

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

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

**3 013 330**

②1 N° d'enregistrement national : **13 61420**

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : **B 64 D 37/02 (2013.01)**

⑫ **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

**A1**

②2 Date de dépôt : 20.11.13.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la  
demande : 22.05.15 Bulletin 15/21.

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

⑥0 Références à d'autres documents nationaux  
apparentés :

Demande(s) d'extension :

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

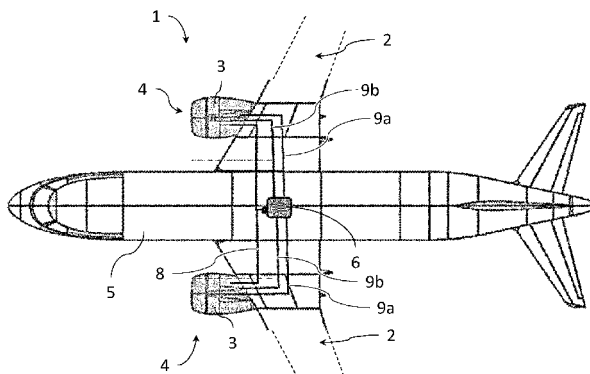
⑦2 Inventeur(s) : FERT JEREMY.

⑦3 Titulaire(s) : *SNECMA Société anonyme*.

⑦4 Mandataire(s) : *CABINET REGIMBEAU Société civile*.

⑤4 **AERONEF COMPORTANT UN RESERVOIR D'HUILE DEPORTE.**

⑤7 Aéronef (1) comprenant un corps d'aéronef (5), au moins une nacelle (4) dans laquelle est logée une turbomachine (3), et au moins un boîtier d'entraînement des accessoires associés à la turbomachine (3), dans lequel le réservoir d'huile (6) alimentant en huile la turbomachine est positionné dans l'aéronef (1) dans une zone hors de la nacelle (4).



**FR 3 013 330 - A1**



## DOMAINE TECHNIQUE DE L'INVENTION

La présente invention se rapporte d'une façon générale aux aéronefs et plus particulièrement à l'alimentation en huile d'une turbomachine d'un aéronef et  
5 notamment le positionnement d'au moins un réservoir d'huile.

En aéronautique, le poids et le volume de chaque équipement de l'avion est primordial. De manière très générale et connue, un avion comprend au moins une aile, au moins une turbomachine et un corps.

10 De façon connue et dans une configuration courante, une turbomachine est logée dans une nacelle qui peut être positionnée sous l'aile de l'avion. Généralement, pour des questions de compacité et de réductions de matière, une nacelle pour turbomachine montée sur un aéronef comprend en son sein comme représenté en  
15 figure 1A, une turbomachine 3, un boîtier d'électronique de commande 7 destiné à contrôler la turbomachine 3 et un réservoir d'huile 6 ainsi que des lignes d'alimentation et de retour d'huile (non représentés pour des questions de lisibilité de la figure) destinées à alimenter la turbomachine 3.

20 Par ailleurs, le réservoir d'huile a un volume dépendant de plusieurs paramètres dont : un volume d'huile consommable pour assurer la mission de l'avion, un volume de rétention qui est un volume d'huile restant dans le moteur après l'arrêt du moteur, un volume inutilisable à cause des incidences de l'avion et un volume d'aération (l'huile repose dans le réservoir et libère l'air mélangé à l'huile lors de  
25 la phase de lubrification) ou d'expansion (l'huile se dilate en fonction de la température). Tous ces paramètres ont une incidence généralement sur le volume d'un réservoir d'huile qui peut être compris entre 20 et 30L.

D'autre part, les avancées en termes d'architecture des turbomachines conduisent  
30 par exemple à des architectures comportant un boîtier d'engrenages (par exemple pour des turbomachine à fort taux de dilution) entre une soufflante et la turbine de la turbomachine, afin d'optimiser respectivement les régimes de rotation du module de soufflante et de la Turbine Basse Pression. Un tel boîtier d'engrenages est couramment désigné par l'acronyme PGB pour l'anglais Power Gearbox, c'est-à-  
35 dire boîtier d'engrenages de puissance ou RGB pour l'anglais Reduction Gearbox,

c'est-à-dire boîtier d'engrenages de réduction. Ce boîtier d'engrenages implique une « consommation » d'huile plus importante et donc la nécessité d'avoir un réservoir d'huile pouvant atteindre 40 à 50 L. Intégrer un tel réservoir dans une nacelle d'une turbomachine est fortement pénalisant, notamment en terme de  
5 masse mais aussi en terme de traînée pour l'aéronef.

Lorsque le réservoir d'huile atteint des proportions telles que citées ci-dessus, il est possible d'envisager d'utiliser une pluralité de réservoirs permettant de répartir le volume de l'huile stockée dans la nacelle. Cependant, multiplier le  
10 nombre de réservoirs d'huile pose des problèmes de masse et d'installation : en effet le réservoir doit être le plus cylindrique possible pour des raisons de tenue mécanique et pour diminuer la sensibilité de celui-ci aux incidences fortes. Or, plus la nacelle contient d'équipements encombrants et lourds, plus elle est volumineuse et perd en aérodynamisme.

15

#### PRESENTATION DE L'INVENTION

L'invention a pour but de remédier au moins en partie à ces inconvénients et préférentiellement à tous, en déportant le réservoir d'huile du ou des  
20 turbomachines de l'aéronef de sorte que le réservoir d'huile se trouve à l'extérieur de la nacelle de l'avion afin d'installer des nacelles minces et courtes notamment pour diminuer fortement la traînée de la nacelle et obtenir une nacelle plus aérodynamique et moins volumineuse.

25 Il est proposé un aéronef comprenant un corps d'aéronef, au moins une nacelle dans laquelle est logée une turbomachine, et au moins un boîtier d'entraînement des accessoires associés à la turbomachine, dans lequel le réservoir d'huile alimentant en huile la turbomachine est positionné dans l'aéronef dans une zone hors de la nacelle.

30

L'aéronef est avantageusement complété par les caractéristiques suivantes, prises seules ou en quelconque de leurs combinaisons techniquement possibles:

- le réservoir d'huile alimente également en huile le boîtier d'entraînement des accessoires associés à la turbomachine;
- 35 - le boîtier d'entraînement des accessoires associés à la turbomachine peut

être situé dans le corps central de la turbomachine;

- le réservoir d'huile peut être positionné dans le corps de l'aéronef, dans une zone accessible depuis l'intérieur dudit corps de l'aéronef;

5 - la zone accessible du corps d'avion peut correspondre à une soute de l'aéronef;

- le réservoir d'huile peut être positionné dans une aile de l'aéronef;

- le réservoir d'huile peut être positionné dans un mât reliant la nacelle à l'aile;

10 - le réservoir d'huile peut être positionné hors d'une zone de risque d'impact en cas d'éclatement de disques moteur de la turbomachine, ladite zone de risque s'étendant selon un angle  $\theta$  non nul par rapport à des plans perpendiculaires à la direction longitudinale de l'avion, lesdits plans perpendiculaires délimitant la présence de disques moteur;

15 - le réservoir d'huile comprend notamment une sonde électronique de niveau d'huile coopérant avec un harnais électronique destiné à collecter des informations émises par ladite sonde et à transmettre lesdites informations à un boîtier d'électronique de commande contenu dans la nacelle;

20 - l'aéronef peut comprendre au moins deux turbomachines positionnées de part et d'autre dudit corps de l'aéronef, les deux turbomachines étant chacune logée dans une nacelle extérieure au corps de l'aéronef, ledit aéronef pouvant comprendre un unique réservoir d'huile destiné à alimenter en huile chacune desdites turbomachines, ledit réservoir d'huile étant positionné dans une zone hors de chacune desdites nacelles.

## 25 PRESENTATION DES FIGURES

L'invention sera mieux comprise, grâce à la description ci-après, qui se rapporte à des modes de réalisations et des variantes selon la présente invention, donnés à titre d'exemples non limitatifs et expliqués avec référence aux dessins schématiques annexés, dans lesquels:

30 - la figure 1A représente une vue de face d'une turbomachine et de sa nacelle pourvue d'un réservoir d'huile,

- la figure 1B représente une vue de face d'une turbomachine et de sa nacelle selon un mode de réalisation possible de la présente invention,

35 - la figure 2 représente une vue schématique d'un aéronef selon un mode

de réalisation possible de la présente invention comprenant la nacelle telle que représentée en figure 1B, et,

- la figure 3 représente une vue schématique d'un aéronef selon un mode de réalisation possible de la présente invention et représenté également en figure 2.

#### DESCRIPTION DETAILLEE

En référence aux figures 1B, 2 et 3, il est proposé un ensemble comprenant un réservoir 6 d'huile destiné à alimenter en huile au moins une turbomachine 3 logée dans une nacelle 4 accrochée à un aéronef. Le réservoir 6 d'huile selon la présente invention est adapté pour être positionné hors de la nacelle 4 logeant ladite turbomachine 3. L'ensemble nacelle/réservoir comprend au moins une ligne d'alimentation 9a d'huile et au moins une ligne de retour 9b d'huile, lesdites lignes d'alimentation étant adaptées pour relier le réservoir 6 d'huile hors de la nacelle 4 à la turbomachine 3 logée dans la nacelle 4.

L'invention est particulièrement avantageuse dans le cadre d'une turbomachine pourvue d'un boîtier d'engrenage de réduction de vitesse entre une soufflante et une turbine de la turbomachine. En outre, l'invention est particulièrement avantageuse dans le cadre d'une turbomachine dans laquelle la boîte d'engrenages (AGB) entraînant les équipements du motoriste et de l'avionneur est placée autour du "core", terme anglais désignant le corps central d'un réacteur, ou dans la zone "core", qui est la zone située entre les carters du "core" et la surface interne de la veine secondaire, plutôt que dans la zone de la soufflante.

La figure 1B représente une nacelle 4 d'un avion selon un mode de réalisation possible de la présente invention et comprenant au moins une turbomachine 3 destinée à entraîner une turbine et au moins un boîtier d'électronique de commande 7 de ladite turbomachine 3. Cette nacelle 4 est adaptée pour recevoir au moins une ligne d'alimentation 9a d'huile et au moins une ligne de retour 9b d'huile d'un ensemble (voir figure 3). L'avantage d'une telle nacelle 4 vient notamment du fait que puisqu'elle est dépourvue de réservoir 6 d'huile, elle est plus aérodynamique et moins volumineuse, ce qui permet de diminuer fortement la traînée de la nacelle.

Par ailleurs, dans les aéronefs selon l'état de la technique, le réservoir était à l'intérieur de la nacelle (figure 1A), et devait être accessible depuis l'extérieur, nécessitant une trappe d'accès compliquant la structure de la nacelle 4.

5 L'invention permet de supprimer la trappe d'accès sur la nacelle dédiée à cet effet, et donc d'alléger et de simplifier la structure.

Enfin, la suppression du réservoir 6 d'huile dans la nacelle comme représenté en figure 1B, 2 et 3 et selon l'invention, permet de faire passer le compartiment de la nacelle 4 en zone non feu puisqu'il n'y a plus de fluide inflammable dans ladite zone de la nacelle 4. Sans huile, ni carburant, ni hydraulique, il n'y a plus besoin de détection incendie ni de système d'extinction dans la nacelle 4. Ceci permet également de simplifier la certification de la nacelle vis-à-vis des risques feu.

15 La figure 2 et la figure 3 représentent pour l'exemple un avion 1 comprenant un corps d'avion 5, au moins une aile 2, au moins une nacelle 4 dans laquelle est logée une turbomachine 3. Le réservoir d'huile 6 alimentant en huile la turbomachine est positionné dans l'avion 1 dans une zone hors de la nacelle 4.

20 Le boîtier d'entraînement des accessoires est positionné dans le corps central de la turbomachine 3. De préférence, le réservoir d'huile 6 alimente également le boîtier d'entraînement des accessoires. Le positionnement du boîtier d'entraînement des accessoires hors de la zone de la soufflante permet de réduire les dimensions de la nacelle 4, spécialement grâce au positionnement du réservoir d'huile 6 hors de la nacelle.

Plus particulièrement, dans l'exemple illustré en figure 2, l'avion 1 comprend deux ailes 2, un corps d'avion 5, deux nacelles 4 recevant chacune une turbomachine 3 et disposées de part et d'autre du corps de l'avion 5. De plus, l'avion 1 comprend un réservoir 6 d'huile qui est positionné dans le corps d'avion 5, qui peut être dans une zone accessible depuis l'intérieur dudit corps d'avion 5.

En figure 2, on voit une zone hachurée correspondant à une zone de risque. La zone de risque peut définir un périmètre de l'aéronef potentiellement impacté en cas d'éclatement de disques moteur. Plus particulièrement, dans l'exemple illustré

en figure 2, le réservoir 6 d'huile est positionné hors de la zone de risque, ladite zone de risque s'étendant selon un angle  $\theta$  non nul par rapport à des plans perpendiculaires à la direction longitudinale de l'avion 1, lesdits plans perpendiculaires délimitant la présence de disques moteurs. De préférence, l'angle  $\theta$  est compris entre 5 et 15°, voire jusqu'à 20°.

Selon l'invention, la zone accessible du corps d'avion 5 peut correspondre à une soute d'avion ou tout autre partie du corps de l'avion par laquelle il existe un accès depuis l'intérieur de l'avion, pour permettre de faciliter le remplissage manuel de celui-ci, le cas échéant.

En variante (non représentée), le réservoir 6 d'huile est positionné à l'intérieur d'une aile 2 de l'avion 1, mais toujours hors de la nacelle 4. L'aile 2 d'un avion 1 étant généralement une zone où l'on peut stocker du carburant, l'aile 2 peut également servir de stockage d'huile sans grand changement structurel.

Dans une autre variante non représentée, le réservoir 6 d'huile est positionné dans un mât reliant ladite au moins une nacelle 4 à ladite au moins une aile 2.

Comme représenté en figure 3, l'avion 1 comprend par exemple au moins deux turbomachines 3, destinées chacune à entraîner une turbine, et positionnées de part et d'autre dudit corps de l'avion 5, lesdites deux turbomachines 3 étant chacune logée dans une nacelle 4 extérieure au corps de l'avion 5. L'avion dans l'exemple illustré comprend un unique réservoir 6 d'huile destiné à alimenter en huile chacune des deux turbomachines 3, le réservoir 6 d'huile étant positionné dans une zone hors de chacune desdites nacelles desdites deux turbomachines 3. Le réservoir 6 d'huile ainsi rendu commun pour les deux turbomachines 3 permet un gain de masse associé et permet des connections de lignes d'alimentation 9a et de retour 9b d'huile moins complexes.

Selon une autre caractéristique de l'invention illustrée en figure 3, le réservoir 6 d'huile comprend une sonde électronique de niveau d'huile coopérant avec un harnais électronique 8 destiné à collecter des informations émises par ladite sonde et à transmettre lesdites informations audit au moins un boîtier d'électronique de commande 7 contenu dans ladite au moins une nacelle 4.

Bien entendu, dans les figures 1B, 2 et 3 n'est illustré qu'un seul réservoir 6 d'huile, mais la présente invention ne se limite pas à un réservoir 6 d'huile commun à l'ensemble des turbomachines 3 : il est possible d'avoir une pluralité de  
5 réservoirs 6 d'huile positionnés au même endroit ou à différents endroits de l'aéronef, mais toujours hors des nacelles 4. Il est notamment de prévoir un réservoir d'huile 6 par turbomachine 3.

L'invention n'est pas limitée au mode de réalisation décrit et représenté aux  
10 figures annexées. Des modifications restent possibles, notamment du point de vue de la constitution des divers éléments ou par substitution d'équivalents techniques, sans sortir pour autant du domaine de protection de l'invention.

## REVENDEICATIONS

1. Aéronef (1) comprenant un corps d'avion (5), au moins une nacelle (4) dans laquelle est logée une turbomachine (3) et au moins un boîtier d'entraînement des accessoires associés à la turbomachine (3), caractérisé en ce que le réservoir d'huile (6) alimentant en huile la turbomachine est positionné dans l'aéronef (1) dans une zone hors de la nacelle (4).  
5
2. Aéronef selon la revendication précédente, dans lequel le réservoir d'huile (6) alimente également en huile le boîtier d'entraînement des accessoires associés à la turbomachine (3).  
10
3. Aéronef selon l'une des revendications précédentes, dans lequel le boîtier d'entraînement des accessoires associés à la turbomachine (3) est situé dans le corps central de la turbomachine (3).  
15
4. Aéronef selon l'une des revendications précédentes, dans lequel le réservoir (6) d'huile est positionné dans le corps de l'aéronef (5), dans une zone accessible depuis l'intérieur dudit corps d'aéronef (5).  
20
5. Aéronef selon la revendication précédente, caractérisé en ce que la zone accessible du corps d'aéronef (5) correspond à une soute d'avion.
6. Aéronef selon l'une des revendications précédentes, dans lequel le réservoir (6) d'huile est positionné dans une aile (2) de l'aéronef (1).  
25
7. Aéronef selon l'une des revendications 1 ou 2, dans lequel le réservoir (6) d'huile est positionné dans un mât reliant la nacelle (4) à l'aile (2).
8. Aéronef selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel le au moins un réservoir (6) d'huile est positionné hors d'une zone de risque d'impact en cas d'éclatement de disques moteurs, ladite zone de risque s'étendant selon un angle  $\theta$  non nul par rapport à des plans perpendiculaires à la direction longitudinale de l'avion (1), lesdits plans perpendiculaires délimitant la présence de disques moteurs.  
30  
35

9. Aéronef selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel le réservoir d'huile (6) comprend une sonde électronique de niveau d'huile coopérant avec un harnais électronique (8) destiné à collecter des informations émises par ladite sonde et à transmettre lesdites informations à un boîtier d'électronique de commande (7) contenu dans la nacelle (4).

10. Aéronef selon l'une quelconque des revendications précédentes, comprenant au moins deux turbomachines (3) positionnées de part et d'autre dudit corps de l'aéronef (5), les deux turbomachines (3) étant chacune logée dans une nacelle (4) extérieure au corps de l'aéronef (5), caractérisé en ce que qu'il comprend un unique réservoir (6) d'huile destiné à alimenter en huile chacune desdites turbomachines (3), ledit réservoir (6) d'huile étant positionné dans une zone hors de chacune desdites nacelles (4).

15

1/3

FIG 1A

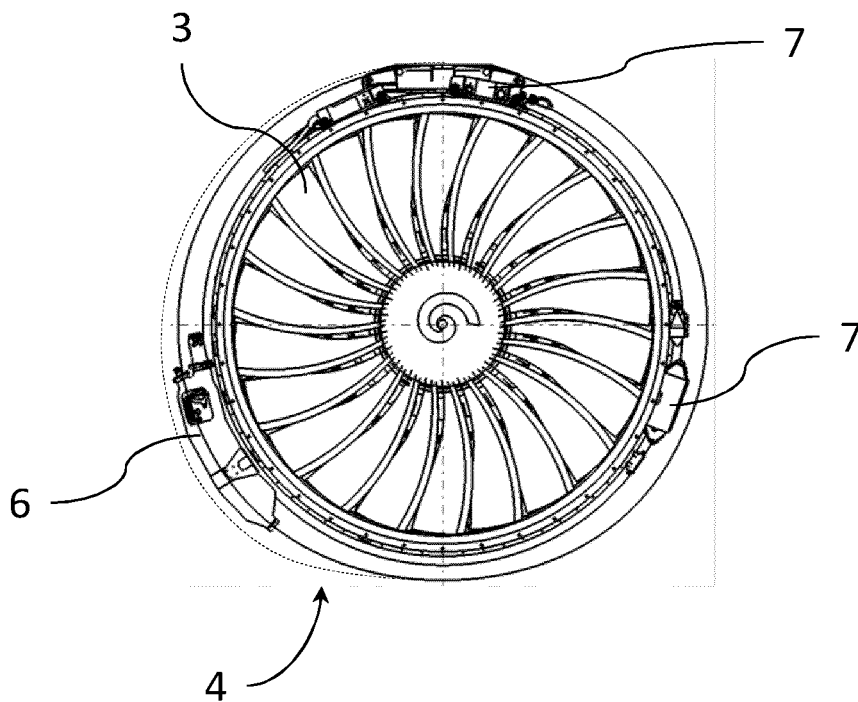
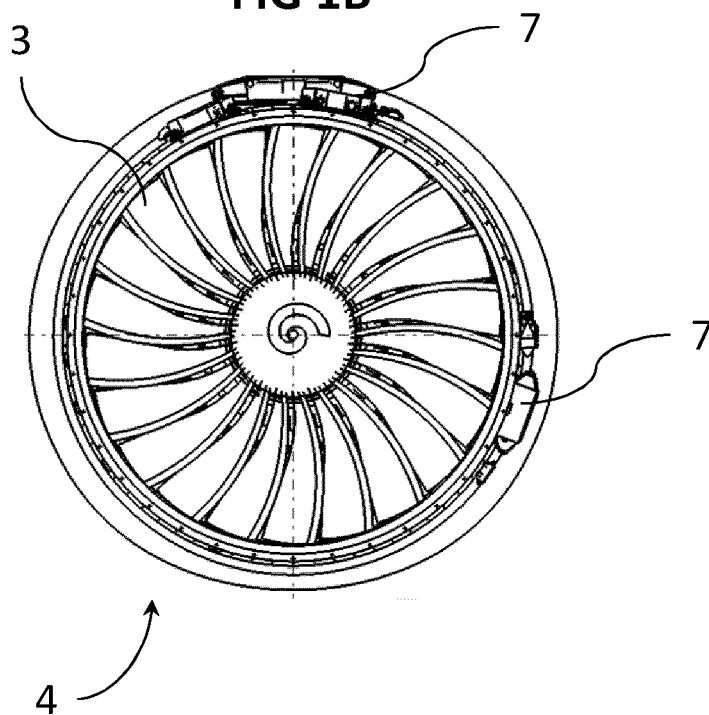


FIG 1B



2/3

FIG 2

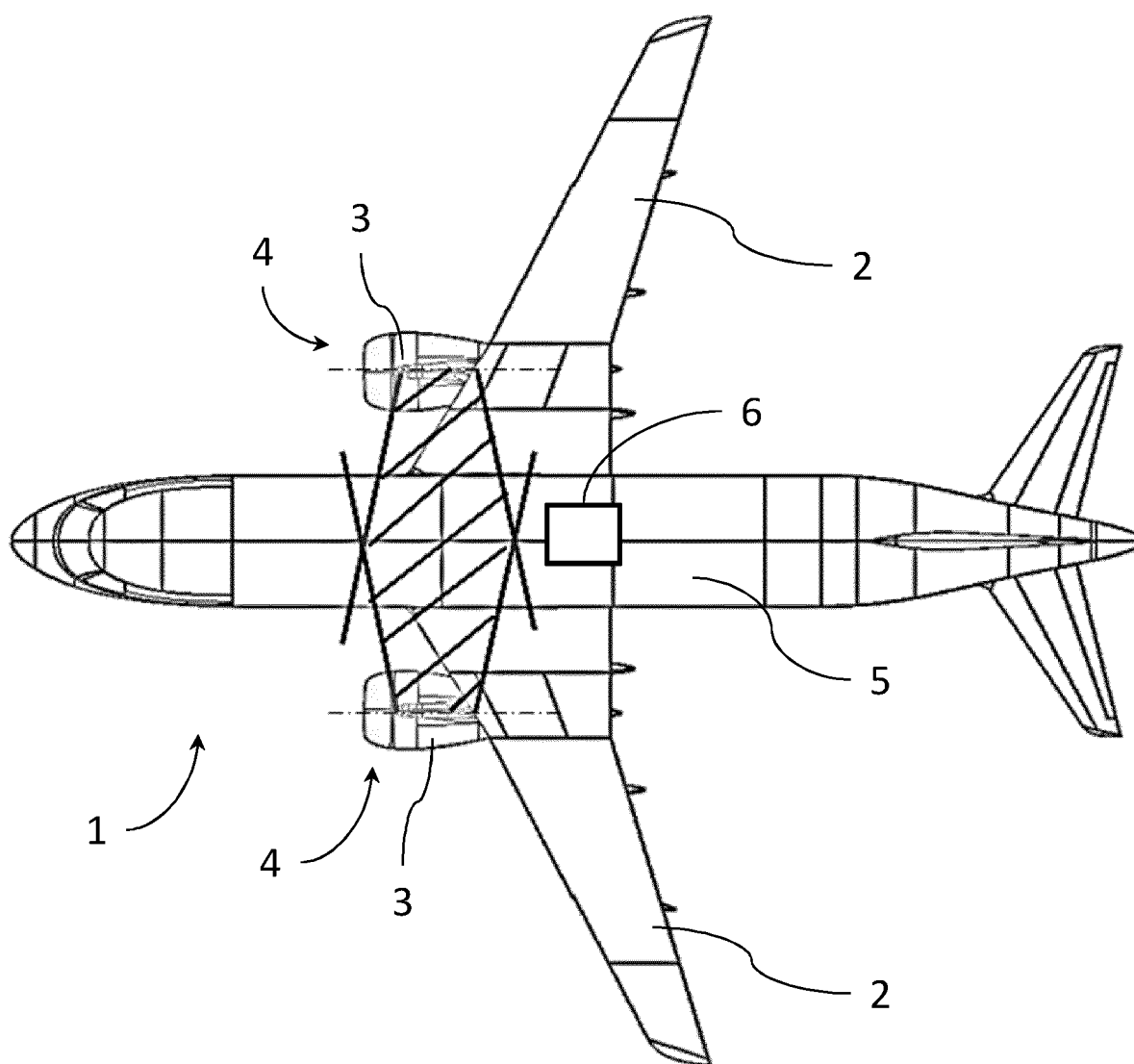
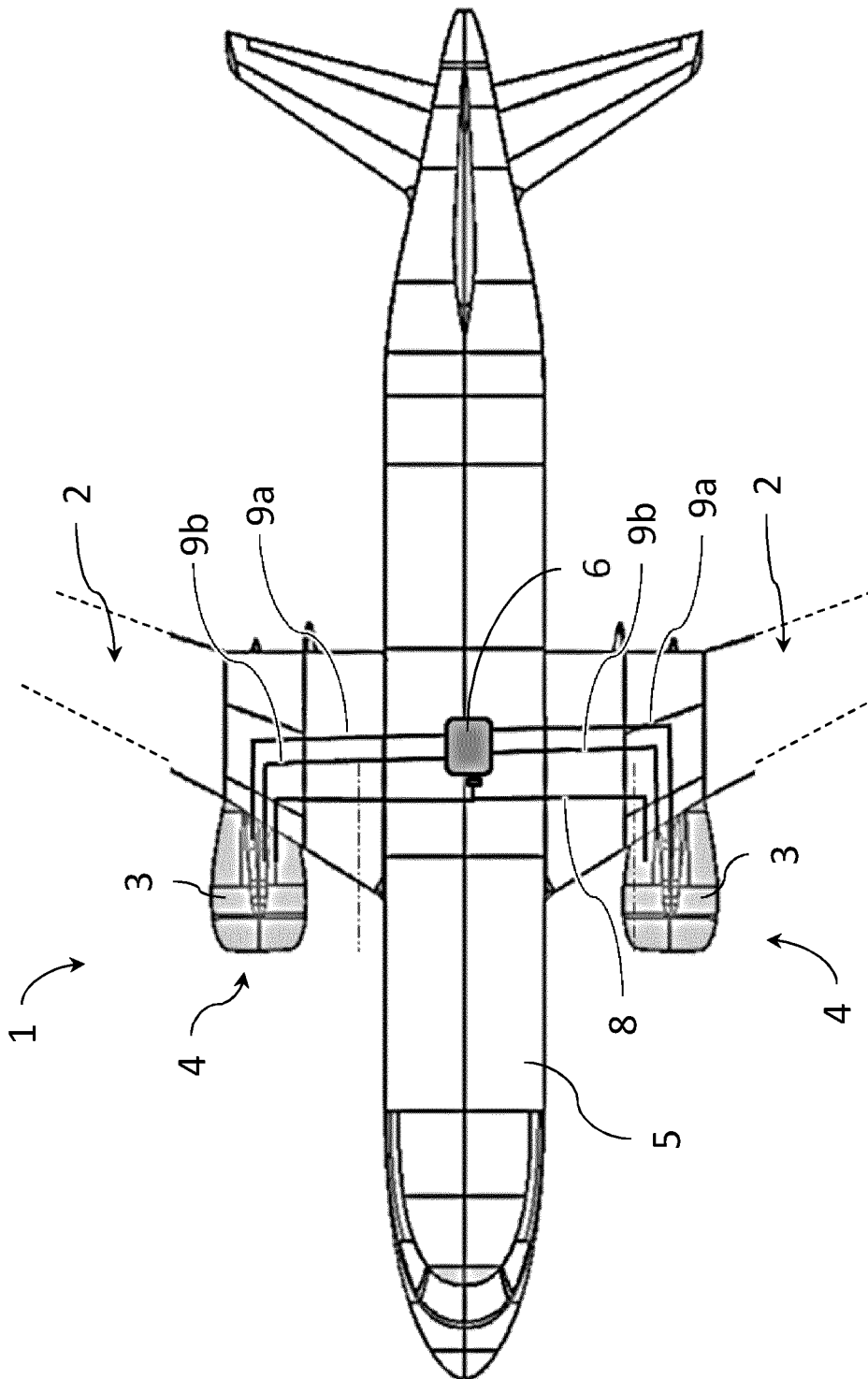


FIG 3





**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement national

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

FA 787823  
FR 1361420

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 4 012 012 A (LIGLER GEORGE E) 15 mars 1977 (1977-03-15)	1,2,4,5,8-10 3,6,7	B64D37/02
Y	* abrégé * * colonne 2, ligne 4-55 * * revendication 1 * * figures 1, 2 *		
Y	----- EP 2 025 898 A2 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 18 février 2009 (2009-02-18) * alinéas [0025], [0026] * * figure 5c *	3	
Y	----- GB 546 794 A (CONSTANT SPEED AIRSCREWS LTD; FREDERICK GEORGE MARSHALL) 30 juillet 1942 (1942-07-30) * page 1, ligne 9-13 * * figure 1 *	6	
Y	----- EP 1 852 346 A1 (ROLLS ROYCE PLC [GB]) 7 novembre 2007 (2007-11-07) * abrégé * * alinéas [0055] - [0056] *	7	
A	----- GB 2 302 371 A (ROLLS ROYCE PLC [GB]) 15 janvier 1997 (1997-01-15) * le document en entier *	1-3	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)  B64D F16N B64C
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
25 juin 2014		Weber, Ingo	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		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.	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie		D : cité dans la demande	
A : arrière-plan technologique		L : cité pour d'autres raisons	
O : divulgation non-écrite		.....	
P : document intercalaire		& : membre de la même famille, document correspondant	

1

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1361420 FA 787823**

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 **25-06-2014**

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
US 4012012	A	15-03-1977	AUCUN	
-----				
EP 2025898	A2	18-02-2009	EP 2025898 A2	18-02-2009
			US 2009056343 A1	05-03-2009
-----				
GB 546794	A	30-07-1942	AUCUN	
-----				
EP 1852346	A1	07-11-2007	EP 1852346 A1	07-11-2007
			US 2008073460 A1	27-03-2008
-----				
GB 2302371	A	15-01-1997	AUCUN	
-----				