7/047 F02C7/14
 ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
 F02C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	GB 2 204 361 A (ROLLS ROYCE PLC ROLLS ROYCE PLC [GB]) 9 November 1988 (1988-11-09) cited in the application pages 7-11 figures 1-4	1-10
Y	----- US 4 688 745 A (ROSENTHAL HERMAN A [US]) 25 August 1987 (1987-08-25) cited in the application abstract figure 4	1-10
A	----- US 2002/179773 A1 (BREER MARLIN D [US] ET AL) 5 December 2002 (2002-12-05) abstract figures 1,2 ----- -/-	1-10



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

28 May 2014

Date of mailing of the international search report

04/06/2014

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
 NL - 2280 HV Rijswijk
 Tel. (+31-70) 340-2040,
 Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Gebker, Ulrich

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2014/050717

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 5 088 277 A (SCHULZE WALLACE M [US]) 18 February 1992 (1992-02-18) abstract figures 1-5 -----	1-10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2014/050717

Patent document cited in search report		Publication date		Patent family member(s)		Publication date
GB 2204361	A	09-11-1988	GB	2204361 A		09-11-1988
			US	4782658 A		08-11-1988

US 4688745	A	25-08-1987	GB	2204097 A		02-11-1988
			US	RE36215 E		01-06-1999
			US	4688745 A		25-08-1987

US 2002179773	A1	05-12-2002	NONE			

US 5088277	A	18-02-1992	DE	3932410 A1		05-04-1990
			GB	2224779 A		16-05-1990
			IT	1231122 B		18-11-1991
			JP	H02130225 A		18-05-1990
			US	5088277 A		18-02-1992

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F02C7/047 F02C7/14 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE		
Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) F02C		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	GB 2 204 361 A (ROLLS ROYCE PLC ROLLS ROYCE PLC [GB]) 9 novembre 1988 (1988-11-09) cité dans la demande pages 7-11 figures 1-4	1-10
Y	----- US 4 688 745 A (ROSENTHAL HERMAN A [US]) 25 août 1987 (1987-08-25) cité dans la demande abrégé figure 4	1-10
A	----- US 2002/179773 A1 (BREER MARLIN D [US] ET AL) 5 décembre 2002 (2002-12-05) abrégé figures 1,2 ----- -/-	1-10
☒ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents ☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
* Catégories spéciales de documents cités: "A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée) "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée "T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention "X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément "Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier "&" document qui fait partie de la même famille de brevets		
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée 28 mai 2014		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 04/06/2014
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Fonctionnaire autorisé Gebker, Ulrich

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 5 088 277 A (SCHULZE WALLACE M [US]) 18 février 1992 (1992-02-18) abrégé figures 1-5 -----	1-10

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2014/050717

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
GB 2204361 A	09-11-1988	GB 2204361 A	09-11-1988
		US 4782658 A	08-11-1988
US 4688745 A	25-08-1987	GB 2204097 A	02-11-1988
		US RE36215 E	01-06-1999
		US 4688745 A	25-08-1987
US 2002179773 A1	05-12-2002	AUCUN	
US 5088277 A	18-02-1992	DE 3932410 A1	05-04-1990
		GB 2224779 A	16-05-1990
		IT 1231122 B	18-11-1991
		JP H02130225 A	18-05-1990
		US 5088277 A	18-02-1992