

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la  
Propriété Intellectuelle  
Bureau international



(10) Numéro de publication internationale  
**WO 2015/145042 A1**

(43) Date de la publication internationale  
1 octobre 2015 (01.10.2015) W I P O I P C T

- (51) Classification internationale des brevets :  
F02C 7/262 (2006.01) F02C 7/275 (2006.01)  
B64C 27/04 (2006.01) F02C 9/42 (2006.01)  
B64D 35/08 (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :  
PCT/FR20 15/050698
- (22) Date de dépôt international :  
20 mars 2015 (20.03.2015)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :  
145265 1 27 mars 2014 (27.03.2014) FR
- (71) Déposant : **TURBOMECA** [FR/FR]; F-645 10 Bordes (FR).
- (72) Inventeurs : **MERCIER-CAL VAIRAC, Fabien**; 15 avenue Fontaine Trespoey, F-64000 Pau (FR). **HUMBERT, Sophie**; 46 avenue du Bezet, F-64000 Pau (FR). **BED-DOK, Stéphane**; 6 avenue Edouard VII, F-64000 Pau (FR).
- (74) Mandataires : **BRINGER, Mathieu** et al; Gevers France, 9 rue Saint Antoine du T, F-3 1000 Toulouse (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, 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, ST, 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 : ARCHITECTURE OF A MULTI-ENGINE HELICOPTER PROPULSION SYSTEM AND CORRESPONDING HELICOPTER

(54) Titre : ARCHITECTURE DUN SYSTEME PROPULSIF D'UN HELICOPTERE MULTI-MOTEUR ET HELICOPTERE CORRESPONDANT

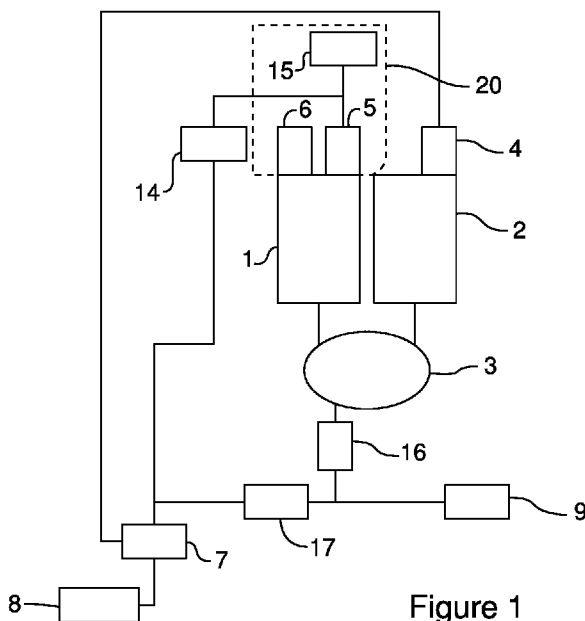


Figure 1

(57) Abstract : The invention relates to an architecture of a multi-engine helicopter propulsion system comprising turbine engines (1, 2) connected to a power transmission gearbox (3), and a low-voltage on-board DC network (7) intended to power helicopter equipment during flight, characterized in that the architecture comprises: a hybrid turbine engine (1) able to operate in at least one standby state during steady stabilized flight of the helicopter; an electrotechnical pack (20) for the rapid restart of said hybrid turbine engine in order to cause it to exit said standby state and attain a state in which it supplies mechanical power, said restart pack (20) being connected to said onboard network (7); and at least two sources (4, 16, 18) for electrically powering said on-board network (7).

(57) Abrégé : L'invention concerne une architecture d'un système propulsif d'un hélicoptère multi-moteur comprenant des turbomoteurs (1, 2) reliés à une boîte (3) de transmission de puissance, et un réseau (7) de bord basse tension continue destiné à alimenter en vol des équipements de l'hélicoptère, caractérisée en ce qu'elle comprend : un turbomoteur (1) hybride apte à fonctionner dans au moins un régime de veille

[Suite sur la page suivante]

WO 2015/145042 A1

---

au cours d'un vol stabilisé de l'hélicoptère; un pack (20) électrotechnique de redémarrage rapide dudit turbomoteur hybride pour le sortir dudit régime de veille et atteindre un régime dans lequel il fournit de la puissance mécanique, ledit pack (20) de redémarrage étant relié audit réseau (7) de bord; et au moins deux sources (4, 16, 18) d'alimentation électrique dudit réseau (7) de bord.

**ARCHITECTURE D'UN SYSTEME PROPULSIF D'UN  
HELICOPTERE MULTI-MOTEUR ET HELICOPTERE  
CORRESPONDANT**

5           **1.     Domaine technique de l'invention**

L'invention concerne une architecture d'un système propulsif d'un hélicoptère multi-moteur -en particulier bimoteur ou trimoteur- et un hélicoptère comprenant un système propulsif présentant une telle architecture.

**2.     Arrière-plan technologique**

10           Un hélicoptère bimoteur ou trimoteur présente de manière connue un système propulsif comprenant deux ou trois turbomoteurs, chaque turbomoteur comprenant un générateur de gaz et une turbine libre entraînée en rotation par le générateur de gaz, et solidaire d'un arbre de sortie. L'arbre de sortie de chaque turbine libre est adapté pour mettre en mouvement une boîte de transmission de  
15 puissance (désignée ci-après par l'acronyme BTP), qui entraîne elle-même le rotor de l'hélicoptère équipé de pales à pas variable.

                  Chaque turbomoteur est en général équipé d'une génératrice-démarrreur qui permet d'une part d'assurer le premier démarrage du turbomoteur et d'autre part d'alimenter le réseau de bord basse tension continue de l'hélicoptère en vol  
20 (désigné ci-après par l'acronyme RDB). Le RDB est en général relié à un dispositif de stockage d'électricité basse tension, par exemple une batterie de stockage 28 volts.

                  Il existe aussi des architectures dans lesquelles le RDB est également alimenté par le biais d'un générateur auxiliaire de puissance (plus connu sous  
25 l'acronyme anglais APU pour *Auxiliary Power Unit*) et d'un convertisseur alternatif/continu.

                  Il existe aussi des architectures dans lesquelles les fonctions de démarrage et de génératrice de chaque turbomoteur sont dissociées. Dans ce cas, la fonction génératrice est obtenue par un prélèvement de puissance sur la BTP (en général,

du 115 volts alternatif), suivi d'une conversion par un convertisseur alternatif/continu.

Par ailleurs, il est connu que lorsque l'hélicoptère est en situation de vol de croisière (c'est-à-dire lorsqu'il évolue dans des conditions normales, en régime connu sous l'acronyme anglais AEO (Ail Engines Operative), au cours de toutes les phases du vol, hors phases transitoires de décollage, d'atterrissage ou de vol stationnaire), les turbomoteurs fonctionnent à des puissances faibles, inférieures à leur puissance maximale continue (ci-après, PMC). Dans certaines configurations, la puissance fournie par les turbomoteurs, lors d'un vol de croisière, peut être inférieure à 50 % de la puissance maximale de décollage (ci-après, PMD). Ces faibles niveaux de puissance entraînent une consommation spécifique (ci-après, Cs) définie comme le rapport entre la consommation horaire de carburant par la chambre de combustion du turbomoteur et la puissance fournie par ce turbomoteur, supérieure de l'ordre de 30% à la Cs de la PMD, et une baisse du rendement des turbines à gaz..

Afin de réduire cette consommation en vol de croisière (ou en attente au sol par exemple), il est possible d'arrêter l'un des turbomoteurs et de le placer en régime, dit de veille. Le ou les moteurs actifs fonctionnent alors à des niveaux de puissance plus élevés pour fournir toute la puissance nécessaire et donc à des niveaux de Cs plus favorables.

Dans toute la suite, on désignera par « phase de vol économique », une phase d'un vol au cours de laquelle au moins un turbomoteur est en veille et par « phase de vol classique », une phase d'un vol au cours de laquelle aucun turbomoteur n'est en veille.

Les demandeurs ont proposé dans les demandes FR1151717 et FR1359766, des procédés d'optimisation de la consommation spécifique des turbomoteurs d'un hélicoptère par la possibilité de placer au moins un turbomoteur dans un régime de vol stabilisé, dit continu, et au moins un turbomoteur dans un régime de veille particulier duquel il peut sortir de manière urgente ou normale, selon les besoins. Une sortie du régime de veille est dite normale lorsqu'un changement de situation de vol impose l'activation du

turbomoteur en veille, par exemple lorsque l'hélicoptère va passer d'une situation de vol de croisière à une phase d'atterrissage. Une telle sortie de veille normale s'effectue sur une durée de 10s à 1 min. Une sortie du régime de veille est dite urgente lorsqu'une panne ou un déficit de puissance du moteur actif intervient ou  
5 que les conditions de vol deviennent soudainement difficiles. Une telle sortie de veille d'urgence s'effectue sur une durée inférieure à 10s.

La sortie d'un mode veille d'un turbomoteur et le passage d'une phase de vol économique à une phase de vol classique est obtenu par exemple par le biais d'un dispositif d'assistance d'urgence qui comprend des bougies à incandescence  
10 « glow-up » comme dispositif d'allumage à effet quasi-instantané, en complément des bougies conventionnelles, et une cartouche de propergol alimentant une micro-turbine annexe comme moyen mécanique d'accélération du générateur de gaz du turbomoteur.

Un tel dispositif de redémarrage du turbomoteur en veille présente  
15 l'inconvénient d'alourdir sensiblement le poids total du turbomoteur. Le gain en consommation de carburant par la mise en veille du turbomoteur est donc en partie perdu par le surpoids occasionné par le dispositif de redémarrage, en particulier lorsque chaque turbomoteur est équipé d'un tel dispositif de redémarrage d'urgence.

20 Les inventeurs ont donc cherché à concilier des problèmes a priori incompatibles que sont la possibilité de mettre l'hélicoptère en phase de vol économique, c'est-à-dire de placer au moins un turbomoteur en veille, sans générer un surpoids trop important de l'ensemble du système propulsif et tout en permettant l'alimentation électrique du RDB.

25 En d'autres termes, les inventeurs ont cherché à proposer une architecture nouvelle du système propulsif d'un hélicoptère bimoteur ou trimoteur.

### 3. Objectifs de l'invention

L'invention vise à fournir une architecture nouvelle du système propulsif d'un hélicoptère multi-moteur.

30 L'invention vise aussi à fournir une architecture d'un système propulsif d'un hélicoptère multi-moteur qui autorise la mise en veille d'un turbomoteur et

son redémarrage rapide.

L'invention vise aussi à fournir, dans au moins un mode de réalisation de l'invention, une architecture qui présente une masse et un volume non rédhibitoires pour pouvoir être embarquée dans un hélicoptère.

5 L'invention vise aussi à fournir, dans au moins un mode de réalisation de l'invention, une architecture qui présente un coût inférieur aux architectures de l'art antérieur à performances égales.

#### 4. Exposé de l'invention

10 Pour ce faire, l'invention concerne une architecture d'un système propulsif d'un hélicoptère multi-moteur comprenant des turbomoteurs reliés à une boîte de transmission de puissance (désigné ci-après par son acronyme BTP), et un réseau de bord basse tension continue (désigné ci-après par son acronyme RDB), destiné à alimenter en vol des équipements de l'hélicoptère.

L'architecture selon l'invention est caractérisée en ce qu'elle comprend :

- 15
- un turbomoteur parmi lesdits turbomoteurs, dit turbomoteur hybride, apte à fonctionner dans au moins un régime de veille au cours d'un vol stabilisé de l'hélicoptère, les autres turbomoteurs fonctionnant seuls au cours de ce vol stabilisé,
  - un pack électrotechnique de redémarrage rapide dudit turbomoteur

20

  - hybride pour le sortir dudit régime de veille et atteindre un régime, dit régime nominal, dans lequel il fournit une puissance mécanique à ladite boîte de transmission de puissance, ledit pack de redémarrage étant relié audit RDB,
  - au moins deux sources d'alimentation électrique dudit RDB.

25 Un turbomoteur hybride est un turbomoteur configuré pour pouvoir être mis, sur commande et volontairement, dans au moins un régime de veille prédéterminé, duquel il peut sortir de manière normale ou rapide (aussi dite urgente). Un turbomoteur ne peut être en veille qu'au cours d'un vol stabilisé de l'hélicoptère, c'est-à-dire, hors panne d'un turbomoteur de l'hélicoptère, au cours

30 d'une situation de vol de croisière, lorsqu'il évolue dans des conditions normales.

La sortie du régime de veille consiste à passer le turbomoteur en mode accélération du générateur de gaz par un entraînement compatible avec le mode de sortie imposée par les conditions (sortie de veille normale ou sortie de veille rapide (aussi dite d'urgence)).

5 L'architecture du système propulsif d'un hélicoptère multi-moteur selon l'invention prévoit donc de ne disposer que d'un turbomoteur hybride adapté pour fonctionner dans un régime de veille. L'architecture selon l'invention est donc dissymétrique et ne présente qu'un seul turbomoteur hybride. Une architecture selon l'invention minimise donc le nombre de composants en ne prévoyant que  
10 seul un turbomoteur peut être mis en régime de veille. Seul le turbomoteur hybride est équipé d'un pack électrotechnique de redémarrage, ce qui limite le poids total du système propulsif.

En outre, l'architecture prévoit deux sources d'alimentation électrique du RDB. L'architecture présente donc une redondance de la génération électrique  
15 pour l'alimentation du RDB de telle sorte qu'une panne éventuelle de la première source d'alimentation du RDB est suppléée par la deuxième source d'alimentation.

Avantageusement et selon l'invention, ledit pack électrotechnique de redémarrage rapide est un pack haute tension et un convertisseur basse tension-  
haute tension est agencé entre le RDB et le pack de redémarrage.

20 Un pack haute tension permet d'obtenir un redémarrage rapide du turbomoteur. Aussi, un convertisseur basse tension-haute tension est agencé entre le RDB basse tension et le pack de redémarrage pour pouvoir alimenter le pack de redémarrage par le RDB.

Avantageusement et selon l'invention, lesdites sources d'alimentation  
25 électrique dudit RDB sont choisies dans le groupe comprenant :

- au moins une génératrice agencée entre la BTP et le RDB associée à un convertisseur alternatif-continu,
- une unité auxiliaire de puissance reliée au RDB associée à un convertisseur alternatif-continu,
- 30 - une génératrice-démarrateur agencée entre un turbomoteur non hybride et le RDB.

Avantageusement et selon l'invention, chaque génératrice et ladite unité auxiliaire de puissance sont adaptées pour fournir une tension alternative de 115 volts et ledit convertisseur associé est adapté pour convertir cette tension alternative de 115 volts en une tension continue de 28 volts.

5           Toutes les combinaisons sont possibles pour assurer la redondance de l'alimentation électrique du RDB.

          Selon une variante avantageuse, une première source d'alimentation électrique est une génératrice agencée entre la BTP et le RDB, associée à un convertisseur alternatif-continu, et une seconde source d'alimentation électrique  
10           est une génératrice-démarrreur agencée entre un turbomoteur non hybride et le RDB.

          Selon cette variante avantageuse, lors d'une phase de vol dite classique d'un hélicoptère bimoteur (c'est-à-dire lorsque tous les turbomoteurs fonctionnent à un régime permettant de fournir de la puissance mécanique à la boîte de  
15           transmission de puissance), tous les turbomoteurs fournissent à la BTP la puissance nécessaire pour entraîner le rotor de l'hélicoptère. La génération électrique du RDB est fiabilisée par la redondance de la génératrice-démarrreur sur le turbomoteur non hybride et de la génératrice agencée sur la BTP associée au convertisseur alternatif-continu.

20           Lors d'une phase de vol économique, le turbomoteur hybride est en veille et l'autre turbomoteur fournit la puissance nécessaire à la BTP. La génération électrique du RDB est fiabilisée par la redondance de la génératrice-démarrreur sur le turbomoteur non hybride et de la génératrice agencée sur la BTP associée au convertisseur alternatif-continu.

25           En cas de perte du turbomoteur non hybride, le turbomoteur hybride est redémarré d'urgence par le biais du pack électrotechnique de redémarrage. Malgré l'arrêt du turbomoteur non hybride, l'alimentation du RDB est assurée par la génératrice agencée sur la BTP associée au convertisseur alternatif-continu.

          Avantageusement, le pack de redémarrage comprend en outre un dispositif  
30           de stockage d'énergie électrique haute tension adapté pour accumuler de l'énergie électrique du RDB au cours dudit régime nominal dudit turbomoteur hybride,



permettant de fournir de la puissance mécanique à la boîte de transmission de puissance, et pour fournir, sur commande, l'énergie électrique accumulée nécessaire à la sortie de veille dudit turbomoteur hybride.

5 Le redémarrage du turbomoteur en veille est donc obtenu par le biais du dispositif de stockage d'énergie haute tension qui est agencé entre le turbomoteur et le convertisseur basse tension-haute tension.

Avantageusement et selon l'invention, ledit pack de redémarrage est adapté pour fournir, en régime de veille dudit turbomoteur hybride, une énergie électrique de maintien dudit turbomoteur hybride à un régime de veille  
10 prédéterminé.

En particulier, un turbomoteur comprend de manière connue un générateur de gaz et une turbine libre alimentée par les gaz du générateur de gaz. Le générateur de gaz comprend un arbre et une chambre de combustion alimentée en carburant. Avantageusement et selon l'invention, le régime de veille peut être un  
15 des régimes suivants :

- un régime de veille, dit ralenti usuel, dans lequel ladite chambre de combustion est allumée et ledit arbre du générateur de gaz tourne à une vitesse comprise entre 60 et 80% de la vitesse nominale,
- un régime de veille, dit super-ralenti usuel, dans lequel ladite  
20 chambre de combustion est allumée et ledit arbre du générateur de gaz tourne à une vitesse comprise entre 20 et 60% de la vitesse nominale,
- un régime de veille, dit super-ralenti assisté, dans lequel ladite chambre de combustion est allumée et ledit arbre du générateur de  
25 gaz tourne, assisté mécaniquement, à une vitesse comprise entre 20 et 60% de la vitesse nominale,
- un régime de veille, dit vireur, dans lequel ladite chambre de combustion est éteinte et ledit arbre du générateur de gaz tourne, assisté mécaniquement, à une vitesse comprise entre 5 et 20% de la  
30 vitesse nominale,
- un régime de veille, dit d'arrêt, dans lequel ladite chambre de

combustion est éteinte et ledit arbre du générateur de gaz est à l'arrêt complet.

Chacun des régimes de veille susmentionnés peut donc être assisté par le pack électrotechnique pour maintenir le turbomoteur hybride dans un régime de  
5 veille prédéterminé. Cette assistance électrique peut être directement prélevée sur le réseau de bord de l'hélicoptère ou prélevée sur le dispositif de stockage d'énergie. De préférence, l'assistance est prélevée sur le réseau de bord pour que le dispositif de stockage garde le maximum d'énergie pour permettre une sortie de  
10 régime vireur, le réseau de bord peut alimenter un dispositif d'assistance mécanique du générateur de gaz du turbomoteur hybride.

Avantageusement et selon l'invention, le pack de redémarrage rapide comprend une machine électrique adaptée pour redémarrer ledit turbomoteur dans des conditions normales de sortie de veille, et un dispositif de sortie de veille  
15 d'urgence adapté pour redémarrer ledit turbomoteur dans des conditions d'urgence de sortie de veille.

Selon cette variante, le pack électrotechnique de redémarrage comprend un dispositif de stockage d'énergie, une machine électrique et un dispositif de sortie d'urgence. Ce dispositif de sortie d'urgence peut être un dispositif  
20 électrotechnique, pyrotechnique, pneumatique ou hydraulique .

Un régime de sortie de veille d'urgence est un régime dans lequel la chambre de combustion est allumée et l'arbre du générateur de gaz est entraîné vers une vitesse comprise entre 80 et 105%, dans un délai inférieur à 10s après une commande de sortie de veille.

25 Un régime de sortie de veille normale, est un régime dans lequel la chambre de combustion est allumée et l'arbre du générateur de gaz est entraîné vers une vitesse comprise entre 80 et 105%, dans un délai compris entre 10s et 1min après une commande de sortie de veille.

L'invention concerne également un hélicoptère comprenant un système propulsif caractérisé en ce que ledit système propulsif présente une architecture  
30 selon l'invention.

L'invention concerne également une architecture d'un système propulsif d'un hélicoptère multi-moteurs et un hélicoptère équipé d'un système propulsif présentant une telle architecture caractérisés en combinaison par tout ou partie des caractéristiques mentionnées ci-dessus ou ci-après.

## 5. Liste des figures

D'autres buts, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description suivante donnée à titre uniquement non limitatif et qui se réfère aux figures annexées dans lesquelles :

- 10 - la figure 1 est une vue schématique d'une architecture d'un système propulsif d'un hélicoptère bimoteur selon un mode de réalisation de l'invention,
- la figure 2 est une vue schématique d'une architecture d'un système propulsif d'un hélicoptère bimoteur selon un autre mode de réalisation de l'invention,
- 15 - la figure 3a est une vue schématique de l'architecture de la figure 1 au cours d'une phase de vol classique dans laquelle tous les turbomoteurs fonctionnent à un régime permettant de fournir de la puissance mécanique,
- la figure 3b est une vue schématique de l'architecture de la figure 1  
20 au cours d'une phase de vol économique dans laquelle un turbomoteur est en régime de veille
- la figure 3c est une vue schématique de l'architecture de la figure 1 au cours d'une phase de sortie de veille normale du turbomoteur en veille
- 25 - la figure 3d est une vue schématique de l'architecture de la figure 1 au cours d'une phase de sortie de veille d'urgence suite à une panne de l'autre turbomoteur.

## 6. Description détaillée d'un mode de réalisation de l'invention

30 La figure 1 est une vue schématique d'une architecture d'un système propulsif d'un hélicoptère bimoteur selon un mode de réalisation de l'invention.

Cette architecture comprend deux turbomoteurs 1, 2 reliés à une boîte 3 de transmission de puissance. Chaque turbomoteur 1, 2 est piloté par un dispositif de contrôle-commande propre non représenté sur les figures à des fins de clarté. L'architecture comprend en outre un réseau de bord 7 basse tension continue de 28 volts destiné à alimenter en courant différents équipements de l'hélicoptère non représentés sur les figures à des fins de clarté.

Chaque turbomoteur comprend un générateur de gaz et une turbine libre solidaire d'un arbre de sortie entraînée en rotation par le générateur de gaz. L'arbre de sortie de chaque turbine libre est adapté pour mettre en mouvement la boîte 3 de transmission de puissance (désignée ci-après par l'acronyme BTP), qui entraîne elle-même le rotor de l'hélicoptère équipé par exemple de pales à pas variable.

Selon l'invention, le turbomoteur 1 est un turbomoteur hybride, apte à fonctionner dans au moins un régime de veille au cours d'un vol stabilisé de l'hélicoptère.

Ce régime de veille est de préférence choisi parmi les régimes de fonctionnement suivants :

- un régime de veille, dit ralenti usuel, dans lequel la chambre de combustion est allumée et l'arbre du générateur de gaz tourne à une vitesse comprise entre 60 et 80% de la vitesse nominale,
- un régime de veille, dit super-ralenti usuel, dans lequel la chambre de combustion est allumée et l'arbre du générateur de gaz tourne à une vitesse comprise entre 20 et 60% de la vitesse nominale,
- un régime de veille, dit super-ralenti assisté, dans lequel la chambre de combustion est allumée et l'arbre du générateur de gaz tourne, assisté mécaniquement, à une vitesse comprise entre 20 et 60% de la vitesse nominale,
- un régime de veille, dit vireur, dans lequel la chambre de combustion est éteinte et l'arbre du générateur de gaz tourne, assisté mécaniquement, à une vitesse comprise entre 5 et 20% de la vitesse nominale,

- un régime de veille, dit d'arrêt, dans lequel la chambre de combustion est éteinte et l'arbre du générateur de gaz est à l'arrêt complet.

L'architecture comprend en outre un pack 20 électrotechnique de redémarrage rapide du turbomoteur 1 hybride pour le sortir du régime de veille et atteindre un régime permettant de fournir de la puissance mécanique à la boîte de transmission de puissance. Ce pack 20 est un pack haute tension agencé entre le turbomoteur 1 et le RDB 7 par l'intermédiaire d'un convertisseur 14 haute tension-basse tension.

Selon le mode de réalisation des figures, le pack 20 électrotechnique de redémarrage rapide comprend une machine 5 électrique adaptée pour redémarrer le turbomoteur 1 hybride dans des conditions normales de sortie de veille (c'est-à-dire dans un délai compris entre 10s et 1min après la commande de sortie de veille du turbomoteur 1). Il comprend également un dispositif 6 de sortie de veille d'urgence adapté pour redémarrer le turbomoteur 1 dans des conditions d'urgence de sortie de veille (c'est à dire dans un délai inférieur à 10s après la commande de sortie de veille du turbomoteur 1). Il comprend également un dispositif 15 de stockage d'énergie adapté pour accumuler de l'énergie électrique fournie par le RDB 7 lorsque le turbomoteur 1 hybride est en veille, et pour fournir l'énergie électrique nécessaire à la machine 5 électrique et au dispositif 6 de sortie de veille pour redémarrer le turbomoteur 1 hybride.

Une architecture selon l'invention comprend en outre deux sources d'alimentation électrique du RDB 7.

Selon le mode de réalisation de la figure 1, la première source d'alimentation du RDB 7 est une génératrice 16 délivrant une tension de 115 volts alternative. La génératrice 16 est agencée entre la BTP 3 et le RDB 7, et est associée à un convertisseur 17 alternatif-continu. Selon le mode de réalisation de la figure 1, la seconde source d'alimentation du RDB 7 est une génératrice-démarrateur 4 délivrant une tension de 28 volts continue, qui est agencée entre le turbomoteur 2 et le RDB 7. Cette génératrice-démarrateur 4 est adaptée pour assurer le premier démarrage du turbomoteur 2 et pour assurer l'alimentation du RDB 7

en vol.

Selon le mode de réalisation de la figure 2, la première source d'alimentation du RDB 7 est toujours la génératrice 16 agencée entre la BTP 3 et le RDB 7, associée au convertisseur 17 alternatif-continu. En revanche, la seconde source d'alimentation du RDB 7 est une unité 18 auxiliaire de puissance délivrant une tension de 115 volts alternative et reliée audit convertisseur 17 alternatif-continu. Dans ce mode de réalisation, la génératrice-démarreur 4 de l'architecture de la figure 1 est remplacée par un démarreur 40 qui ne présente que la fonction de démarrage du turbomoteur 2.

Selon d'autres modes de réalisation, non représentés sur les figures, d'autres combinaisons de sources d'alimentation du RDB 7 peuvent être mis en œuvre, telles que deux génératrices agencées entre la BTP 3 et le RDB 7.

Chaque architecture comprend en outre des équipements 9 alimentés directement par la génératrice 16 en courant alternatif haute tension ou par l'APU 18. Elle comprend également une batterie 8 de stockage basse tension.

Dans la suite, le principe de fonctionnement de l'architecture de la figure 1 est expliqué en détail, en lien avec les figures 3a à 3d. Sur les figures 3a à 3d, les traits en gras représentent les principaux circuits de puissance (mécaniques ou électriques) actifs entre les différents organes représentés.

La figure 3a est une vue schématique de l'architecture de la figure 1 au cours d'une phase de vol classique, c'est-à-dire d'une phase de vol au cours de laquelle les deux turbomoteurs 1, 2 fournissent de la puissance à la BTP 3. Il s'agit par exemple d'une phase de décollage ou d'atterrissage au cours de laquelle l'hélicoptère a besoin de la disponibilité de la pleine puissance des moteurs. Les deux voies 21, 22 de puissance actives entre les turbomoteurs 1, 2 et la BTP 3 sont schématiquement représentées par des traits gras sur la figure 3a. L'alimentation électrique du RDB 7 est fiabilisée par deux circuits distincts d'alimentation. Le premier circuit 23 alimente le RDB 7 par la génératrice-démarreur 4 du turbomoteur 2. Le second circuit 24 alimente le RDB 7 par la génératrice 16 associée au convertisseur 17 alternatif-continu.

La figure 3b est une vue schématique de l'architecture de la figure 1 au

cours d'une phase de vol économique, c'est-à-dire d'une phase de vol au cours de laquelle le turbomoteur 1 est placé dans un régime de veille de telle sorte que seul le turbomoteur 2 fournit de la puissance à la BTP 3. Ainsi, seule la voie 22 de puissance est active. L'alimentation électrique du RDB 7 est fiabilisée par les deux circuits d'alimentation décrits en lien avec la figure 3a. Le premier circuit 23 alimente le RDB 7 par la génératrice-démarrreur 4 du turbomoteur 2. Le second circuit 24 alimente le RDB 7 par la génératrice 16 associée au convertisseur 17 alternatif-continu. Le mode veille du turbomoteur 1 est assisté par le pack 20 électrotechnique qui maintient le turbomoteur 1 à un régime de veille prédéterminé. Cette assistance est représentée schématiquement sur la figure 3b par le circuit 25. Ce circuit comprend un convertisseur 14 basse tension-haute tension agencé entre le RDB 7 et le pack 20 électrotechnique.

La figure 3c est une vue schématique de l'architecture de la figure 1 au cours d'une phase de redémarrage du turbomoteur 1, en sortie normale de veille. Le turbomoteur 2 fournit de la puissance à la BTP 3. La voie 22 de puissance est donc active. La voie 21 de puissance est en cours d'activation. Pour ce faire, la machine 5 électrique assure le démarrage du turbomoteur 1 en utilisant l'énergie stockée dans le dispositif 15 de stockage d'énergie. L'alimentation de la machine 5 électrique est schématiquement représentée par le circuit 26 en gras sur la figure 3c. L'alimentation électrique du RDB 7 est fiabilisée par les deux circuits d'alimentation décrits en lien avec les figures 3a et 3b. Le premier circuit 23 alimente le RDB 7 par la génératrice-démarrreur 4 du turbomoteur 2. Le second circuit 24 alimente le RDB 7 par la génératrice 16 associée au convertisseur 17 alternatif-continu.

La figure 3d est une vue schématique de l'architecture de la figure 1 au cours d'une phase de perte du turbomoteur 2 et de redémarrage d'urgence du turbomoteur 1. Au cours de cette phase, le turbomoteur 2 est donc en panne et ne fournit plus aucune puissance à la BTP 3. La voie 22 de puissance est donc inactive. La voie 21 de puissance est en cours d'activation. Pour ce faire, le dispositif 6 de sortie de veille d'urgence assure le démarrage d'urgence du turbomoteur 1. L'activation du dispositif 6 de sortie de veille d'urgence dépend du

type de dispositif utilisé. Un tel dispositif 6 de sortie de veille d'urgence est par exemple le dispositif au propergol décrit dans la demande FR 1358996 au nom du demandeur. L'alimentation électrique du RDB 7 est assurée par le second circuit 24 qui alimente le RDB 7 par la génératrice 16. En revanche, le premier circuit 23  
5 ne permet plus d'alimenter le RDB 7 en cas de panne du turbomoteur 2 par la génératrice-démarrreur 4.

L'invention ne se limite pas aux seuls modes de réalisation décrits. En particulier, l'architecture peut comprendre trois turbomoteurs pour l'équipement d'un hélicoptère tri moteur tout en présentant un fonctionnement *mutatis mutandis*  
10 identique à celui décrit en lien avec une application bi-moteur.



## REVENDICATIONS

1. Architecture d'un système propulsif d'un hélicoptère multi-moteur comprenant des turbomoteurs (1, 2) reliés à une boîte (3) de transmission de puissance, et un réseau (7) de bord basse tension continue destiné à alimenter en vol des équipements de l'hélicoptère,

caractérisée en ce qu'elle comprend :

- un turbomoteur parmi lesdits turbomoteurs, dit turbomoteur (1) hybride, apte à fonctionner dans au moins un régime de veille au cours d'un vol stabilisé de l'hélicoptère, les autres turbomoteurs (2) fonctionnant seuls au cours de ce vol stabilisé,
- un pack (20) électrotechnique de redémarrage rapide dudit turbomoteur hybride pour le sortir dudit régime de veille et atteindre un régime, dit régime nominal, dans lequel il fournit une puissance mécanique à ladite boîte de transmission de puissance, ledit pack (20) de redémarrage étant relié audit réseau (7) de bord,
- au moins deux sources (4, 16, 18) d'alimentation électrique dudit réseau (7) de bord.

2. Architecture selon la revendication 1, caractérisée en ce que ledit (20) pack électrotechnique de redémarrage rapide est un pack haute tension et en ce qu'un convertisseur (14) basse tension-haute tension est agencé entre ledit réseau (7) de bord et ledit pack (20) de redémarrage rapide.

3. Architecture selon l'une des revendications 1 ou 2, caractérisée en ce que lesdites sources (4, 16, 18) d'alimentation électrique dudit réseau (7) de bord sont choisies dans le groupe comprenant :

- au moins une génératrice (16) de courant agencée entre ladite boîte (3) de transmission de puissance et ledit réseau (7) de bord associée à un convertisseur (17) alternatif-continu,
- une unité (18) auxiliaire de puissance reliée audit réseau (7) de bord associée à un convertisseur (17) alternatif-continu,
- une génératrice-démarrateur (4) agencée entre un turbomoteur (2)

non hybride et ledit réseau (7) de bord.

4. Architecture selon la revendication 3, caractérisée en ce que chaque génératrice (16) de courant et ladite unité (18) auxiliaire de puissance sont adaptées pour fournir une tension alternative de 115 volts et en ce que ledit convertisseur (17) associé est adapté pour convertir cette tension alternative de 115 volts en une tension continue de 28 volts.
5. Architecture selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisée en ce que ledit pack (20) électrotechnique comprend un dispositif (15) de stockage d'énergie électrique adapté pour accumuler de l'énergie électrique dudit réseau (7) de bord au cours dudit régime nominal dudit turbomoteur (1) hybride et pour fournir, sur commande d'une sortie de veille, l'énergie électrique accumulée nécessaire au turbomoteur (1) hybride pour assurer son démarrage.
6. Architecture selon l'une des revendications 1 à 5, caractérisée en ce que ledit pack (20) de redémarrage est adapté pour fournir, en régime de veille dudit turbomoteur (1) hybride, une énergie électrique de maintien dudit turbomoteur hybride (1) à un régime de veille prédéterminé.
7. Architecture selon l'une des revendications 1 à 6, caractérisée en ce que ledit pack (20) de redémarrage rapide comprend une machine (5) électrique adaptée pour redémarrer ledit turbomoteur (1) dans des conditions normales de sortie de veille, et un dispositif (6) de sortie de veille d'urgence adapté pour redémarrer ledit turbomoteur (1) dans des conditions d'urgence de sortie de veille.
8. Architecture selon la revendication 7, caractérisée en ce que ledit dispositif (6) de sortie de veille d'urgence est choisi dans le groupe comprenant un dispositif électrotechnique, un dispositif pyrotechnique, un dispositif pneumatique et un dispositif hydraulique.
9. Hélicoptère comprenant un système propulsif caractérisé en ce que ledit système propulsif présente une architecture selon l'une des revendications 1 à 8.

1/3

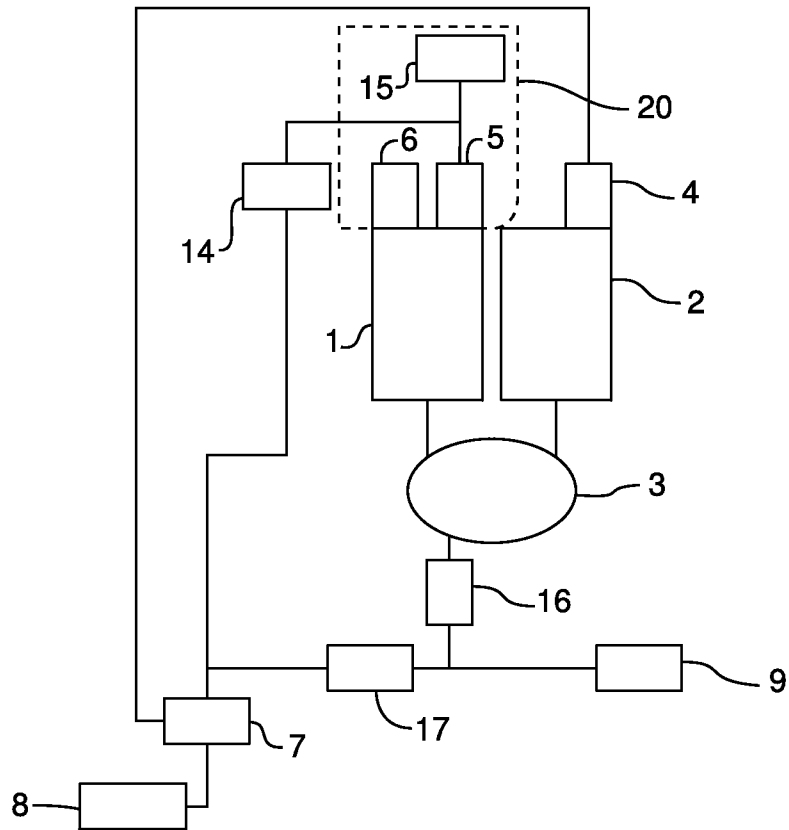


Figure 1

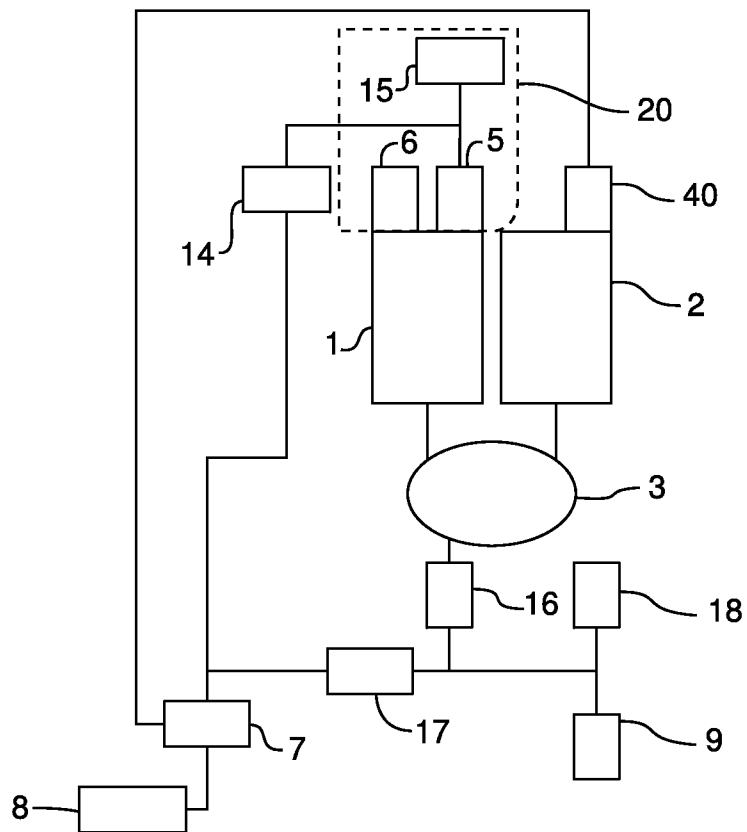


Figure 2

2/3

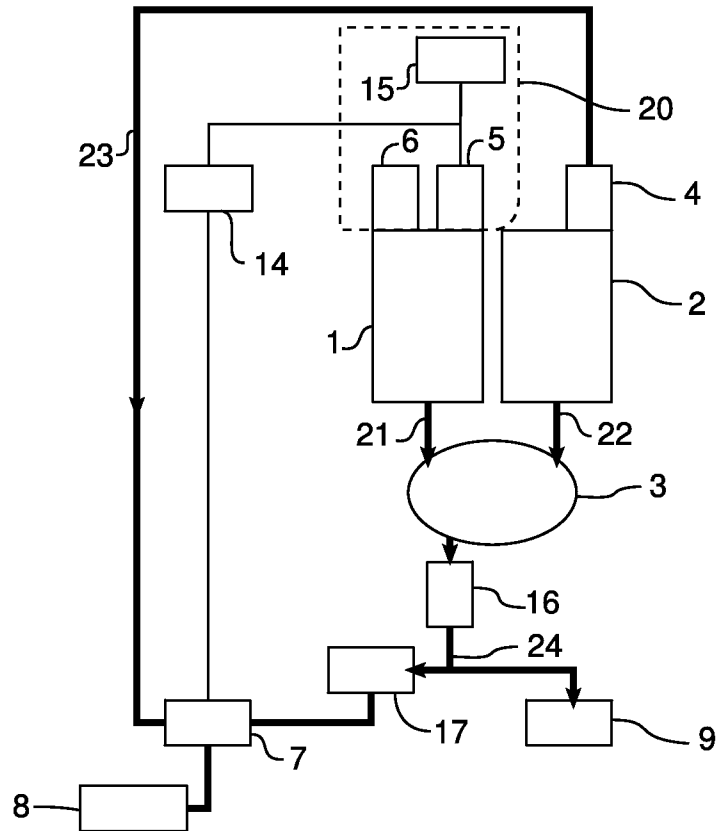


Figure 3a

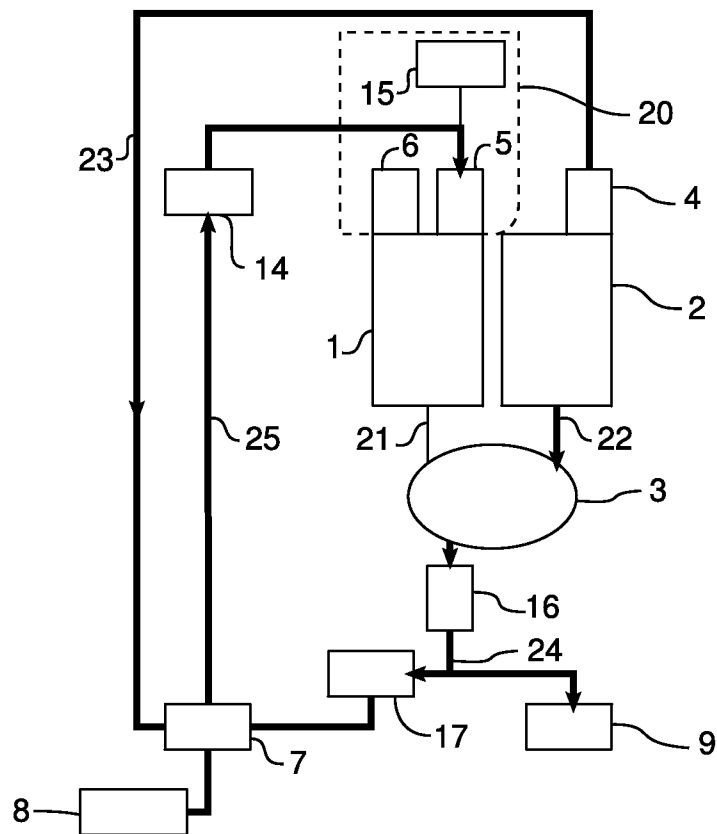


Figure 3b

3/3

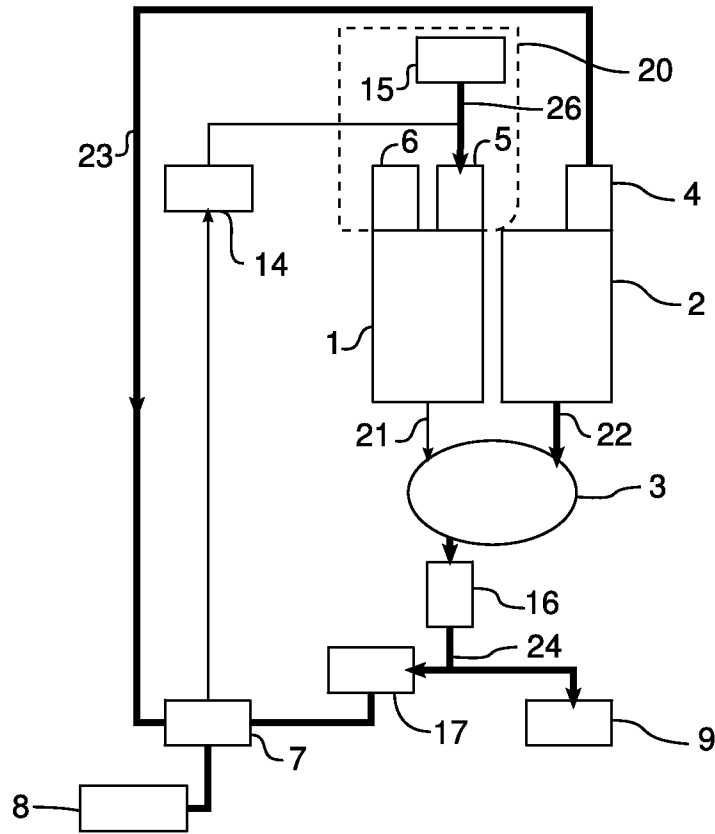


Figure 3c

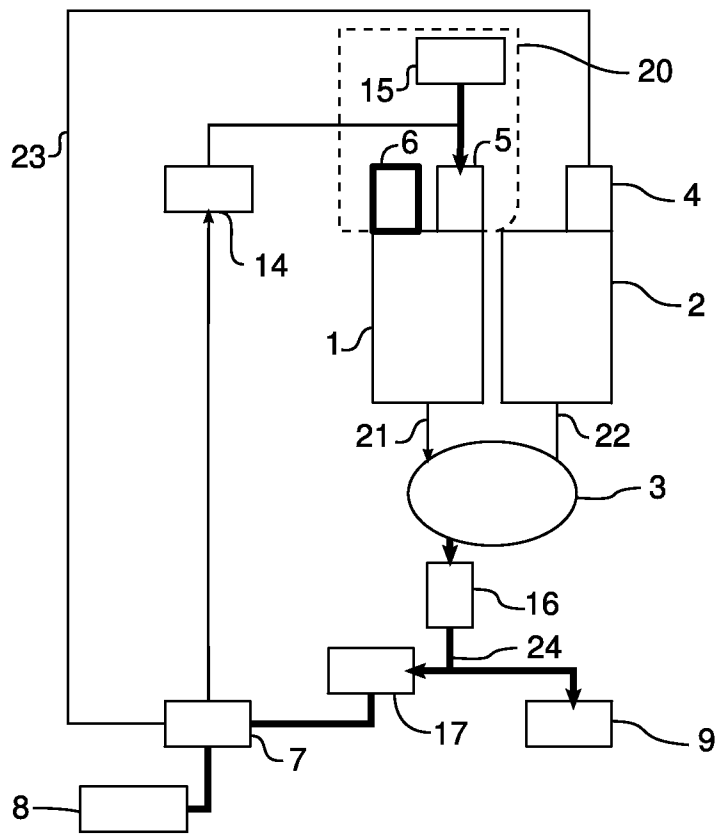


Figure 3d

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No  
PCT/FR2015/050698

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER  
**INV. F02C7/262 B64C27/04 B64D35/08 F02C7/275 F02C9/42**  
 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 B64C B64D**

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.
X	EP 2 581 586 A2 (PRATT & WHITNEY CANADA [CA]) 17 April 2013 (2013-04-17) paragraph [0012] - paragraph [0026] abstract; figures	1-9
A	----- Wo 2013/167837 A2 (HISPANO SUIZA SA [FR] ) 14 November 2013 (2013-11-14) page 3, line 10 - page 4, line 7 page 4, line 33 - page 6, line 11 abstract; figures	1-9
A	----- EP 2 264 297 A1 (EUROCOPTER FRANCE [FR] ) 22 December 2010 (2010-12-22) paragraph [0002] - paragraph [0003] paragraph [0032] - paragraph [0037] abstract; claim 1; figures	1,2,5-9
	----- -/- .	

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

\* Spécial catégories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"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
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"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
"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)	"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
"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	"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search <b>17 June 2015</b>	Date of mailing of the international search report <b>14/07/2015</b>
--	---

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 <b>O'Shea, Gearôid</b>
--	--

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No  
PCT/FR2015/050698

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	<p>EP 2 404 775 A2 (EUROCOPTER FRANCE [FR] AIRBUS HELICOPTERS [FR] ) 11 January 2012 (2012-01-11) paragraph [0072] - paragraph [0078] paragraph [0087] - paragraph [0089] paragraph [0100] paragraph [0110] paragraph [0117] - paragraph [0126] paragraph [0133] - paragraph [0134] paragraph [0140] paragraph [0155] - paragraph [0156] paragraph [0175] - paragraph [0176] abstract; figures 1,5 -----</p>	1-6,9
A	<p>US 5 899 411 A (LATOS THOMAS S [US] ET AL) 4 May 1999 (1999-05-04) column 5, line 30 - column 7, line 42 column 8, line 30 - column 9, line 31 abstract; figure 1 -----</p>	1,3-5 ,9

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No PCT/FR2015/050698
---

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 2581586	A2	17-04-2013	EP 2581586 A2 17-04-2013
			US 2013086919 AI 11-04-2013
-----			
W0 2013167837	A2	14-11-2013	CA 2872724 AI 14-11-2013
			CN 104471819 A 25-03-2015
			EP 2847845 A2 18-03-2015
			FR 2990573 AI 15-11-2013
			US 2015130186 AI 14-05-2015
			W0 2013167837 A2 14-11-2013
-----			
EP 2264297	AI	22-12-2010	CA 2706815 AI 17-12-2010
			EP 2264297 AI 22-12-2010
			FR 2947006 AI 24-12-2010
			US 2010319357 AI 23-12-2010
-----			
EP 2404775	A2	11-01-2012	EP 2404775 A2 11-01-2012
			FR 2962404 AI 13-01-2012
			KR 20120005400 A 16-01-2012
			US 2012025032 AI 02-02-2012
-----			
US 5899411	A	04-05-1999	NONE
-----			



# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

 Demande internationale n°  
 PCT/FR2015/050698

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE	INV. F02C7/262	B64C27/04	B64D35/08	F02C7/275	F02C9/42
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 B64C B64D

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
X	EP 2 581 586 A2 (PRATT & WHITNEY CANADA [CA]) 17 avril 2013 (2013-04-17) alinéa [0012] - alinéa [0026] abrégé; figures -----	1-9
A	W0 2013/167837 A2 (HISPANO SUIZA SA [FR] ) 14 novembre 2013 (2013-11-14) page 3, ligne 10 - page 4, ligne 7 page 4, ligne 33 - page 6, ligne 11 abrégé; figures -----	1-9
A	EP 2 264 297 A1 (EUROCOPTER FRANCE [FR] ) 22 décembre 2010 (2010-12-22) alinéa [0002] - alinéa [0003] alinéa [0032] - alinéa [0037] abrégé; revendication 1; figures -----	1,2,5-9
	-/-	

<input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents	<input checked="" type="checkbox"/> 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  <b>17 juin 2015</b>	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale  <b>14/07/2015</b>
--	---

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  <b>O'Shea, Gearóid</b>
--	--

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	<p>EP 2 404 775 A2 (EUROCOPTER FRANCE [FR]                      AIRBUS HELICOPTERS [FR])                      11 janvier 2012 (2012-01-11)                      alinéa [072] - alinéa [0078]                      alinéa [087] - alinéa [0089]                      alinéa [0100]                      alinéa [0110]                      alinéa [0117] - alinéa [0126]                      alinéa [0133] - alinéa [0134]                      alinéa [0140]                      alinéa [0155] - alinéa [0156]                      alinéa [0175] - alinéa [0176]                      abrégé; figures 1,5</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-6,9
A	<p>US 5 899 411 A (LATOS THOMAS S [US] ET AL)                      4 mai 1999 (1999-05-04)                      colonne 5, ligne 30 - colonne 7, ligne 42                      colonne 8, ligne 30 - colonne 9, ligne 31                      abrégé; figure 1</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1,3-5,9

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2015/050698

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 2581586	A2	17-04-2013	EP 2581586 A2 17-04-2013
			US 2013086919 AI 11-04-2013
-----			
W0 2013167837	A2	14-11-2013	CA 2872724 AI 14-11-2013
			CN 104471819 A 25-03-2015
			EP 2847845 A2 18-03-2015
			FR 2990573 AI 15-11-2013
			US 2015130186 AI 14-05-2015
			W0 2013167837 A2 14-11-2013
-----			
EP 2264297	AI	22-12 -2010	CA 2706815 AI 17-12-2010
			EP 2264297 AI 22- 12-2010
			FR 2947006 AI 24-12-2010
			US 2010319357 AI 23- 12-2010
-----			
EP 2404775	A2	11-01 -2012	EP 2404775 A2 11-01-2012
			FR 2962404 AI 13-01-2012
			KR 20120005400 A 16-01-2012
			US 2012025032 AI 02-02-2012
-----			
US 5899411	A	04-05 -1999	AUCUN
-----			