

(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 2017/203155 A1

(43) Date de la publication internationale
30 novembre 2017 (30.11.2017)

WIPO | PCT

(51) Classification internationale des brevets :

F02C 7/36 (2006.01) *F02C 3/113* (2006.01)
F02C 7/32 (2006.01) *F16H 3/72* (2006.01)
F02C 3/107 (2006.01)

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.

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2017/051266

(22) Date de dépôt international :

23 mai 2017 (23.05.2017)

(25) Langue de dépôt :

français

(26) Langue de publication :

français

(30) Données relatives à la priorité :

1654644 24 mai 2016 (24.05.2016) FR

(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), eurasiatique (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))

(71) Déposant : **SAFRAN HELICOPTER ENGINES**
[FR/FR] ; 64510 BORDES (FR).

(72) Inventeurs : **FULLERINGER, Benjamin** ; Safran Aircraft Engines PI (AJJ), Rond-Point René Ravaud Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **CAZAUX, Yannick** ; Safran Aircraft Engines PI (AJJ), Rond-Point René Ravaud Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR). **LECOUVREUR, Damien** ; Safran Aircraft Engines PI (AJJ), Rond-Point René Ravaud Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).

(74) Mandataire : **GEVERS & ORES** ; 9 rue Saint Antoine du T, 31000 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, DJ, 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, KH, KN, KP, KR, KW, 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,

(54) Title: AIRCRAFT TURBINE ENGINE WITH EPICYCLIC REDUCTION GEAR HAVING A VARIABLE REDUCTION RATIO

(54) Titre : TURBOMACHINE D'AERONEF AVEC REDUCTEUR EPICYCLOIDAL A RAPPORT DE REDUCTION VARIABLE

(57) Abstract: The invention relates to an aircraft turbine engine, including at least one rotary body comprising a compressor rotor and a turbine rotor connected to one another by a rotor shaft, the turbine engine being configured to drive a member by said shaft via an epicyclic reduction gear (32), said reduction gear including at least one first element (50) configured to be rotatably secured to said shaft, at least one second element (56) rotatably secured to said member, and at least one third element (52) which is configured to be selectively secured to a stator of the turbine engine and separated from said stator, characterised in that it comprises means (82, 84) for rotating said third element which are configured to drive said third element at a predetermined speed when it is separated from said stator.

(57) Abrégé : Turbomachine d'aéronef, comportant au moins un corps tournant comprenant un rotor de compresseur et un rotor de turbine relié entre eux par un arbre de rotor, la turbomachine étant configurée pour entraîner un organe par ledit arbre par l'intermédiaire d'un réducteur épicycloïdal (32), ledit réducteur comportant au moins un premier élément (50) configuré pour être solidaire en rotation dudit arbre, au moins un second élément (56) solidaire en rotation dudit organe, et au moins un troisième élément (52) qui est configuré pour être sélectivement solidarisé à un stator de la turbomachine et désolidarisé de ce stator, caractérisée en ce qu'elle comprend des moyens (82, 84) d'entraînement en rotation dudit troisième élément qui sont configurés pour entraîner ledit troisième élément à une vitesse prédéterminée lorsqu'il est désolidarisé dudit stator.



WO 2017/203155 A1

TURBOMACHINE D'AERONEF AVEC REDUCTEUR EPICYCLOIDAL A
RAPPORT DE REDUCTION VARIABLE

DOMAINE TECHNIQUE

La présente invention concerne une turbomachine d'aéronef à
5 réducteur épicycloïdal permettant la réalisation d'un rapport de réduction
continument variable.

ETAT DE L'ART

Une turbomachine comprend un générateur de gaz comportant au
moins un étage compresseur, une chambre de combustion, et au moins un
10 étage de turbine. L'air est envoyé sous pression dans la chambre de
combustion grâce au(x) compresseur(s). Mélangé à un carburant, l'air
s'enflamme et entraîne la/les turbine(s). De la puissance est prélevée sur
la/les turbine(s) pour entraîner mécaniquement en retour le/les
compresseur(s).

15 En fonction de l'application visée, une turbomachine peut servir par
exemple à :

- propulser un aéronef en utilisant les gaz chauds en sortie de turbine
(turboréacteur), ou
- propulser un aéronef en prélevant de la puissance mécanique pour
20 entraîner une soufflante (turbofan ou turboréacteur) ou une hélice
(turbopropulseur) ou un rotor (turbomoteur ou APU – acronyme
d' Auxiliary Power Unit). Il existe en général deux types de
prélèvement :
 - o le prélèvement directement sur un corps du générateur de
25 gaz (dans le cas où le générateur de gaz est du type à turbine
liée)
 - o le prélèvement sur un étage de turbine (générateur de gaz du
type à turbine libre).

L'ensemble formé par un rotor de compresseur, un rotor de turbine
30 et un arbre reliant ces rotors, est appelé corps (tournant).

Dans certaines applications, telles que pour les hélicoptères, les turbomachines peuvent être à monocorps (figures 1 et 2). Le monocorps peut être associé à une turbine liée (figure 1) ou à une turbine libre (figure 2), c'est-à-dire à une turbine reliée ou non au corps du générateur de gaz.

5 Lorsque les puissances demandées deviennent importantes, le générateur de gaz nécessite un deuxième corps voire dans certains cas un troisième corps.

Dans l'application précitée des turbomoteurs d'hélicoptère à turbine liée, la puissance mécanique est prélevée directement sur le générateur de gaz. Le rotor de l'hélicoptère devant tourner à une vitesse quasi-constante pour toutes les phases de vol, le générateur de gaz tourne à iso-vitesse. Ainsi, on peut observer les avantages et inconvénients suivants :

- 15 - le fonctionnement du générateur de gaz est limité à une iso-vitesse en turbine liée, vitesse fixée par la vitesse cible du rotor et le rapport de réduction constant de la chaîne de transmission,
- la réactivité du moteur aux transitoires est bonne, puisque le générateur de gaz tourne déjà à la vitesse souhaitée (élevée), le taux de compression du compresseur étant disponible immédiatement,
- 20 - à pleine puissance, le moteur se rapproche de la ligne de pompage tout en offrant un bon rendement compresseur,
- à faible puissance, le générateur de gaz tourne rapidement, résultant en un rendement médiocre sur les charges partielles.
- une architecture moteur simplifiée,
- 25 - un besoin de recourir à un embrayage pour ne pas entraîner le rotor lors du démarrage moteur,
- une protection en survitesse électronique est suffisante compte tenu de l'inertie du générateur de gaz (absence de blindage).

Dans les architectures à turbine libre, la vitesse de rotation du générateur de gaz est variable et indépendante de la vitesse de rotation du rotor. La turbine libre est entraînée par les gaz en sortie de la turbine. La

vitesse du générateur de gaz augmente en fonction de la puissance à fournir à la turbine libre. Dans cette solution, le compresseur est entre autre optimisé pour travailler en « parallèle » de la ligne de pompage, garantissant un rendement compresseur satisfaisant. Ainsi, on peut observer les avantages et inconvénients suivants :

- le fonctionnement du générateur de gaz est limité à une ligne de fonctionnement en mode turbine libre, la vitesse de la turbine libre étant fixée par la vitesse cible du rotor et le rapport de réduction constant de la chaîne de transmission,
- un rendement moteur satisfaisant dans tout le domaine de vol,
- une marge au pompage quasi permanente rendant le pilotage plus aisé,
- une architecture moteur complexifiée (turbine libre et ses paliers sur amortisseur à compression de film d'huile, arbres surcritiques traversant conditionnant le diamètre des disques),
- un système complexe de protection de survitesse (blindage), et
- une réactivité limitée car l'amplitude de vitesse du générateur de gaz est importante.

Il est également connu d'entraîner la soufflante d'une turbomachine par l'intermédiaire d'un réducteur épicycloïdal relié au corps basse-pression, comme cela est décrit dans le document FR-A1-2 817 912.

Ainsi, la turbine BP peut d'une part tourner plus vite, réduisant le nombre d'étages nécessaires, et la soufflante peut quant à elle être augmentée en diamètre car tournant lentement. Cette solution simplifie l'architecture du générateur de gaz mais rajoute un composant : le réducteur. Le rapport de réduction est constant et permet d'optimiser la soufflante et la turbine HP différemment, en permettant de tourner à des vitesses différentes. Cette optimisation peut être faite sur un point de fonctionnement précis, mais ne s'adapte pas aux différentes phases de vol de l'aéronef.

Le choix du rapport de réduction du train épicycloïdal cité ci-avant permet une optimisation, mais ne permet pas au générateur de gaz de s'adapter librement aux variations de prélèvement qui lui sont demandées.

Afin de contourner ce problème, il est proposé dans le document
5 US-B-8,181,442 une transmission à variation continue (ou CVT en anglais) toroïdale, permettant de choisir via la position angulaire du satellite, le rapport de réduction de la CVT toroïdale. Cette technologie a ainsi permis une simplification du générateur de gaz par l'adoption d'une architecture type « turbine liée ». Cette transmission toroïdale a l'inconvénient de
10 compter sur le seul frottement pour transmettre le mouvement. De faibles couples sont ainsi transmissibles, ou de très fortes pré-charges sont nécessaires.

Pour une application hélicoptère, cette solution a les avantages suivants :

- permettre une simplification de l'architecture moteur (gain en coût et
15 poids) si elle est associée à une turbine liée, en supprimant l'arbre sur-critique traversant, en réduisant le diamètre des disques, et en supprimant le blindage de la turbine libre, et
- permettre une exploration de l'ensemble du domaine dans le champ compresseur et une stratégie d'optimisation des performances
20 moteur.

Elle présente toutefois les inconvénients suivants : elle ne permet pas de débrayer le rotor, imposant le recours à un embrayage, et elle ne permet pas de transmettre de forts couples, imposant une transmission supplémentaire en aval de la CVT toroïdale.

25 Enfin, on connaît également par le document FR-A1-2 405 367, une turbomachine dont le réducteur a sa couronne qui est configurée pour être sélectivement solidarisée à un stator de la turbomachine et désolidarisée de ce stator.

30 Un mode de réalisation du document WO-2015/006153-A2 et le document US-2014/290265-A1 décrivent et représentent chacun une turbomachine dont le réducteur a sa couronne qui est configurée pour être

entraînée en rotation pour faire varier le rapport de réduction du réducteur. Toutefois, les moyens d'entraînement ne peuvent être bloqués de manière fiable car ils ne peuvent être solidarisés au stator de la turbomachine.

D'autres modes de réalisation du document WO-2015/006153-A2 décrivent et représentent une turbomachine dont le réducteur a son porte-satellites qui est configurée pour être entraînée en rotation pour faire varier le rapport de réduction du réducteur et qui peut être sélectivement rendu solidaire d'un carter de la turbomachine. Toutefois, le choix d'un accouplement du porte-satellites du réducteur à des moyens d'entraînement ne permet pas d'obtenir une gamme de rapport de réduction adéquate.

La présente invention propose un perfectionnement aux technologies actuelles décrites ci-dessus.

EXPOSE DE L'INVENTION

L'invention propose à cet effet une turbomachine d'aéronef, comportant au moins un corps tournant comprenant un rotor de compresseur et un rotor de turbine reliés entre eux par un arbre de rotor, la turbomachine étant configurée pour entraîner un organe par ledit arbre par l'intermédiaire d'un réducteur épicycloïdal, ledit réducteur comportant au moins un premier élément solidaire en rotation dudit arbre, au moins un second élément configuré pour être solidaire en rotation dudit organe, et au moins un troisième élément qui est configuré pour être sélectivement solidarisé à un stator de la turbomachine et désolidarisé de ce stator, ladite turbomachine comprenant des moyens d'entraînement en rotation dudit troisième élément qui sont configurés pour entraîner ledit troisième élément à une vitesse pilotée lorsqu'il est désolidarisé dudit stator, caractérisée en ce que ledit troisième élément est relié audit stator par des moyens de freinage et en ce que lesdits moyens d'entraînement comprennent des moyens de liaison mécanique audit troisième élément et des moyens de prélèvement

mécanique de puissance sur ladite turbomachine ou sur une source extérieure à la turbomachine, les moyens d'entraînement étant configurés pour que la puissance prélevée par les moyens de prélèvement soient transmises par les moyens de liaison audit troisième élément en vue de son entraînement en rotation ; la mise en place d'une dérivation en cas de prélèvement sur la turbomachine peut permettre d'éviter de faire appel à une source extérieure d'énergie.

Le réducteur épicycloïdal est ainsi piloté, c'est-à-dire que la vitesse du troisième élément est pilotée de manière à maîtriser la vitesse de sortie du réducteur, c'est-à-dire la vitesse du second élément et de l'organe, selon une gamme de vitesse adéquate. Au contraire de la technique antérieure où le rapport de réduction n'est pas piloté, son rapport de réduction peut ici être adapté pour optimiser les performances de la turbomachine à plusieurs points de fonctionnement et/ou modifier la consigne de vitesse en sortie.

La turbomachine selon l'invention peut comprendre une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prises isolément les unes des autres ou en combinaison les unes avec les autres :

- ledit troisième élément est une couronne externe du réducteur,
- pour le cas d'un prélèvement sur la turbomachine, lesdits moyens de prélèvement mécanique sont configurés pour prélever une puissance sur ledit corps tournant ou sur ledit organe. Dans le cas où le prélèvement a lieu sur le corps tournant, ce prélèvement a lieu en amont du réducteur et, dans le cas où il a lieu sur l'organe, il a lieu en aval du réducteur,
- lesdits moyens de prélèvement mécanique sont reliés à un desdits éléments dudit réducteur,
- lesdits moyens de prélèvement sont réversibles, c'est-à-dire qu'ils sont aptes à fonctionner comme générateur ou moteur,
- lesdits moyens de liaison mécanique sont reliés auxdits moyens de prélèvement mécanique par un circuit électronique, électrique ou hydraulique,

- la turbomachine comprend un unique corps tournant, et
 - la turbomachine est un turbomoteur d'hélicoptère, ledit organe étant un rotor de l'hélicoptère, ou un turbopropulseur ou turbomoteur d'avion, ledit organe étant une hélice ou une soufflante, ou un APU, ledit organe étant un
- 5 équipement.

L'invention concerne aussi un procédé de commande d'une turbomachine du type précédemment décrit, caractérisé en ce qu'il comporte au moins :

- une étape de débrayage de l'arbre de rotor au cours de laquelle le
- 10 troisième élément est laissé libre de tourner; et/ou
- une étape de fonctionnement en réducteur lié, au cours de laquelle le troisième élément est bloqué par les moyens de freinage.

Selon une autre caractéristique de ce procédé plus spécifiquement associé à une turbomachine comportant des moyens de prélèvement

15 mécanique et des moyens d'entraînement en rotation du troisième élément constitués de moteurs-générateurs reliés par un circuit électrique, ce procédé comporte :

- une étape de démarrage au cours de laquelle la turbomachine est démarrée par au moins un des moteurs générateurs formant les moyens de
- 20 prélèvement mécanique et des moyens d'entraînement en rotation du troisième élément, et/ou

- une étape d'assistance de la turbomachine dans ses régimes transitoires par au moins un des moteurs générateurs formant les moyens de prélèvement mécanique et des moyens d'entraînement en rotation du

25 troisième élément, et/ou

- une étape de fourniture de puissance APU au cours de laquelle le second élément n'est pas entraîné en rotation et/ou est bloqué et dans laquelle au moins un des moteurs-générateurs formant les moyens de prélèvement mécanique et des moyens d'entraînement en rotation du

30 troisième élément est entraîné par la turbomachine.

Selon une autre caractéristique de ce procédé plus spécifiquement associé à une turbomachine dans laquelle les moyens de prélèvement mécanique sont étant agencés le réducteur et l'organe, ce procédé comporte en outre :

- 5 - une étape de freinage de l'organe au cours de laquelle au moins en rotation au cours de laquelle le moteur-générateur formant les moyens de prélèvement mécanique prélève de la puissance sur ledit organe, et/ou
- une étape de fourniture d'un pic de puissance au cours de laquelle le moteur-générateur formant les moyens de prélèvement mécanique
- 10 apporte de la puissance audit organe à partir d'une source de puissance extérieure, et/ou
- une étape de taxiage électrique au cours de laquelle, la turbomachine étant éteinte, le moteur-générateur formant les moyens de prélèvement mécanique apporte de la puissance audit organe à partir
- 15 d'une source de puissance extérieure.

DESCRIPTION DES FIGURES

L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques

20 et avantages de l'invention apparaîtront plus clairement à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés dans lesquels :

- les figures 1 et 2 sont des vues schématiques en coupe longitudinale de turbomachines à générateur de gaz monocorps, respectivement à turbine
- 25 liée et à turbine libre,
- la figure 3 est une vue schématique en coupe longitudinale d'une turbomachine à réducteur,
- la figure 4 est une vue à plus grande échelle d'une partie de la figure 3,
- la figure 5 est une vue schématique en perspective d'un réducteur de
- 30 turbomachine,

- la figure 6 est une vue correspondant à la figure 4 et illustre une caractéristique de l'invention,
- les figures 7 et 8 sont des vues très schématiques d'une turbomachine selon l'invention, et illustrent un premier mode de réalisation de l'invention,
- 5 et
- les figures 9 et 10 sont des vues très schématiques d'une turbomachine selon l'invention, et illustrent une variante de réalisation de l'invention,

DESCRIPTION DETAILLEE

10

Les figures 1 et 2 ont été brièvement commentées dans ce qui précède. Elles montrent une turbomachine d'aéronef monocorps. Dans la figure 1, la turbomachine comprend une turbine liée au corps du générateur de gaz et, dans la figure 2, la turbomachine comprend une turbine libre montée en aval de la turbine du corps du générateur de gaz.

15

Les figures 3 et 4 représentent schématiquement une turbomachine 10 d'aéronef à double corps et double flux.

20

La turbomachine 10 comporte de façon classique un générateur de gaz 12 comprenant un compresseur basse pression 14, un compresseur haute pression 18, une chambre de combustion 20, une turbine haute pression 22 et une turbine basse pression 16. Par la suite, les termes « amont » et « aval » sont considérés selon une direction principale F d'écoulement des gaz dans la turbomachine, cette direction F étant parallèle à l'axe longitudinal A de la turbomachine.

25

Les rotors du compresseur basse pression 14 et de la turbine basse pression 16 forment un corps basse pression ou BP, et sont reliés l'un à l'autre par un arbre basse pression ou BP 24 centré sur l'axe A. De même, les rotors du compresseur haute pression 18 et de la turbine haute pression 22 forment un corps haute pression ou HP, et sont reliés l'un à l'autre par un arbre haute pression ou HP 26 centré sur l'axe A et agencé autour de

30

l'arbre BP 24.

La turbomachine 10 comporte par ailleurs, à l'avant du générateur de gaz 12, une soufflante 28. Cette soufflante 28 est rotative selon l'axe A, et entourée d'un carter de soufflante 30. Elle est entraînée indirectement par l'arbre BP 24, au moyen d'un réducteur 32 agencé entre le corps BP et la soufflante 28, en étant disposé axialement entre cette dernière et le compresseur BP 14. La présence du réducteur 32 pour entraîner la soufflante 28 permet de prévoir un plus grand diamètre de soufflante, et favorise donc l'obtention d'un plus fort taux de dilution, assurant un gain de consommation en carburant.

10 Le réducteur 32 des figures 3 et 4 comprend un train épicycloïdal. Il est noté que, conventionnellement, le train est dit épicycloïdal lorsque la couronne du réducteur est fixe ou apte à être fixe en rotation.

Comme cela est mieux visible en figure 5, un réducteur épicycloïdal 32 comprend un arbre planétaire 50 centré sur l'axe A et solidaire en rotation de l'arbre basse pression 24, en étant agencé dans le prolongement amont de cet arbre 24.

Le réducteur 32 comporte par ailleurs une couronne extérieure 52 et des satellites 54 engrenant avec la couronne extérieure 52 et l'arbre planétaire 50 et porté par un arbre porte-satellites 56.

20 Dans le réducteur épicycloïdal 32, la couronne 52 est reliée fixement à un carter de stator du compartiment inter-veine 43, et le porte-satellites 56 est solidaire en rotation d'un arbre de soufflante 58, ce dernier portant en général les aubes de soufflante par l'intermédiaire d'un disque de soufflante.

25 La figure 6 représente une caractéristique importante de l'invention selon laquelle la couronne 52 du réducteur 32 est reliée par des moyens de freinage 60 au carter de stator ici du compartiment inter-veine 43.

Dans la position freinée, l'organe 60 solidarise la couronne 52 avec le stator. Le réducteur 32 a alors un fonctionnement classique de train épicycloïdal avec un rapport de réduction donné. Dans la position pilotée,

30

l'organe 60 désolidarise la couronne 52 du stator qui peut donc à ce moment être piloté par les moyens d'entraînement 82.

Dans les figures 7 et suivantes qui illustrent des variantes de réalisation de l'invention, les éléments décrits dans ce qui précède sont désignés par les mêmes chiffres de référence.

Les figures 7 et 8 illustrent une première variante de l'invention. Le principe consiste ici à piloter la vitesse de rotation de la couronne 52 du réducteur 32 afin de piloter la vitesse de sortie du réducteur 32 à savoir la vitesse de l'organe 80 entraîné par le réducteur, qui est une soufflante dans le cas précité mais qui pourrait être une hélice dans le cas d'un turbopropulseur ou un rotor dans le cas d'un turbomoteur d'hélicoptère ou un APU.

La turbomachine comprend des moyens 82 d'entraînement en rotation de la couronne 52 lorsqu'elle est désolidarisée du carter par l'intermédiaire des moyens de freinage 60. Dans les exemples représentés, les moyens d'entraînement sont reliés par des moyens 84 de liaison mécanique à la couronne et sont reliés à des moyens 85 de prélèvement mécanique de puissance sur le moteur. Comme illustré à la figure 8, la liaison entre les moyens de liaison mécanique et les moyens de prélèvement peut être réalisée au moyen d'un circuit 86 électrique, hydraulique ou électronique. Autrement dit, une partie de la puissance de la turbomachine est prélevée et dérivée par le circuit 86 pour entraîner en rotation la couronne.

Le choix de l'entraînement de la couronne permet de nécessiter un couple moindre pour son entraînement, et par conséquent, par rapport à une autre solution, de permettre l'utilisation de moyens 82 d'entraînement de dimension et masse réduites.

Dans le cas des figures 7 et 8, les moyens de prélèvement sont situés en aval (par référence à la direction de transmission mécanique) du réducteur 32, entre le réducteur et l'organe 80 à entraîner par ce dernier. Les moyens de prélèvement 85 peuvent être reliés mécaniquement par un

pignon 88 ou analogue à l'arbre de sortie du réducteur, comme c'est le cas dans l'exemple représenté.

Dans le cas des figures 9 et 10, les moyens de prélèvement 85 sont situés en amont du réducteur 32, entre le réducteur et le générateur de gaz 90. Les moyens de prélèvement 85 peuvent être reliés mécaniquement par un pignon 88 ou analogue à l'arbre d'entrée du réducteur, comme c'est le cas dans l'exemple représenté.

Les moyens d'entraînement 82 peuvent comprendre au moins un moteur et les moyens de prélèvement 85 peuvent comprendre au moins un générateur. A noter que les accouplements des moteurs et générateurs peuvent varier en fonction des applications. Des moteurs/générateurs coaxiaux avec les arbres peuvent être intéressants (synchrones ou entraînés en rotation par un système de transmission dédié). Des entraînements plus classiques par engrenages sont également possibles.

Les moyens 82, 85 précités peuvent être hydrauliques ou électriques, et réversibles (entraînés ou moteurs).

Les solutions décrites ci-avant permettent de définir un fonctionnement de la turbomachine selon plusieurs étapes individuelles.

Ainsi, les solutions décrites ci-avant ont l'avantage de résoudre les deux inconvénients du système CVT toroïdal cités ci-avant, à savoir :

- elles permettent de débrayer l'arbre de rotor 24, en laissant la couronne libre de tourner. Ainsi, le recours à un embrayage supplémentaire n'est plus nécessaire (gains en masse et coût) notamment pour les applications turbomoteur,
- elles permettent de transmettre de forts couples via une transmission de puissance principalement mécanique ; le recours à un réducteur supplémentaire n'est plus nécessaire (à nouveau, gains en masse et coût).

Cependant, une source de puissance supplémentaire est nécessaire pour l'asservissement de la couronne, dans cet exemple matérialisé par les organes de la branche de dérivation B.

Pour des raisons de sécurité évidentes, un tel système pourrait disposer d'un système de sécurité en cas de défaillance des organes de la branche de dérivation B. En effet, une défaillance du système de régulation pourrait revenir à libérer la couronne, débrayant ainsi le moteur qui partirait en survitesse. Les moyens de freinage 60, fermés par défaut, pourraient idéalement remplir cette fonction.

Une loi de recueil pourrait être définie pour permettre la mise en place des moyens de freinage 60. Le turbomoteur se comportera alors comme un turbomoteur à turbine liée, le blocage de la couronne conduisant à convertir le réducteur 32 à couronne pilotée en train épicycloïdal classique.

On notera que si le système à circuit électrique 86 permet plusieurs possibilités. Le démarrage du turbomoteur peut être effectué dans le cas de systèmes de dérivation électriques en utilisant les moteurs électriques existants. Ainsi, le maintien d'un générateur/démarrreur classique dédié n'est plus utile (gain de masse).

Par ailleurs, on notera que la seconde variante des figures 9 et 10 permet un démarrage du turbomoteur plus facile que la première variante des figures 7 et 8.

Dans le cadre de la première variante, il faudra de préférence gérer le démarrage en utilisant une loi qui reste à définir, en utilisant par exemple des moyens de prélèvement 85 et moyens d'entraînement 82 constitués de moteurs-générateurs pouvant alternativement fonctionner en moteur ou en générateur.

De la même manière et pour les deux variantes, les deux moteurs-générateurs du circuit de dérivation pourraient servir à

- assister le moteur principal dans ses transitoires,
- permettre des démarrages rapides en utilisant la puissance électrique disponible, et
- permettre des démarrages rapides en utilisant éventuellement l'inertie du rotor principal.

Une fois démarré, le moteur pourrait entraîner une des génératrices du réducteur 32 pour fournir de la puissance pour les besoins de l'aéronef (mode APU) tout en garantissant que le rotor de l'hélicoptère ou l'hélice de l'avion n'est pas entraîné en rotation. Ceci pourrait par exemple être

5 réalisé :

- dans la première variante en bloquant la sortie réducteur 32 (ex : avec le générateur - moyens de prélèvement 85 - et moyens de freinage), et en prélevant la puissance sur la couronne avec le
- 10 - dans la seconde variante, en prélevant la puissance sur le générateur 85 et en laissant la couronne libre de tourner.

Ainsi, dans le cas de la première variante, le générateur 85 du réducteur 32 pourrait remplacer avantageusement le générateur BTP. En effet, le générateur 85 est entraîné à vitesse constante sur une application

15 turbomoteur.

De même, dans le cas de la première variante, le générateur 85 du réducteur 32 pourrait permettre de freiner le rotor au sol après l'atterrissage par exemple. En fonction de la technologie de générateur 85 choisie, le générateur pourrait remplacer le frein de l'hélicoptère ou seulement

20 l'assister. Dans tous les cas, le générateur permettrait par exemple de récupérer l'énergie du rotor pour recharger les batteries.

De même, dans le cas de la première variante, le générateur 85 du réducteur 32 pourrait permettre plus aisément de fournir un pic de puissance (certes limité à une centaine de kW) pour assister le pilote à

25 l'autorotation par prélèvement électrique sur une source extérieure (ex : APU, batteries).

De même, dans le cas de la première variante, le générateur 85 du réducteur 32 pourrait permettre plus aisément de fournir de la puissance à l'hélice ou la soufflante d'un avion pour le taxiage électrique. Ainsi, on

30 pourrait envisager une hélice entraînée en rotation par un système

électrique, moteur éteint. La puissance devra alors provenir d'une puissance extérieure :

- batteries,
 - APU, ou
 - 5 - autre moteur allumé pour avion multi-moteurs.
- La présente invention permettrait :
- dans le cas d'un réducteur 32 associé à une turbine liée :
 - o de supprimer l'arbre sur-critique traversant, réduire le diamètre des disques, supprimer le blindage,
 - 10 o d'utiliser le générateur de gaz à des régimes et des puissances choisies librement, permettant des stratégies de pilotage variées et des gains en performances, tout en permettant une consigne de vitesse en sortie large
 - o de ne pas avoir recours à un embrayage pour démarrer le
 - 15 moteur,
 - dans le cas d'un réducteur 32 associé à une turbine libre :
 - o d'utiliser la turbine libre dans des plages de fonctionnement optimisées tout en permettant une consigne de vitesse en
 - 20 sortie large,
 - de remplir les fonctions de réducteur et de variation continue en même temps via le train épicycloïdal,
 - reste compatible de solutions d'hybridation identifiées, sans surpoids majeurs, car les moteurs-générateurs sont déjà présents pour le réducteur 32:
 - 25 o redémarrage, redémarrage rapide et assistance aux transitoires,
 - o communalisation de générateur avec la BTP (première variante),
 - o permettre un mode APU avec moteur allumé et rotor ou hélice
 - 30 arrêté,

- assistance (faible) à l'auto-rotation pour turbomachine et au taxiage électrique pour turbopropulseur, et
- frein de rotor principal avec moteur électrique sur l'arbre de sortie (première variante).

5 L'invention trouve particulièrement avantage à s'appliquer à une turbomachine d'aéronef monocorps, car celle-ci offre une grande réactivité aux régimes transitoires, le taux de compression du compresseur étant disponible immédiatement. En outre une telle turbomachine offre une architecture simplifiée.

REVENDICATIONS

1. Turbomachine (10) d'aéronef, comportant au moins un corps tournant comprenant un rotor de compresseur et un rotor de turbine reliés
5 entre eux par un arbre de rotor (24), la turbomachine étant configurée pour entraîner un organe (80) par ledit arbre par l'intermédiaire d'un réducteur épicycloïdal (32), ledit réducteur comportant au moins un premier élément (50) solidaire en rotation dudit arbre, au moins un second élément (56) configuré pour être solidaire en rotation dudit organe (80), et
10 au moins un troisième élément (52) qui est configuré pour être sélectivement solidarisé à un stator de la turbomachine et désolidarisé de ce stator, ladite turbomachine comprenant des moyens (82, 84) d'entraînement en rotation dudit troisième élément qui sont configurés pour entraîner ledit troisième élément à une vitesse pilotée lorsqu'il est
15 désolidarisé dudit stator, caractérisée en ce que ledit troisième élément est relié audit stator par des moyens de freinage (60) et en ce que lesdits moyens d'entraînement comprennent des moyens (84) de liaison mécanique audit troisième élément (82) et des moyens (85, 86) de prélevement mécanique de puissance sur ladite turbomachine ou sur une
20 source extérieure à la turbomachine, les moyens d'entraînement étant configurés pour que la puissance prélevée par les moyens de prélevement soient transmises par les moyens de liaison audit troisième élément en vue de son entraînement en rotation.
2. Turbomachine (10) selon la revendication 1, dans laquelle ledit
25 troisième élément est une couronne externe (52) du réducteur (32).
3. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, dans laquelle lesdits moyens d'entraînement sont réversibles.
4. Turbomachine (10) selon la revendication précédente, dans laquelle lesdits moyens de prélevement mécanique (85, 86) sont configurés pour
30 prélever une puissance sur ledit corps tournant ou sur ledit organe (80).

5. Turbomachine (10) selon la revendication précédente, dans laquelle lesdits moyens de prélèvement mécanique (85, 86) sont reliés à un desdits éléments dudit réducteur (32).
6. Turbomachine (10) selon l'une des revendications 3 à 5, dans laquelle lesdits moyens de liaison mécanique (84) sont reliés auxdits moyens de prélèvement mécanique par un circuit électronique, électrique ou hydraulique (86).
7. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce qu'elle comprend un unique corps tournant.
- 10 8. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce qu'elle est un turbomoteur d'hélicoptère, ledit organe étant un rotor de l'hélicoptère, ou un turbopropulseur ou turbomoteur d'avion, ledit organe étant une hélice ou une soufflante, ou un APU.
9. Procédé de commande d'une turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte au moins :
- 15 - une étape de débrayage de l'arbre de rotor (24) au cours de laquelle le troisième élément (52) est laissé libre de tourner; et/ou
- une étape de fonctionnement en réducteur lié, au cours de laquelle le troisième élément est bloqué par les moyens de freinage (60).
- 20 10. Procédé de commande d'une turbomachine (10) selon l'une des revendications 6 à 8, comportant des moyens de prélèvement mécanique (85) et des moyens (82) d'entraînement en rotation du troisième élément constitués de moteurs-générateurs reliés par un circuit électrique (86), caractérisé en ce qu'il comporte :
- 25 - une étape de démarrage au cours de laquelle la turbomachine (10) est démarrée par au moins un des moteurs générateurs formant les moyens de prélèvement mécanique (85) et des moyens (82) d'entraînement en rotation du troisième élément, et/ou
- une étape d'assistance de la turbomachine (10) dans ses régimes
- 30 transitoires par au moins un des moteurs générateurs formant les moyens

de prélèvement mécanique (85) et des moyens (82) d'entraînement en rotation du troisième élément, et/ou

- une étape de fourniture de puissance APU au cours de laquelle le second élément (56) n'est pas entraîné en rotation et/ou est bloqué et dans laquelle au moins un des moteurs-générateurs formant les moyens de prélèvement mécanique (85) et des moyens (82) d'entraînement en rotation du troisième élément est entraîné par la turbomachine.

11. Procédé de commande d'une turbomachine (10) selon la revendication précédente, comportant des moyens de prélèvement mécanique (85) et des moyens (82) d'entraînement en rotation du troisième élément constitués de moteurs-générateurs reliés par un circuit électrique (86), les moyens de prélèvement mécanique (85) étant agencés le réducteur et l'organe (80), caractérisé en ce qu'il comporte en outre :

- une étape de freinage de l'organe (80) au cours de laquelle au moins en rotation au cours de laquelle le moteur-générateur formant les moyens de prélèvement mécanique (85) prélève de la puissance sur ledit organe (80), et/ou

- une étape de fourniture d'un pic de puissance au cours de laquelle le moteur-générateur (80) formant les moyens de prélèvement mécanique (85) apporte de la puissance audit organe (80) à partir d'une source de puissance extérieure, et/ou

- une étape de taxiage électrique au cours de laquelle, la turbomachine (10) étant éteinte, le moteur-générateur formant les moyens de prélèvement mécanique (85) apporte de la puissance audit organe (80) à partir d'une source de puissance extérieure.

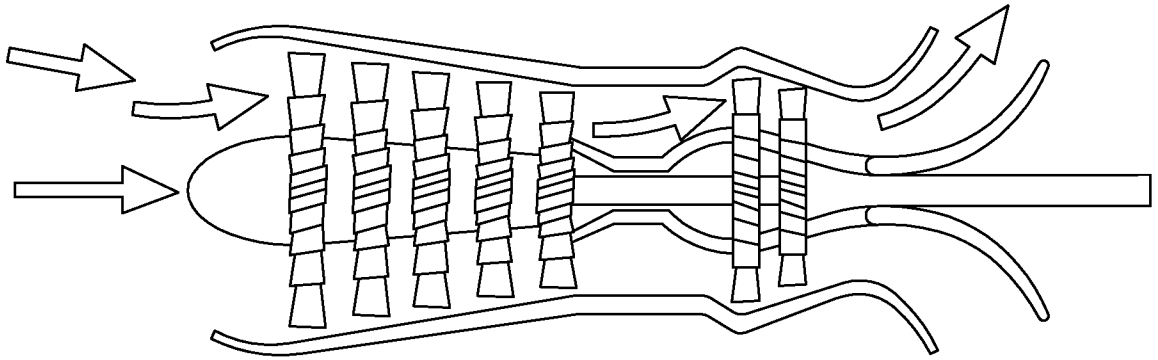


Fig. 1

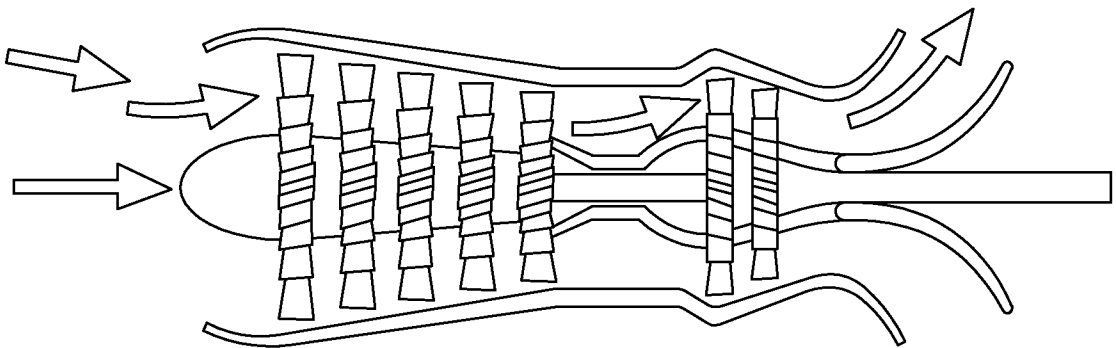


Fig. 2

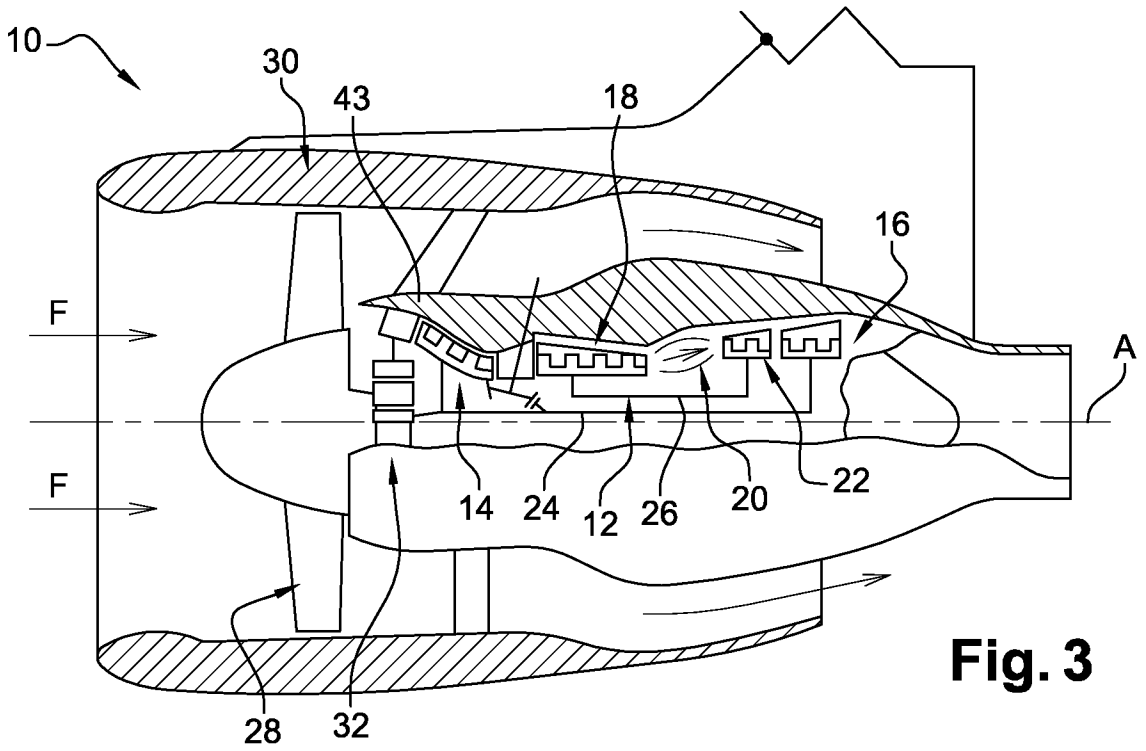


Fig. 3

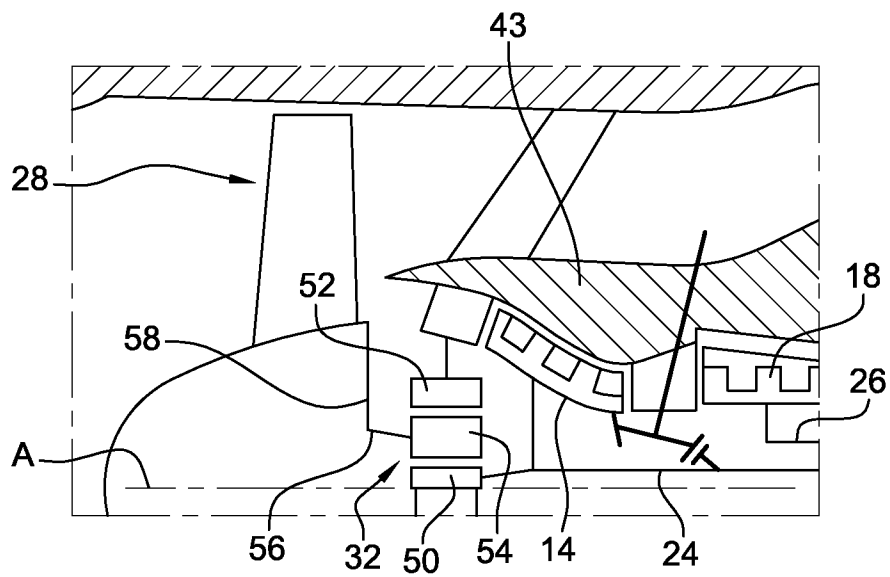


Fig. 4

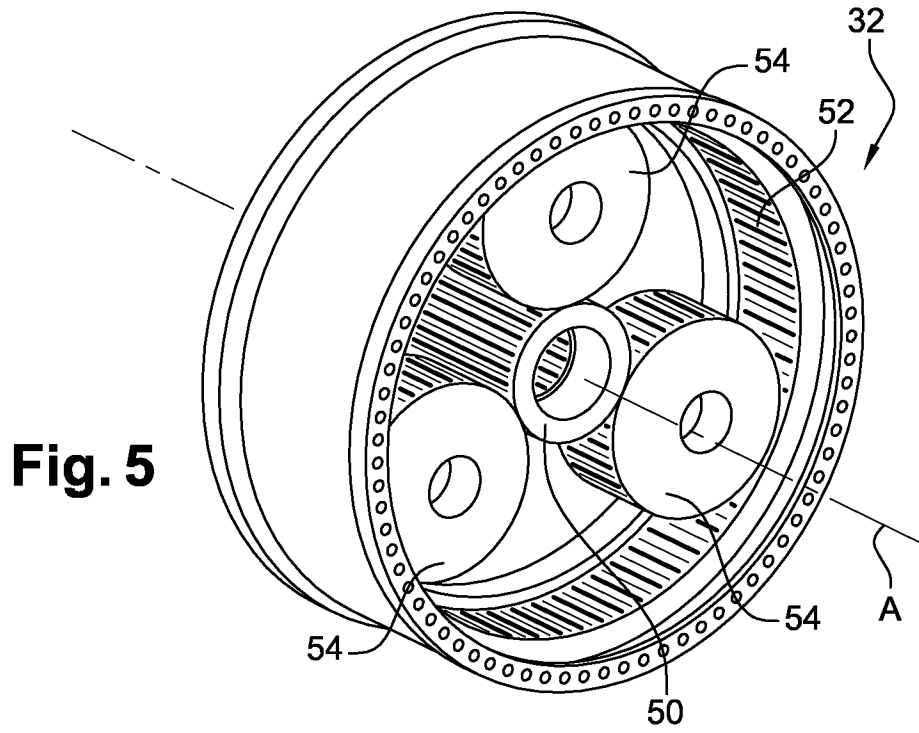


Fig. 5

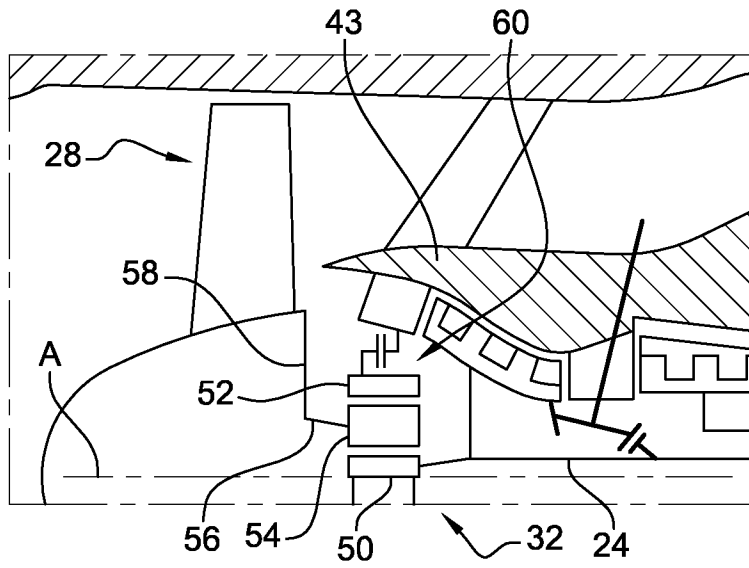


Fig. 6

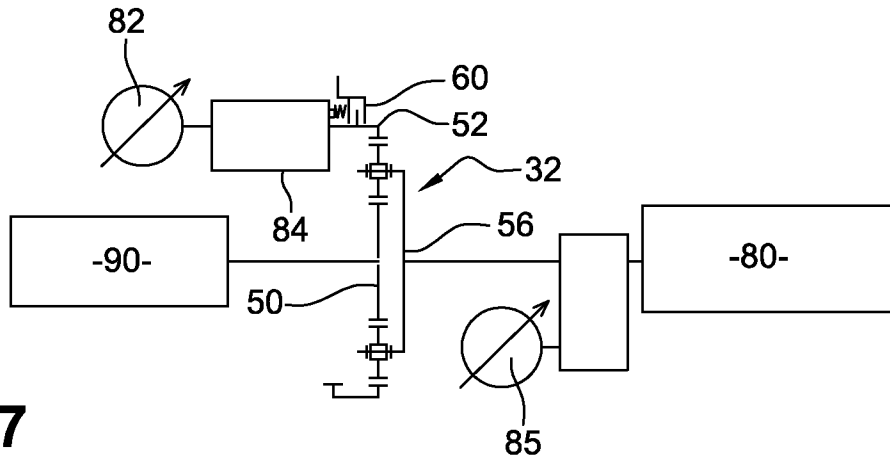


Fig. 7

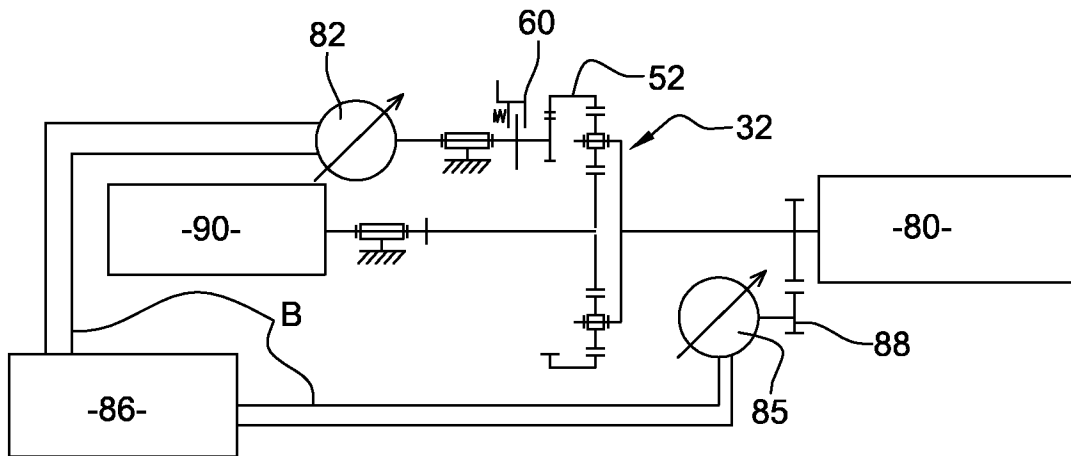


Fig. 8

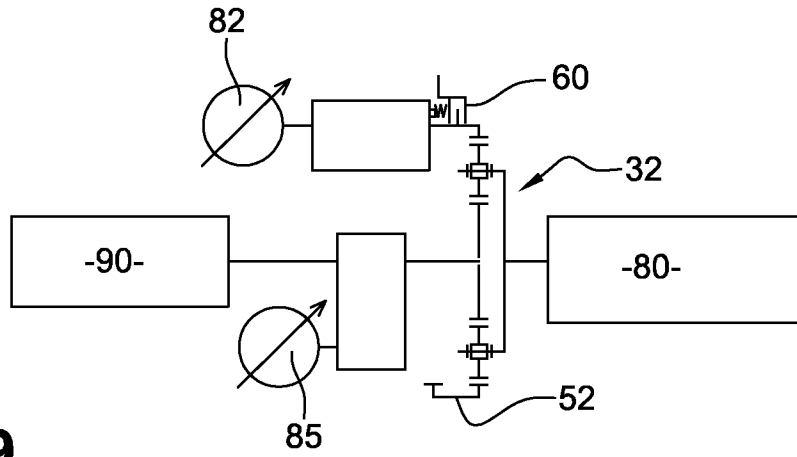


Fig. 9

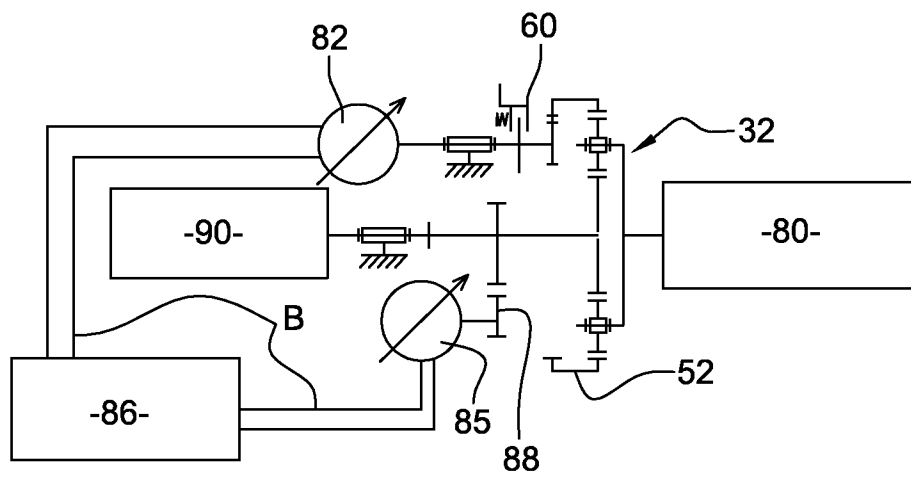


Fig. 10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2017/051266

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
 INV. F02C7/36 F02C7/32 F02C3/107 F02C3/113 F16H3/72
 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 F16H
 Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)
 EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	WO 2015/006153 A2 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 15 January 2015 (2015-01-15) paragraph [0041] paragraph [0047] - paragraph [0067] figures	1-11
Y	US 2014/290265 A1 (ULLYOTT RICHARD [CA] ET AL) 2 October 2014 (2014-10-02) paragraph [0003] paragraph [0016] - paragraph [0025] paragraph [0028] - paragraph [0037] paragraph [0039] - paragraph [0040] abstract; figures	1-11
	----- -/--	

Further documents are listed in the continuation of Box C. See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

<p>"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance</p> <p>"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date</p> <p>"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)</p> <p>"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means</p> <p>"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed</p>	<p>"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</p> <p>"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</p> <p>"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</p> <p>"&" document member of the same patent family</p>
---	---

Date of the actual completion of the international search 18 August 2017	Date of mailing of the international search report 28/08/2017
--	---

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 O'Shea, Gearóid
--	--

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2017/051266

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>US 5 997 426 A (ITO HIDEKI [JP] ET AL) 7 December 1999 (1999-12-07) column 1, line 5 - line 13 column 5, line 66 - column 7, line 67 column 9, line 55 - column 10, line 15 abstract; figures 1,2,8</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1,2,4,5
A	<p>US 2005/014600 A1 (CLAUSON LUKE W [US]) 20 January 2005 (2005-01-20) paragraph [0020] - paragraph [0023] paragraph [0026] - paragraph [0032] paragraph [0035] abstract; figures 1,2</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-3

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2017/051266

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
WO 2015006153	A2	15-01-2015	EP 3019709 A2 18-05-2016
			US 2016369702 A1 22-12-2016
			WO 2015006153 A2 15-01-2015

US 2014290265	A1	02-10-2014	CA 2841405 A1 30-07-2014
			US 2014290265 A1 02-10-2014

US 5997426	A	07-12-1999	CA 2198582 A1 04-09-1997
			CN 1160827 A 01-10-1997
			CN 1375646 A 23-10-2002
			DE 69706729 D1 25-10-2001
			DE 69706729 T2 11-07-2002
			EP 0794360 A1 10-09-1997
			JP H09296851 A 18-11-1997
			US 5997426 A 07-12-1999

US 2005014600	A1	20-01-2005	US 2005014600 A1 20-01-2005
			US 2008223640 A1 18-09-2008
			US 2013225352 A1 29-08-2013
			WO 2005007439 A2 27-01-2005

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2017/051266

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F02C7/36 F02C7/32 F02C3/107 F02C3/113 F16H3/72 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 F16H		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	WO 2015/006153 A2 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 15 janvier 2015 (2015-01-15) alinéa [0041] alinéa [0047] - alinéa [0067] figures -----	1-11
Y	US 2014/290265 A1 (ULLYOTT RICHARD [CA] ET AL) 2 octobre 2014 (2014-10-02) alinéa [0003] alinéa [0016] - alinéa [0025] alinéa [0028] - alinéa [0037] alinéa [0039] - alinéa [0040] abrégé; figures ----- -/--	1-11
<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 18 août 2017		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 28/08/2017
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 O'Shea, Gearóid

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>US 5 997 426 A (ITO HIDEKI [JP] ET AL) 7 décembre 1999 (1999-12-07) colonne 1, ligne 5 - ligne 13 colonne 5, ligne 66 - colonne 7, ligne 67 colonne 9, ligne 55 - colonne 10, ligne 15 abrégé; figures 1,2,8</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1,2,4,5
A	<p>US 2005/014600 A1 (CLAUSON LUKE W [US]) 20 janvier 2005 (2005-01-20) alinéa [0020] - alinéa [0023] alinéa [0026] - alinéa [0032] alinéa [0035] abrégé; figures 1,2</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-3

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2017/051266

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
WO 2015006153 A2	15-01-2015	EP 3019709 A2 US 2016369702 A1 WO 2015006153 A2	18-05-2016 22-12-2016 15-01-2015
US 2014290265 A1	02-10-2014	CA 2841405 A1 US 2014290265 A1	30-07-2014 02-10-2014
US 5997426 A	07-12-1999	CA 2198582 A1 CN 1160827 A CN 1375646 A DE 69706729 D1 DE 69706729 T2 EP 0794360 A1 JP H09296851 A US 5997426 A	04-09-1997 01-10-1997 23-10-2002 25-10-2001 11-07-2002 10-09-1997 18-11-1997 07-12-1999
US 2005014600 A1	20-01-2005	US 2005014600 A1 US 2008223640 A1 US 2013225352 A1 WO 2005007439 A2	20-01-2005 18-09-2008 29-08-2013 27-01-2005