

①2

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 16.12.91.

③0 Priorité :

④3 Date de la mise à disposition du public de la demande : 18.06.93 Bulletin 93/24.

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

⑥0 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : AVIONS PIERRE ROBIN - CENTRE EST AERONAUTIQUE Société Anonyme — FR.

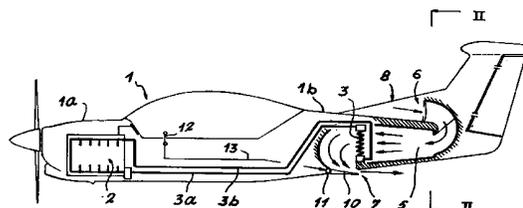
⑦2 Inventeur(s) : Muller Daniel et Pommera Grégory.

⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire : Cabinet Ores.

⑤4 Système de refroidissement du groupe motopropulseur d'un avion à hélices.

⑤7 Le système de refroidissement du groupe motopropulseur (2) d'un avion (1) à hélices est du type comprenant un circuit fermé où circule un liquide caloporteur et dans lequel est intercalé un radiateur (3) qui est avantageusement situé à l'intérieur du fuselage arrière (1b) de l'avion (1).



La présente Invention concerne un système de refroidissement du groupe motopropulseur d'un avion à hélices, du type comprenant un circuit fermé où circule un liquide caloporteur et dans lequel est intercalé un radiateur de refroidissement.

D'une manière générale, les groupes motopropulseurs des avions légers à hélices sont refroidis par air. Cependant, à l'heure actuelle, on tend à utiliser des versions dérivées de moteurs de véhicules automobiles comme groupes motopropulseurs pour de petits avions de tourisme à hélices. Ces moteurs étant refroidis par un liquide caloporteur, le circuit de refroidissement implique la présence d'un radiateur.

Concrètement, le radiateur est un élément qui s'étend sur une surface relativement importante, et occupe par conséquent un volume qui n'est pas toujours compatible avec le volume disponible dans le fuselage avant de l'avion où se loge le groupe motopropulseur.

Le but de l'Invention est d'apporter une solution à ce problème posé par l'encombrement du radiateur.

A cet effet, l'Invention propose un système de refroidissement du type précité, et qui est caractérisé en ce que le radiateur est monté dans le fuselage arrière de l'avion.

Selon une autre caractéristique de l'Invention, le radiateur est logé dans un compartiment formant diffuseur situé dans le fuselage arrière et qui communique avec l'extérieur par au moins un orifice d'entrée et par au moins un orifice de sortie, l'air extérieur circulant de façon naturelle entre ces deux orifices.

Selon un mode de réalisation de l'Invention, l'orifice d'entrée du diffuseur se partage en deux entrées latérales situées respectivement de part et d'autres de l'empennage de l'avion, et l'orifice de sortie du diffuseur est situé sous le fuselage de l'avion,

avec un volet d'obturation, commandé depuis le poste de pilotage, pour modifier le débit d'air s'écoulant par la sortie du diffuseur, ce qui permet de régler le degré de refroidissement du liquide caloporteur circulant au
5 travers du radiateur.

En variante, le compartiment dans lequel est logé le radiateur peut être constitué par le fuselage arrière lui-même.

Ainsi, selon un avantage important de
10 l'Invention, le problème de l'encombrement du radiateur n'est plus un obstacle pour loger à l'intérieur du fuselage avant de l'avion, un groupe motopropulseur refroidi par un liquide caloporteur circulant dans un circuit fermé.

15 D'autres avantages, caractéristiques et détails de l'Invention ressortiront de la description explicative qui va suivre faite en référence aux Dessins annexés donnés uniquement à titre d'exemple et dans lesquels :

- 20 - la figure 1 est une vue schématique de principe du système de refroidissement d'un groupe motopropulseur d'un avion à hélices selon l'Invention,
- la figure 2 est une section suivant la ligne II/II de la figure 1.

25 L'avion 1, tel que schématiquement représenté à la figure 1, est un petit avion de tourisme à hélices dont le groupe motopropulseur 2 est constitué par un moteur refroidi par un liquide caloporteur qui circule dans un circuit fermé comprenant un radiateur 3. Le groupe
30 motopropulseur 2 est logé à l'intérieur du fuselage 1a de l'avion 1.

Dans l'exemple considéré ici, le radiateur 3 est logé dans un compartiment 5 situé à l'intérieur du fuselage arrière 1b de l'avion 1. Des tubulures aller 3a
35 et retour 3b font circuler le liquide caloporteur entre

le groupe motopropulseur 2 et le radiateur 3. Ces tubulures passent sous l'habitacle de l'avion 1.

Le compartiment 5 forme avantageusement un diffuseur avec au moins un orifice d'entrée 6 et un orifice de sortie 7 entre lesquels s'écoule de façon naturelle l'air extérieur admis par l'orifice d'entrée 6, pour évacuer la quantité de chaleur apportée par le liquide caloporteur venant du groupe motopropulseur 2 et passant dans le radiateur 3.

L'orifice d'entrée 6, en se reportant à la figure 2, est de préférence situé de part et d'autre de l'empennage 8 de l'avion 1, c'est-à-dire qu'il se scinde en deux ouvertures latérales 6a et 6b débouchant au niveau d'empreintes faites dans l'empennage 8.

Un volet obturateur 10, articulé sur une charnière 11, est monté en regard de l'ouverture de sortie 7, afin de régler le débit d'air s'écoulant à la sortie du compartiment 5, et contrôler ainsi la température de refroidissement du liquide caloporteur. Ce volet 10 est avantageusement commandé depuis le poste de pilotage au moyen d'un levier 12 relié par une tringlerie 13 à la charnière 11 du volet 10.

En variante de ce mode de réalisation illustré à la figure 1, le compartiment 5 dans lequel est logé le radiateur 3 peut être constitué par le fuselage arrière 1b lui-même.

Bien entendu, l'Invention n'est nullement limitée au mode de réalisation qui n'a été décrit et donné qu'à titre d'exemple. En particulier, les orifices d'entrée et de sortie du diffuseur peuvent être disposés différemment sans sortir du cadre de l'Invention.

REVENDEICATIONS

1. Système de refroidissement du groupe moto-propulseur d'un avion à hélices, du type comprenant un circuit fermé où circule un liquide caloporteur et dans lequel est intercalé un radiateur de refroidissement, caractérisé en ce que le radiateur (3) est monté dans le fuselage arrière (1b) de l'avion (1).

2. Système de refroidissement selon la Revendication 1, caractérisé en ce que le radiateur (3) est logé dans un compartiment (5), formant diffuseur, qui communique à l'extérieur par au moins un orifice d'entrée (6) et par au moins un orifice de sortie (7), l'air extérieur circulant de façon naturelle entre ces deux orifices (6 et 7).

3. Système de refroidissement selon la Revendication 2, caractérisé en ce que le compartiment (5) est constitué par le fuselage arrière lui-même.

4. Système de refroidissement selon la Revendication 2 ou 3, caractérisé en ce que l'orifice d'entrée (6) est situé à la partie supérieure du fuselage arrière (1b) de l'avion (1).

5. Système de refroidissement selon la Revendication 4, caractérisé en ce que l'orifice d'entrée (6) est situé au niveau de l'empennage (8) de l'avion.

6. Système de refroidissement selon la Revendication 5, caractérisé en ce que l'orifice d'entrée (6) se scinde en deux orifices latéraux (6a) et (6b) situés respectivement de part et d'autre de l'empennage (8).

7. Système de refroidissement selon l'une des Revendications 2 à 5, caractérisé en ce que l'orifice de sortie (7) est situé sous le fuselage de l'avion (1).

8. Système de refroidissement selon la Revendication 7, caractérisé en ce qu'un volet obturateur (10) monté pivotant autour d'une charnière (11) est situé en regard de l'orifice de sortie (7), pour régler le débit

d'air s'écoulant au travers du compartiment (5) formant diffuseur.

9. Système de refroidissement selon la Reven-
dication 8, caractérisé en ce que le volet obturateur
5 (10) est commandé depuis le poste de pilotage au moyen
d'un levier (12) relié à la charnière (11) par un trin-
glerie (13).

FIG. 1

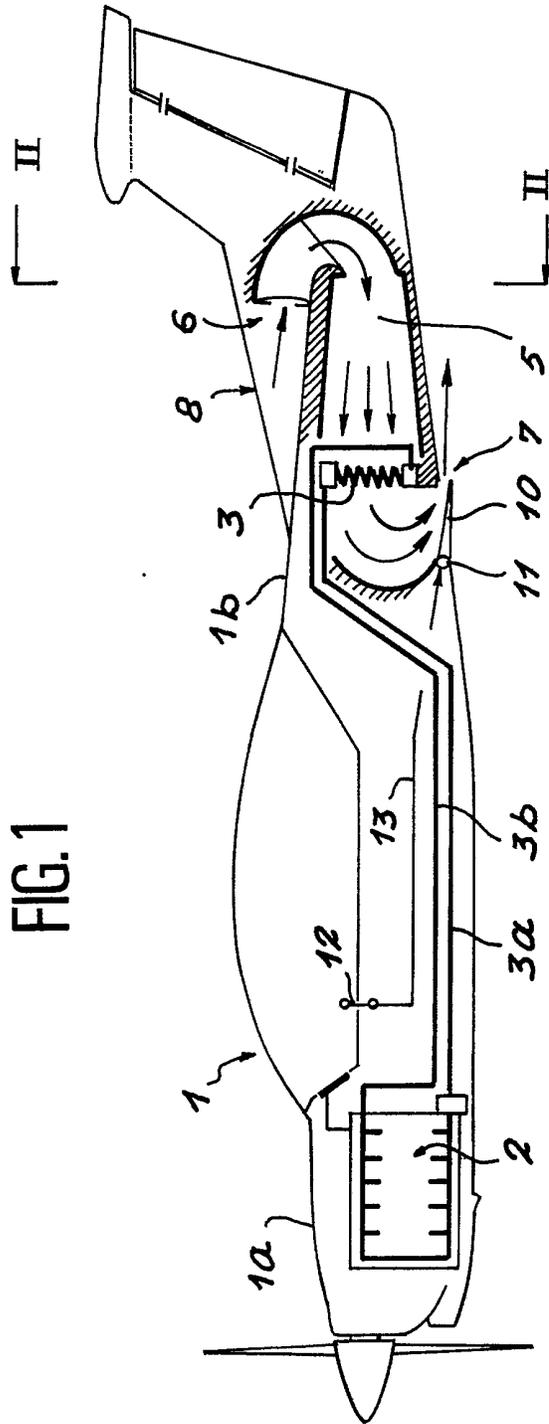
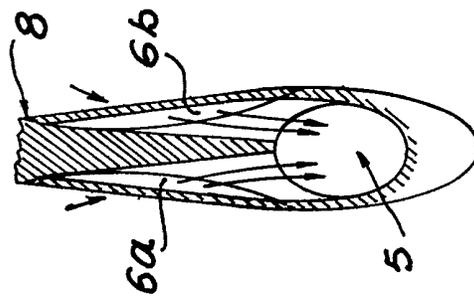


FIG. 2



INSTITUT NATIONAL
de la
PROPRIETE INDUSTRIELLE

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

FR 9115583
FA 467819

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
X	FR-A-942 092 (SOCIETE NATIONALE DE CONSTRUCTIONS AERONAUTIQUES DU SUD-EST) * le document en entier * ---	1, 2, 3, 4, 7, 8
A	FR-A-888 036 (VERNISSE) * page 3, ligne 86 - ligne 91 * ---	1, 6
A	GB-A-472 555 (ELLOR) * page 1, ligne 42 - ligne 60 * ---	1
A	US-A-2 268 183 (BUGATTI) * colonne 1, ligne 43 - ligne 53 * -----	1
		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. Cl.5)
		B64D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur
05 AOUT 1992		HAUGLUSTAIN H.
<p>CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>		