

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
02 janvier 2025 (02.01.2025)



(10) Numéro de publication internationale
WO 2025/003590 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F02C 7/06 (2006.01) *F02K 5/00* (2006.01)
F02C 7/14 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2024/050758

(22) Date de dépôt international :
11 juin 2024 (11.06.2024)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

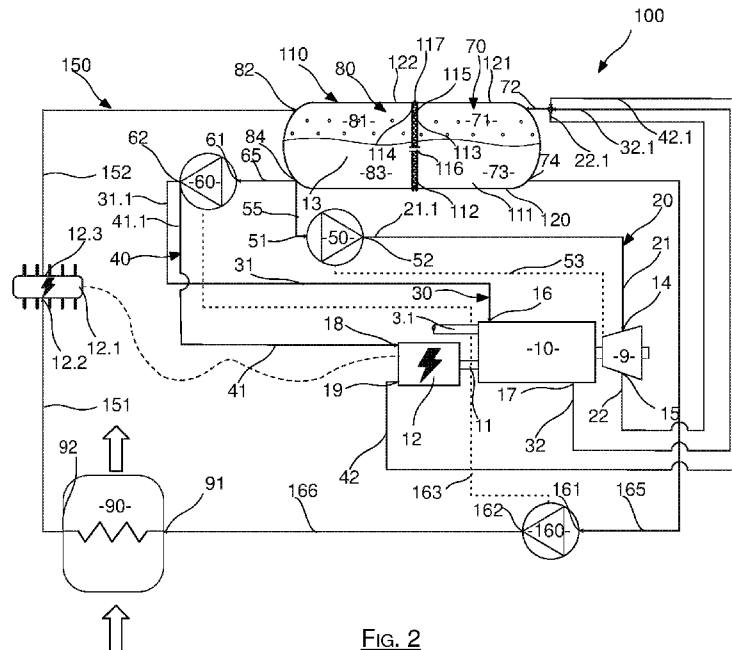
(30) Données relatives à la priorité :
FR2306880 29 juin 2023 (29.06.2023) FR

(71) Déposant : **SAFRAN HELICOPTER ENGINES ET AUX ENERGIES ALTERNATIVES** [FR/FR] ; 2 Avenue Joseph Szydlowski, 64510 BORDES (FR).

(72) Inventeurs : **DEBAT, Alexandre Paul Raimond** ; SAFRAN c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **ROBERT, Olivier** ; SAFRAN c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **VIVE, Loïs Pierre Denis** ; SAFRAN c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **APOSTIN, Lucie Stéphanie** ; SAFRAN c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).

(54) Title: LUBRICATION/COOLING SYSTEM FOR AN AIRCRAFT, AND HYDRAULIC ENCLOSURE

(54) Titre : SYSTÈME DE LUBRIFICATION/REFROIDISSEMENT POUR AÉRONEF ET ENCEINTE HYDRAULIQUE



(74) **Mandataire : BREVALEX** ; Tour Trinity, 1B Place de la Défense, 92400 COURBEVOIE (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, CV, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IQ, IR, IS, IT, JM, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MU, 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, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW.

(84) **États désignés** (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible*) : ARIPO (BW, CV, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SC, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (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, ME, 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))

(30), un troisième circuit (40) de circulation d'un fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13) une première pompe (50) et une deuxième pompe (60) de circulation du fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13) un premier échangeur thermique (90) a première pompe (50) est fonctionnellement liée à une turbine à gaz (9) de manière à être actionnée pendant toutes les phases de fonctionnement de la turbine à gaz (9); la deuxième pompe (60) est fonctionnellement liée à une hélice propulsive (3) de manière à être actionnée pendant toutes les phases de fonctionnement de l'hélice propulsive (3). Turbomachine et aéronef comprenant un tel système.

DESCRIPTION**TITRE DE L'INVENTION****Système de lubrification/refroidissement pour aéronef et enceinte hydraulique****DOMAINE TECHNIQUE**

5 L'invention se rapporte aux dispositifs de lubrification/refroidissement pour aéronefs et plus particulièrement aux systèmes de lubrification/refroidissement destinés à la lubrification et au refroidissement de turbomachines pourvues d'un générateur électrique.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE

10 Le changement climatique est une préoccupation majeure pour de nombreux organes législatifs et de régulation à travers le monde. En effet, diverses restrictions sur les émissions de carbone ont été, sont ou seront adoptées par divers états. En particulier, une norme ambitieuse s'applique à la fois aux nouveaux types d'avions mais aussi ceux en circulation nécessitant de devoir mettre en œuvre des solutions
15 technologiques afin de les rendre conformes aux réglementations en vigueur. L'aviation civile se mobilise depuis maintenant plusieurs années pour apporter une contribution à la lutte contre le changement climatique.

Les efforts de recherche technologique ont déjà permis d'améliorer de manière très significative les performances environnementales des avions. La Déposante
20 prend en considération les facteurs impactant dans toutes les phases de conception et de développement pour obtenir des composants et des produits aéronautiques moins énergivores, plus respectueux de l'environnement et dont l'intégration et l'utilisation dans l'aviation civile ont des conséquences environnementales modérées dans un but d'amélioration de l'efficacité énergétique des avions.

25 Par voie de conséquence, la Déposante travaille en permanence à la réduction de son incidence climatique négative par l'emploi de méthodes et l'exploitation de procédés de développement et de fabrication vertueux et minimisant les émissions de

gaz à effet de serre au minimum possible pour réduire de l'empreinte environnementale de son activité.

Ces travaux de recherche et de développement soutenus portent à la fois sur les nouvelles générations de moteurs d'avions, l'allègement des appareils, notamment par les matériaux employés et les équipements embarqués allégés, le développement de l'emploi des technologies électriques pour assurer la propulsion, et, indispensables compléments aux progrès technologiques, les biocarburants aéronautiques.

A cet effet, l'invention est le résultat des recherches technologiques visant à améliorer de manière très significative les performances des avions et, en ce sens, contribue à la réduction de l'impact environnemental des avions.

A ce titre, il convient de rappeler que les architectures propulsives conventionnelles de type turbomoteur ou turbopropulseur, comprennent typiquement deux systèmes mécaniques que sont la turbine à gaz et le réducteur de puissance. Ces deux systèmes ont techniquement des limitations différentes concernant les températures de fonctionnement de leurs circuits respectifs de lubrification. La turbine à gaz seule ne contient que des roulements et une chaîne de pignons entraînant les accessoires nécessaires à son fonctionnement (typiquement : pompe à huile, pompe à carburant, alternateur de FADEC, Géné-démarrreur, déshuileur centrifuge) : cet ensemble peut fonctionner avec un premier circuit de lubrification/refroidissement dont les températures d'huile sont de l'ordre de cent-trente à cent-quarante degrés centigrades en entrée et jusqu'à cent-quatre-vingt degrés centigrades en sortie.

Le réducteur de puissance fonctionne quant à lui avec un deuxième circuit de lubrification/refroidissement dont les températures d'huile sont de l'ordre de cent-dix à cent-vingt degrés centigrades en entrée et d'environ cent-soixante degrés centigrades en sortie.

L'huile pompée en sortie des deux circuits de lubrification/refroidissement est dirigée vers un échangeur thermique huile/air pour être refroidie avant d'être déversée dans un réservoir ou elle sera à nouveau prélevée par pompage pour alimenter les circuits de lubrification/refroidissement.

Bien que les deux circuits de lubrification/refroidissement aient des températures d'alimentation et de sorties différentes il est généralement admis de n'avoir qu'un seul échangeur de type huile-air, car le surdimensionnement généré reste acceptable. C'est typiquement le cas sur les turbomoteurs d'hélicoptère.

5 Pour les machines de plus forte puissance et/ou avec un réducteur de puissance proposant un ratio de réduction plus important, comme c'est généralement le cas sur les turbopropulseurs, un second système de refroidissement de type échangeur thermique huile-carburant peut être ajouté afin d'assurer un sur-refroidissement d'une partie du circuit de lubrification/refroidissement du réducteur.

10 Dans le cas d'un moteur hybridé, il apparait un troisième sous-système qui est une machine électrique composée d'une électronique de puissance et d'un moteur / générateur électrique. Ce troisième système requiert un troisième circuit de lubrification/refroidissement dont les températures d'huile sont de l'ordre de de soixante à quatre-vingt-dix degrés centigrades en entrée et qui requiert alors un échangeur
15 thermique dédié en raison des températures d'entrée et sortie bien plus basses que celles des deux autres circuits. Un tel échangeur représente un surcoût et un surpoids qui impacte négativement les performances de l'avion en termes de consommation de carburant.

EXPOSÉ DE L'INVENTION

20 A cet effet, on prévoit un système de lubrification/refroidissement pour turbomachine d'aéronef comprenant :

- un premier circuit de circulation d'un fluide de lubrification et/ou de refroidissement destiné à être raccordé à une première entrée et à une première sortie de lubrification et/ou de refroidissement
25 d'une turbine à gaz ;
- un deuxième circuit de circulation du fluide de lubrification et/ou de refroidissement destiné à être raccordé à une deuxième entrée et à une deuxième sortie de lubrification et/ou de refroidissement d'un réducteur mécanique ;

- un troisième circuit de circulation du fluide de lubrification et/ou de refroidissement destiné à être raccordé à une troisième entrée et à une troisième sortie de lubrification et/ou de refroidissement d'une machine électrique ;
- 5 - un quatrième circuit de circulation du fluide de lubrification et/ou de refroidissement destiné à être raccordé à une quatrième entrée et à une quatrième sortie de lubrification et/ou de refroidissement d'un module d'électronique de puissance de la machine électrique ;
- 10 - une première pompe de circulation du fluide de lubrification et/ou de refroidissement comprenant un premier port d'aspiration du fluide de lubrification et/ou de refroidissement et un premier port de refoulement du fluide de lubrification et/ou de refroidissement ;
- 15 - une deuxième pompe de circulation du fluide de lubrification et/ou de refroidissement comprenant un deuxième port d'aspiration du fluide de lubrification et/ou de refroidissement et un deuxième port de refoulement de fluide de lubrification et/ou de refroidissement ;
- 20 - un ensemble de réservoirs comportant un premier réservoir, dit réservoir chaud, de fluide de lubrification et/ou de refroidissement comprenant un premier volume de désaération alimenté par une cinquième entrée de fluide de lubrification et/ou de refroidissement ainsi qu'un premier volume d'alimentation relié à une cinquième sortie de fluide de lubrification et/ou de refroidissement ;
- 25 - l'ensemble de réservoir comprenant également un deuxième réservoir, dit réservoir froid, de fluide de lubrification et/ou de refroidissement comprenant un deuxième volume de désaération alimenté par une sixième entrée de fluide de lubrification et/ou de refroidissement ainsi qu'un deuxième volume d'alimentation relié à une sixième sortie de fluide de lubrification et/ou de refroidissement ;

- un premier échangeur thermique comprenant une septième entrée et une septième sortie de fluide de lubrification et/ou de refroidissement, dans lequel :
 - le premier circuit relie le premier port de refoulement et la cinquième entrée ;
 - le deuxième circuit relie le deuxième port de refoulement et la cinquième entrée ;
 - le troisième circuit relie le deuxième port de refoulement et la cinquième entrée ;
 - le quatrième circuit relie la septième sortie et la sixième entrée ;
 - la sixième sortie est fluidiquement reliée au premier port d'aspiration et au deuxième port d'aspiration ;
 - la cinquième sortie est fluidiquement reliée à la septième entrée ;
- la première pompe est fonctionnellement liée à la turbine à gaz de manière à être actionnée pendant toutes les phases de fonctionnement de la turbine à gaz, la deuxième pompe est fonctionnellement liée à l'hélice propulsive de manière à être actionnée pendant toutes les phases de fonctionnement de l'hélice propulsive.
- Selon d'autres modes de réalisation particuliers, non exclusifs et optionnels de l'invention :
- le système de lubrification/refroidissement comprend une troisième pompe de circulation du fluide de lubrification et/ou de refroidissement comprenant un troisième port d'aspiration du fluide de lubrification et/ou de refroidissement et un troisième port de refoulement de fluide de lubrification et/ou de refroidissement, la troisième pompe étant située dans le quatrième circuit ou entre la cinquième sortie et la septième entrée ;
 - le premier échangeur thermique est un échangeur fluide/air dont la première source froide est de l'air et le premier circuit

comprend un deuxième échangeur thermique dont la deuxième source froide est un circuit de carburant de la turbomachine. ;

- le deuxième circuit comprend un troisième échangeur thermique dont la troisième source froide est un circuit de carburant de la turbomachine et/ou le troisième circuit comprend un quatrième échangeur thermique dont la quatrième source froide est un circuit de carburant de la turbomachine ;

- le premier circuit et/ou le deuxième circuit et/ou le troisième circuit comprend un dispositif de filtration du fluide de lubrification et/ou de refroidissement ;

- la première pompe et/ou la deuxième pompe et/ou la troisième pompe sont reliées à des prises de force mécanique du réducteur ;

- le premier volume d'alimentation et le deuxième volume de d'alimentation sont fluidiquement reliés par une liaison fluidique ;

- la liaison fluidique comprend une pompe de forçage ;

- le premier réservoir et le deuxième réservoir sont réunis dans un même volume intérieur d'une enceinte hydraulique.

L'invention concerne également une turbomachine comprenant un système de lubrification/refroidissement tel que décrit ci-dessus et un aéronef comprenant une telle turbomachine.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description qui suit d'un mode de réalisation particulier non limitatif de l'invention.

BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

Il sera fait référence aux figures jointes parmi lesquelles :

[Fig.1] La figure 1 est une vue schématique en coupe d'une turbomachine ;

[Fig.2] La figure 2 est une vue schématique d'un circuit de lubrification/refroidissement selon un premier mode de réalisation de l'invention ;

[Fig.3] La figure 3 est une vue schématique d'un circuit de lubrification/refroidissement selon un deuxième mode de réalisation de l'invention ;

[Fig.4] La figure 4 est une vue schématique d'un circuit de lubrification/refroidissement selon un troisième mode de réalisation de l'invention ;

5 [Fig.5] La figure 5 est une vue schématique de détail d'un quatrième mode de réalisation de l'invention.

EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PARTICULIERS

Dans une turbomachine, ici un turbopropulseur repéré 1 dans la figure 1 et qui équipe un aéronef non représenté, l'air est admis dans une manche d'entrée 2 après
10 avoir traversé une hélice propulsive 3 comportant une série de pales rotatives pour ensuite être compressé par des étages de compresseurs 4 avant d'atteindre une chambre de combustion 5 dans laquelle est injecté puis brûlé du carburant. Le flux gazeux sous pression généré dans la chambre de combustion 5 se détend en traversant des étages de turbine 6, avant d'être évacué à l'échappement

15 Les pales des étages de compresseurs 4 et des étages de turbine 6 sont solidaires en rotation d'un arbre 7 monté à rotation relativement à un carter 8 entourant les étages de compresseur 4, la chambre de combustion 5, les étages de turbine 6, le carter 8 délimitant une sortie d'échappement. La manche d'entrée 2, les étages de compresseur 4, la chambre de combustion 5, les étages de turbine 6 et le carter 8 définissent une turbine
20 à gaz 9.

L'arbre 7 de la turbine à gaz 9 est relié par un réducteur mécanique 10 à un arbre d'entraînement 3.1 de l'hélice 3. Le réducteur 10 est également pourvu d'un arbre de sortie 11 relié à une machine électrique comprenant un moteur/générateur électrique 12 piloté par un module d'électronique de puissance 12.1. La liaison du moteur/générateur
25 12 au réducteur 10 permet au moteur/générateur 12 de générer de l'électricité lors du fonctionnement du turbopropulseur 1 en mode 100% thermique, d'entraîner l'hélice 3 en mode 100% électrique et d'assister la turbine 9 dans l'entraînement de l'hélice 3 en mode hybride.

Dans le présent texte, les termes « amont » et « aval » sont utilisés en référence à la position ou l'orientation d'un élément selon le sens d'écoulement du fluide dans les conduites.

L'aéronef est équipé d'un système de lubrification/refroidissement 100 comprenant un premier circuit 20 de circulation d'un fluide de lubrification et/ou de refroidissement- ici de l'huile 13-, un deuxième circuit 30 de circulation d'huile 13, un troisième circuit 40 de circulation d'huile 13 et un quatrième circuit 150 de circulation d'huile 13.

Le circuit 20 est raccordé à une première entrée 14 de la turbine 9 par une première conduite d'alimentation 21 et à une première sortie 15 de la turbine 9 par une première conduite de drainage 22.

Le circuit 30 est raccordé à une deuxième entrée 16 du réducteur 10 par une deuxième conduite d'alimentation 31 et à une deuxième sortie 17 du réducteur 10 par une deuxième conduite de drainage 32.

Le circuit 40 est raccordé à une troisième entrée 18 du moteur/générateur 12 par une troisième conduite d'alimentation 41 et à une troisième sortie 19 du moteur/générateur 12 par une troisième conduite de drainage 42.

Le circuit 150 est raccordé à une quatrième entrée 12.2 du module 12.1 par une quatrième conduite d'alimentation 151 et à une quatrième sortie 12.3 du module 12.1 par une quatrième conduite de drainage 152.

Une première pompe 50 de circulation de l'huile 13 comprend un premier port d'aspiration 51 d'huile 13 et un premier port de refoulement 52 d'huile 13.

Une deuxième pompe 60 de circulation de l'huile 13 comprend un deuxième port d'aspiration 61 d'huile 13 et un deuxième port de refoulement 62 d'huile 13.

Une troisième pompe 160 de circulation de l'huile 13 comprend un troisième port d'aspiration 161 d'huile 13 et un troisième port de refoulement 162 d'huile 13.

Le système 100 comprend également une enceinte hydraulique 110 qui forme un ensemble de réservoirs comprenant un premier réservoir 70 et un deuxième réservoir 80 et qui sont réunis dans un même volume intérieur 111 de l'enceinte hydraulique 110. L'enceinte

hydraulique 110 est définie par une paroi 120 et les réservoirs 70 et 80 sont séparés par une cloison 112 s'étendant dans le volume intérieur 111. Afin de limiter les échanges thermiques entre les réservoirs 70 et 80, la cloison 112 est une cloison double peau comprenant une première peau 113 et une deuxième peau 114 séparées par un isolant thermique 115-.

Le premier réservoir 70, dit réservoir chaud, comprend un premier volume de désaération 71 alimenté par une cinquième entrée 72 d'huile 13 ainsi qu'un premier volume d'alimentation 73 relié à une cinquième sortie 74 d'huile 13. Un deuxième réservoir 80, dit réservoir froid, comprend un deuxième volume de désaération 81 alimenté par une sixième entrée 82 d'huile 13 ainsi qu'un deuxième volume d'alimentation 83 relié à une sixième sortie 84 d'huile 13.

Un évent -ici une conduite 116 qui traverse la cloison 112- s'étend entre les volumes 73 et 83 pour en assurer la liaison fluidique. Les portions 121 et 122 de la paroi 120 qui définissent respectivement avec la cloison 112 les réservoirs 70 et 80, sont séparées par des dispositifs rupteurs de pont thermique 117.

Enfin, un premier échangeur thermique 90 fluide/air comprend une septième entrée 91 d'huile 13 et une septième sortie 92 d'huile 13. La première source froide de l'échangeur 90 est de l'air provenant de l'environnement immédiat de l'aéronef.

Le circuit 20 relie le premier port 52 de refoulement et la cinquième entrée 72 via une connexion de l'extrémité amont 21.1 de la conduite 21 au premier port de refoulement 52 et une connexion de l'extrémité aval 22.1 de la conduite 22 à la cinquième entrée 72.

Le deuxième circuit 30 relie le deuxième port de refoulement 62 et la cinquième entrée 72 via une connexion de l'extrémité amont 31.1 de la conduite 31 au deuxième port de refoulement 62 et une connexion de l'extrémité aval 32.1 de la conduite 32 à la cinquième entrée 72.

Le troisième circuit 40 relie le deuxième port de refoulement 62 et la cinquième entrée 72 via une connexion de l'extrémité amont 41.1 de la conduite 41 au deuxième port de

refoulement 62 et une connexion de l'extrémité aval 32.1 de la conduite 42 à la cinquième entrée 72.

Le quatrième circuit 150 relie la septième sortie 92 et la sixième entrée 82 via une connexion de l'extrémité amont 151.1 de la conduite 151 au septième port de sortie 92 et
5 une connexion de l'extrémité aval 152.1 de la conduite 152 à la sixième entrée 82.

La cinquième sortie 74 est fluidiquement reliée au troisième port d'aspiration 161 par une quatrième conduite d'aspiration 165.

La sixième sortie 84 est fluidiquement reliée au premier port d'aspiration 51 par une cinquième conduite d'aspiration 55 et au deuxième port d'aspiration 61 par une sixième
10 conduite d'aspiration 65.

La septième entrée 91 est fluidiquement reliée au troisième port de refoulement 162 par une quatrième conduite de refoulement 166.

La pompe 50 est reliée à la turbine à gaz 9 par un premier arbre de transmission 53 -
15 représenté en pointillés- de manière à être actionnée pendant toutes les phases de fonctionnement de la turbine à gaz 9.

La pompe 60 et la pompe 160 sont respectivement reliées à l'hélice 3 par un deuxième arbre de transmission 63 et un troisième arbre de transmission 163 de manière à être actionnées pendant toutes les phases de fonctionnement de l'hélice 3, que l'hélice 3 soit
20 entraînée par la turbine 9, par le moteur/générateur 12 ou par d'autres moyens tels que la circulation d'air au travers de l'hélice dans un mode éolienne aussi connu sous le nom de mode RAT pour « Ram Air Turbine ». Les arbres 63 et 163 constituent des liaisons mécaniques directes entre l'hélice et la pompe.

En mode de fonctionnement thermique, la turbine à gaz 9 entraîne l'hélice 3 via le réducteur 10. La pompe 160, dont l'actionnement est lié à une rotation de l'hélice 3, transfère l'huile 13 chaude et désaérée depuis le volume d'alimentation 73 du réservoir chaud 70 vers l'échangeur thermique 90, l'huile 13 ainsi refroidie traverse le module 12.1 et est déversée dans le volume de désaération 81 du réservoir froid 80. La pompe 50, dont
25 l'actionnement est lié au fonctionnement de la turbine à gaz 9, transfère l'huile 13 désaérée
30

depuis le volume d'alimentation 83 vers la turbine 9. La pompe 60, dont l'actionnement est lié à une rotation de l'hélice 3, transfère, quant à elle, l'huile 13 désaérée depuis le volume d'alimentation 83 vers le réducteur 10, l'huile 13 est ensuite récupérée en sortie de la turbine 9 et du réducteur 10 pour être déversée dans le volume de désaération 71 du réservoir 70.

La turbine 9 fournit l'ensemble de la puissance motrice et le moteur/générateur 12 produit de l'électricité.

L'évent 116 est agencé pour maintenir des niveaux d'huile identiques dans les volumes 83 et 73 selon le principe des « vases communicants ». Ainsi, lors des phases de fonctionnements de la turbomachine 1 dans lesquelles le cumul des débits des pompes 50 et 60 est différent du débit de la pompe 160, l'évent 116 permet de compenser la différence de débits.

Le mode de fonctionnement hybride (entraînement de l'hélice propulsive 3 à la fois par le moteur/générateur 12 et la turbine à gaz 9) est similaire au mode de fonctionnement thermique en ce qui concerne l'entraînement des pompes 50, 60 et 160.

En mode de fonctionnement électrique, c'est le moteur/générateur 12 qui entraîne l'hélice 3 via le réducteur 10 et la turbine à gaz 9 est à l'arrêt. La pompe 160, dont l'actionnement est lié à une rotation de l'hélice 3, transfère l'huile 13 chaude depuis le volume d'alimentation 73 du réservoir chaud 70 vers l'échangeur thermique 90, l'huile 13 ainsi refroidie traverse le module 12.1 et est déversée dans le volume de désaération 81 du réservoir froid 80. La pompe 50, dont l'actionnement est lié au fonctionnement de la turbine à gaz 9, n'est pas opérationnelle. La pompe 60, dont l'actionnement est lié à une rotation de l'hélice 3, transfère, quant à elle, l'huile 13 désaérée depuis le volume d'alimentation 83 vers le réducteur 10, l'huile 13 est ensuite récupérée en sortie du réducteur 10 pour être déversée dans le volume de désaération 71 du réservoir 70.

Les éléments identiques ou analogues à ceux précédemment décrits porteront une référence numérique identique à celle-ci dans la description qui suit d'un deuxième, troisième et quatrième mode de réalisation de l'invention.

Comme visible en figure 3, et selon un deuxième mode de réalisation de l'invention, le premier circuit 20 comprend un deuxième échangeur thermique 23 dont la deuxième source froide est un circuit 170 de carburant de la turbomachine 1. Le deuxième circuit 30
5 comprend un troisième échangeur thermique 33 dont la troisième source froide est un circuit 170 de carburant de la turbomachine 1. Le troisième circuit 40 comprend un quatrième échangeur thermique 43 dont la quatrième source froide est un circuit 170 de carburant de la turbomachine 1.

Comme visible en figure 4, et selon un troisième mode de réalisation de l'invention, le
10 premier circuit 20, le deuxième circuit 30 et le troisième circuit 40 comprennent respectivement un premier dispositif de filtration 24 d'huile 13, un deuxième dispositif de filtration 34 d'huile 13 et un troisième dispositif de filtration 44 d'huile 13.

Comme visible en figure 5, et selon un quatrième mode de réalisation de l'invention, le premier volume d'alimentation 73 et le deuxième volume d'alimentation 83 sont
15 fluidiquement reliés par une quatrième pompe de forçage 118.

Bien entendu, l'invention n'est pas limitée aux modes de réalisation décrits mais englobe toute variante entrant dans le champ de l'invention telle que définie par les revendications. En particulier,

20 - bien qu'ici le système de lubrification/refroidissement comprenne une troisième pompe qui relie fluidiquement la cinquième sortie du réservoir chaud à la septième entrée de l'échangeur thermique, l'invention s'applique également à une liaison fluidique de la cinquième sortie à la septième entrée comprenant un agencement de clapets commandés ou non et de bypass qui relie les première et deuxième pompes ;

25 - bien qu'ici la troisième pompe soit située entre la cinquième sortie et la septième entrée, l'invention s'applique également à d'autres implantations de la troisième pompe comme par exemple une implantation dans le quatrième circuit ;

- bien qu'ici la première pompe soit reliée mécaniquement à la turbine à gaz, l'invention s'applique à d'autres moyens de lier fonctionnellement la première pompe et
30 la turbine à gaz de manière à ce que la première pompe soit actionnée pendant toutes les

phases de fonctionnement de la turbine à gaz, comme par exemple une liaison de la première pompe à une prise de force mécanique du réducteur ;

- bien qu'ici les deuxième et troisième pompes soient reliées mécaniquement à l'hélice propulsive, l'invention s'applique à d'autres moyens de lier fonctionnellement la deuxième et/ou la troisième pompe et l'hélice propulsive de manière à ce que la première pompe soit actionnée pendant toutes les phases de fonctionnement de l'hélice propulsive, comme par exemple une liaison de la deuxième pompe et la troisième pompe à une prise de force mécanique du réducteur ;

- bien qu'ici les premier et deuxième réservoirs soient réunis au sein d'une même enceinte et séparés par une cloison, l'invention s'applique également à d'autres configurations comme par exemple une réunion des deux réservoirs dans une même enceinte sans être séparés par une cloison et dans lequel les cinquièmes entrée et sortie ainsi que les sixième entrée et sortie sont implantées de manière à prélever le fluide de lubrification et/ou refroidissement dans les volumes pertinents ;

- bien qu'ici les premier et deuxième réservoirs soient réunis au sein d'une même enceinte et séparés par une cloison, l'invention s'applique également à deux réservoirs définis par des enveloppes distinctes, physiquement séparées.

- bien qu'ici le volume de désaération ne soit pas séparé physiquement du volume d'alimentation (la désaération se faisant par décantation naturelle), l'invention s'applique également à d'autres configurations des volumes de désaération et d'alimentation comme par exemple un volume de désaération et un volume d'alimentation séparés physiquement par une paroi de tranquillisation ou encore par un désaérateur ;

- bien qu'ici l'échangeur soit un échangeur de type fluide/air, l'invention s'applique également à d'autres types d'échangeur thermique comme par exemple un échangeur fluide/fluide dont le circuit froid serait alimenté en carburant ou en liquide de refroidissement tel que de l'eau ;

- bien qu'ici les premier et deuxième volumes d'alimentation soient reliés par un événement, l'invention s'applique également à d'autres types de liaison fluide comme par exemple une conduite dans la cas de deux réservoirs distincts, un clapet commandé ou non, ou une pompe de forçage ;

- bien qu'ici le premier échangeur thermique soit un échangeur thermique fluide/air, l'invention s'applique également à d'autres types de premier échangeur thermique comme par exemple un échangeur fluide/fluide dans lequel le fluide de refroidissement peut être un circuit carburant de l'aéronef ;

5 - bien qu'ici les réservoirs comprennent des volumes de désaération et d'alimentation, il s'agit d'une désignation purement fonctionnelle et ces volumes ne sont pas nécessairement physiquement ségrégués ;

- bien qu'ici les liaisons entre les pompes et l'hélice soient des liaisons mécaniques directes par arbre de transmission, la liaison fonctionnelle entre les pompes et l'hélice peut se faire
10 selon d'autres chaînes cinématiques comme par exemple des arbres reliés au réducteur ou à une prise de mouvement couplée à l'arbre de sortie de la machine électrique.

(13) et un deuxième port de refoulement (62) de fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13);

- une troisième pompe (160) de circulation du fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13) comprenant un troisième port d'aspiration (161) du fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13) et un troisième port de refoulement (162) de fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13),

- un ensemble de réservoirs comportant un premier réservoir (70), dit réservoir chaud, de fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13) comprenant un premier volume de désaération (71) alimenté par une cinquième entrée (72) de fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13) ainsi qu'un premier volume d'alimentation (73) relié à une cinquième sortie (74) de fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13) ;

- l'ensemble de réservoirs comprenant également un deuxième réservoir (80), dit réservoir froid, de fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13) comprenant un deuxième volume de désaération (81) alimenté par une sixième entrée (82) de fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13) ainsi qu'un deuxième volume d'alimentation (83) relié à une sixième sortie (84) de fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13) ;

- un premier échangeur thermique (90) comprenant une septième entrée (91) et une septième sortie (92) de fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13), dans lequel :

- le premier circuit (20) relie le premier port de refoulement (52) et la cinquième entrée (72) ;

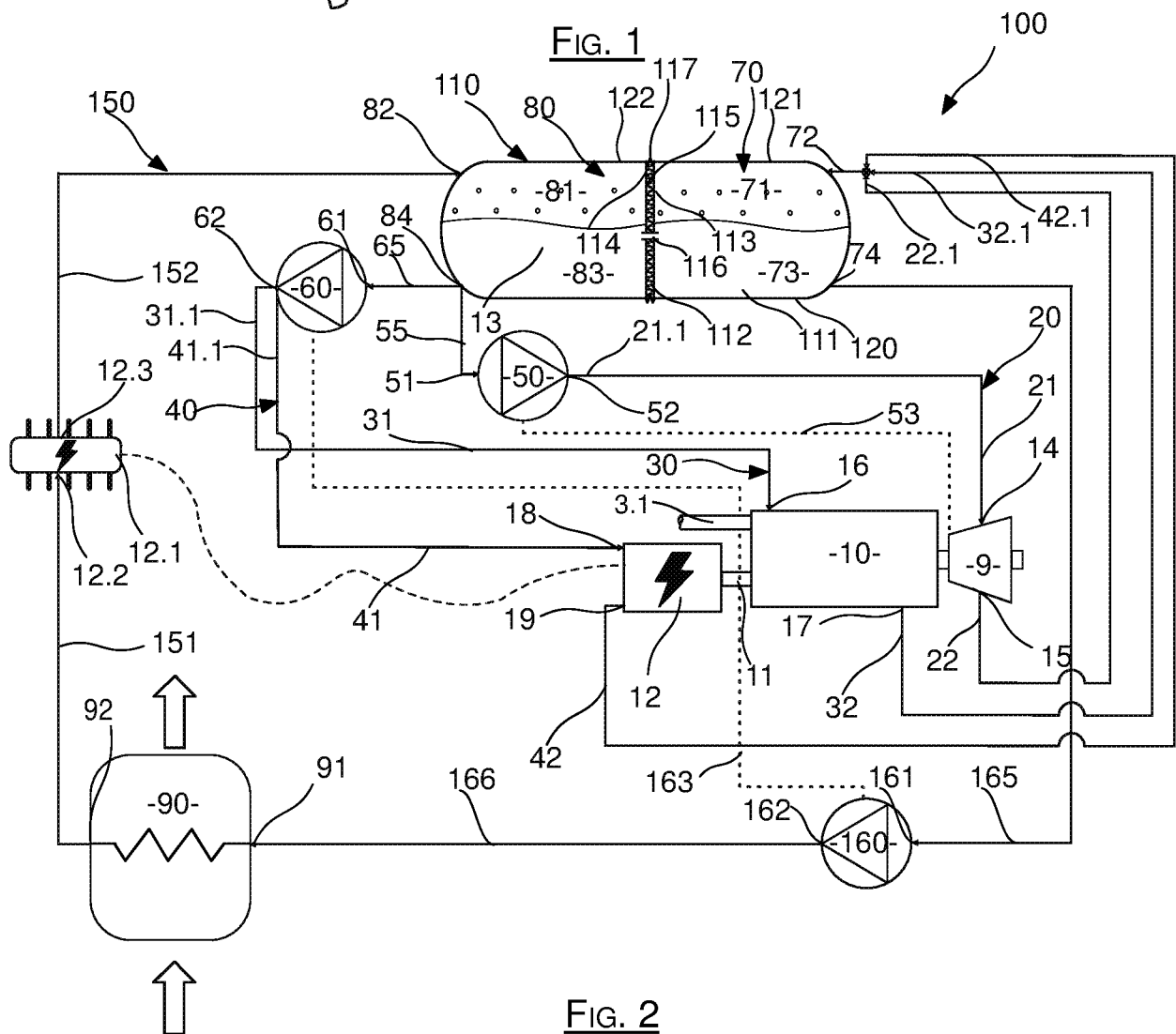
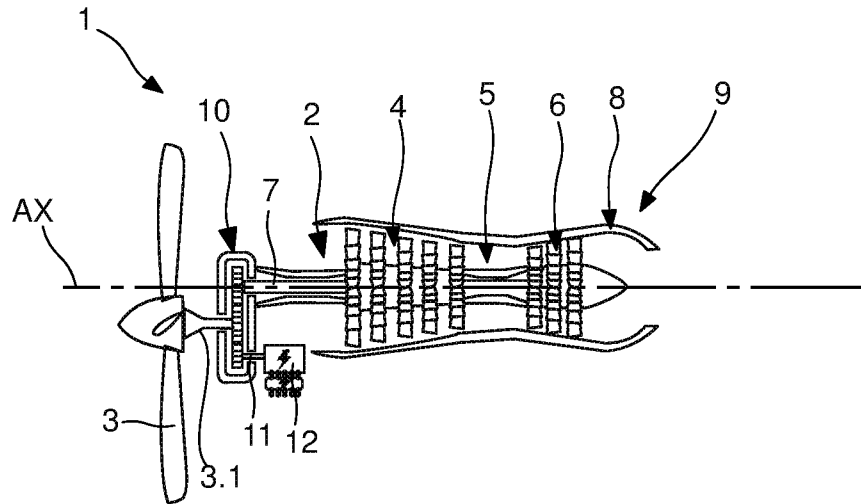
- le deuxième circuit (30) relie le deuxième port de refoulement (62) et la cinquième entrée (72) ;

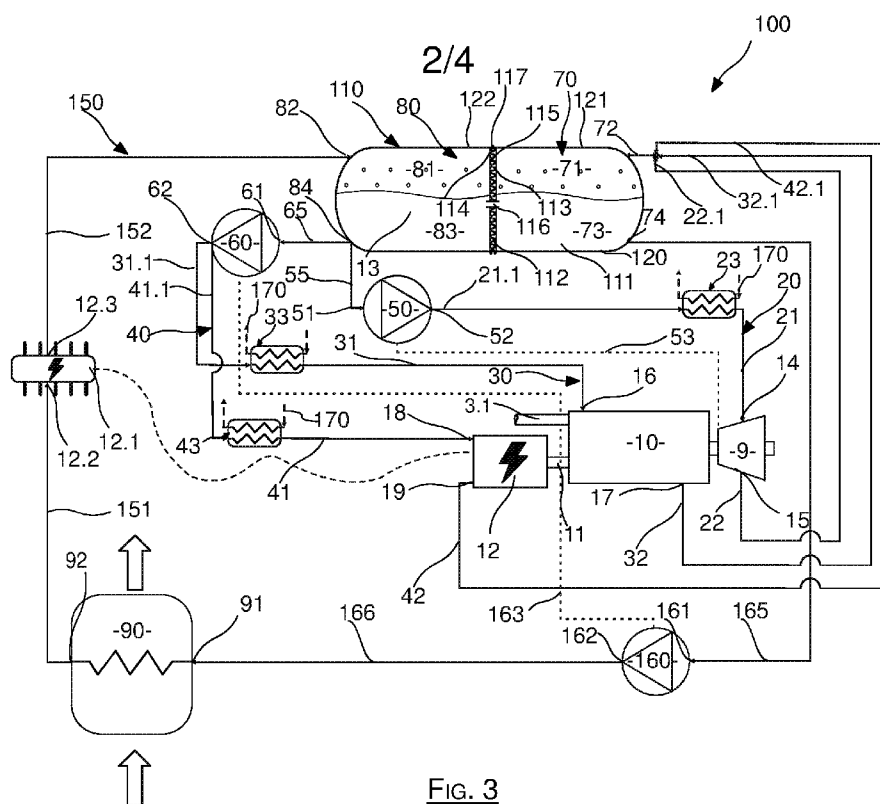
- le troisième circuit (40) relie le deuxième port de refoulement (62) et la cinquième entrée (72) ;

- le quatrième circuit (150) relie la septième sortie (92) et la sixième entrée (82) ;
 - la sixième sortie (84) est fluidiquement reliée au premier port d'aspiration (51) et au deuxième port d'aspiration (61);
 - 5 - la cinquième sortie (74) est fluidiquement reliée à la septième entrée (91) ;
 - la troisième pompe (160) étant située dans le quatrième circuit (150) ou entre la cinquième sortie (74) et la septième entrée (91) ; la première pompe (50) est fonctionnellement liée à la turbine à gaz (9)
 - 10 de manière à être actionnée pendant toutes les phases de fonctionnement de la turbine à gaz (9);
 - la deuxième pompe (60) est fonctionnellement liée à l'hélice propulsive (3) de manière à être actionnée pendant toutes les phases de fonctionnement de l'hélice propulsive (3) ;
 - 15 - la quatrième entrée est située en aval de la septième sortie.
2. Système de lubrification/refroidissement (100) selon la revendication 1, dans lequel le premier échangeur thermique (90) est un échangeur fluide/air dont la première source froide est de l'air et le premier
- 20 circuit (20) comprend un deuxième échangeur thermique (23) dont la deuxième source froide est un circuit de carburant de la turbomachine (1).
3. Système de lubrification/refroidissement (100) selon l'une
- 25 quelconque des revendications précédentes, dans lequel le deuxième circuit (30) comprend un troisième échangeur thermique (33) dont la troisième source froide est un circuit de carburant de la turbomachine (1) et/ou le troisième circuit (40) comprend un quatrième échangeur thermique (43) dont la quatrième source froide est un circuit de
- 30 carburant de la turbomachine (1).

4. Système de lubrification/refroidissement (100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel le premier circuit (20) et/ou le deuxième circuit (30) et/ou le troisième circuit (40) comprend un dispositif de filtration (24, 34, 44) du fluide de lubrification et/ou de refroidissement (13).
5. Système de lubrification/refroidissement (100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel la première pompe (50) et/ou la deuxième pompe (60) et/ou la troisième pompe (160) sont reliées à des prises de force mécanique du réducteur (10).
6. Système de lubrification/refroidissement (100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel le premier volume d'alimentation (73) et le deuxième volume de d'alimentation (83) sont fluidiquement reliés par une liaison fluidique (116).
7. Système de lubrification/refroidissement (100) selon la revendication 6, dans lequel la liaison fluidique (116) comprend une pompe de forçage (118).
8. Système de lubrification/refroidissement (100) selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel le premier réservoir (70) et le deuxième réservoir (80) sont réunis dans un même volume intérieur (111) d'une enceinte hydraulique (110).
9. Turbomachine (1) comprenant un système de lubrification/refroidissement (100) selon l'une quelconque des revendications 1 à 8.

1/4





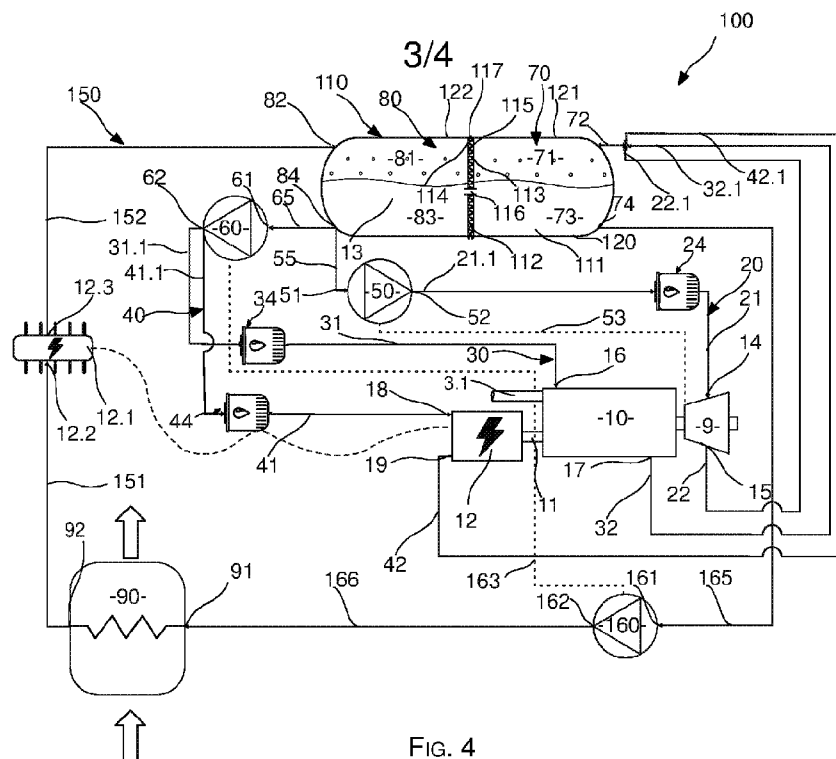


FIG. 4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/FR2024/050758

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER**F02C 7/06**(2006.01)i; **F02C 7/14**(2006.01)i; **F02K 5/00**(2006.01)i

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; F02K

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

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 2020277075 A1 (DUBREUIL JEAN [CA] ET AL) 03 September 2020 (2020-09-03) abstract figures	1-9
A	JP 2005054779 A (HITACHI LTD) 03 March 2005 (2005-03-03) abstract figures	1-9
A	EP 2166196 A2 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 24 March 2010 (2010-03-24) abstract figures	1-9

☐ 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

27 September 2024

Date of mailing of the international search report

11 October 2024

Name and mailing address of the ISA/EP

European Patent Office
p.b. 5818, Patentlaan 2, 2280 HV Rijswijk
Netherlands (Kingdom of the)

Telephone No. (+31-70)340-2040

Facsimile No. (+31-70)340-3016

Authorized officer

Matray, J

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/FR2024/050758

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)		Publication date (day/month/year)	
US	2020277075	A1	03 September 2020	CA	3132274	A1	10 September 2020
				EP	3931100	A1	05 January 2022
				US	2020277075	A1	03 September 2020
				US	2022185494	A1	16 June 2022
				WO	2020180366	A1	10 September 2020

JP	2005054779	A	03 March 2005	JP	4440722	B2	24 March 2010
				JP	2005054779	A	03 March 2005

EP	2166196	A2	24 March 2010	EP	2166196	A2	24 March 2010
				US	2010065374	A1	18 March 2010
				US	2012181112	A1	19 July 2012
				US	2012192974	A1	02 August 2012

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F02C7/06 F02C7/14 F02K5/00 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 F02K		
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		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 2020/277075 A1 (DUBREUIL JEAN [CA] ET AL) 3 septembre 2020 (2020-09-03) abrégé figures	1 - 9
A	JP 2005 054779 A (HITACHI LTD) 3 mars 2005 (2005-03-03) abrégé figures	1 - 9
A	EP 2 166 196 A2 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 24 mars 2010 (2010-03-24) abrégé figures	1 - 9
☐ 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 27 septembre 2024		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 11/10/2024
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 Matray, J

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2024/050758

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2020277075 A1	03-09-2020	CA 3132274 A1	10-09-2020
		EP 3931100 A1	05-01-2022
		US 2020277075 A1	03-09-2020
		US 2022185494 A1	16-06-2022
		WO 2020180366 A1	10-09-2020
JP 2005054779 A	03-03-2005	JP 4440722 B2	24-03-2010
		JP 2005054779 A	03-03-2005
EP 2166196 A2	24-03-2010	EP 2166196 A2	24-03-2010
		US 2010065374 A1	18-03-2010
		US 2012181112 A1	19-07-2012
		US 2012192974 A1	02-08-2012