(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
21 juillet 2016 (21.07.2016)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2016/113489 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64C 27/04 (2006.01) *F02C 3/10* (2006.01)
B64D 35/08 (2006.01) *F02C 6/02* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2016/050038

(22) Date de dépôt international :
11 janvier 2016 (11.01.2016)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1550209 12 janvier 2015 (12.01.2015) FR

(71) Déposant : **TURBOMECA** [FR/FR]; 64510 Bordes (FR).

(72) Inventeurs : **MARIN, Jean Philippe, Jacques**; Résidence Clos Bel-Air, Quartier Chapelle de Rousse, 64110 Jurancon (FR). **GALLOT, Matthieu**; Chemin de l'Eglise, 64330 Ribarrouy (FR). **ETCHEPARE, Philippe**; 19 avenue du 18ème RI, 64000 Pau (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, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible)* : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Suite sur la page suivante]

(54) **Title** : DEVICE AND METHOD FOR CONTROLLING AN AUXILIARY ENGINE SUITABLE FOR SUPPLYING THRUST POWER TO THE ROTOR OF A HELICOPTER

(54) **Titre** : DISPOSITIF ET PROCÉDÉ DE RÉGULATION D'UN MOTEUR AUXILIAIRE ADAPTÉ POUR FOURNIR UNE PUISSANCE PROPULSIVE AU ROTOR D'UN HÉLICOPTÈRE

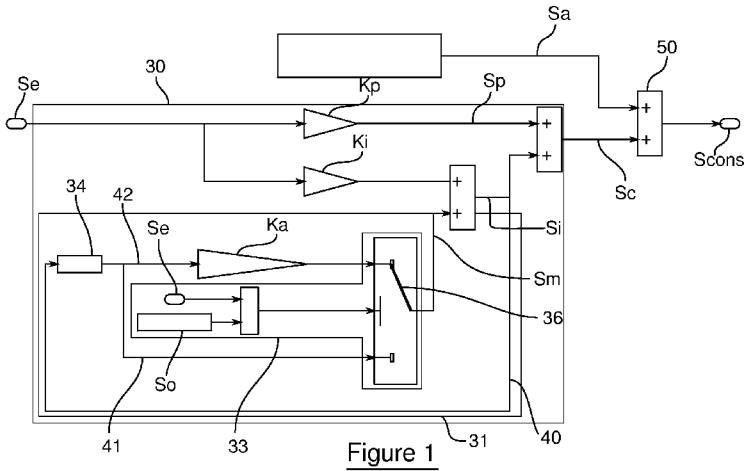


Figure 1

(57) **Abstract** : The invention relates to a device for controlling an auxiliary engine (8) including a gas generator and a free turbine suitable for being connected mechanically to the rotor (12) of a helicopter in order to supply same with thrust power, characterised in that said control device includes a proportional-plus-integral controller (30) having proportional gain (Kp) and integral gain (Ki), which are functions of the speed of rotation of said gas generator, said controller (30) being configured to receive an error signal representing a speed error of said free turbine, and to generate a signal (Sc) for correcting the drive speed of said gas generator obtained by adding a signal which is proportional to said error signal according to said proportional gain (Kp), and an integrated signal (Si), resulting from adding a signal which is proportional to said error signal according to said integral gain (Ki) and a memory signal (Sm), provided by a feedback loop (31) of said integrated signal (Si), said memory signal (Sm) being dependent on a measurement that represents the speed of rotation of said free turbine.

(57) **Abrégé** :

[Suite sur la page suivante]

WO 2016/113489 A1

WO 2016/113489 A1

Publiée :

— *avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))*

L'invention concerne un dispositif de régulation d'un moteur (8) auxiliaire comprenant un générateur de gaz et une turbine libre adaptée pour pouvoir être reliée mécaniquement au rotor (12) d'un hélicoptère pour lui fournir une 10 puissance propulsive, caractérisé en ce que ledit dispositif de régulation comprend un régulateur (30) proportionnel-intégral présentant un gain proportionnel (Kp) et un gain intégral (Ki), fonctions de la vitesse de rotation dudit générateur de gaz, ledit régulateur (30) étant configuré pour recevoir un signal d'erreur représentatif d'une erreur de vitesse de ladite turbine libre, et pour 15 générer un signal (Sc) de correction de la vitesse d'entrainement dudit générateur de gaz obtenu par l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant ledit gain proportionnel (kp), et d'un signal (Si) intégré, résultant de l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant ledit gain intégral (Ki) et d'un signal (Sm) mémoire, fournit par une boucle (31) de 20 rétroaction dudit signal (Si) intégré, ledit signal (Sm) mémoire étant dépendant d'une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre.

DISPOSITIF ET PROCÉDÉ DE RÉGULATION D'UN MOTEUR AUXILIAIRE ADAPTÉ POUR FOURNIR UNE PUISSANCE PROPULSIVE AU ROTOR D'UN HÉLICOPTÈRE

1. Domaine technique de l'invention

L'invention concerne la régulation des moteurs auxiliaires agencés au sein des architectures des hélicoptères multi-moteurs, et en particulier la régulation des moteurs auxiliaires adaptés pour fournir un surplus de puissance propulsive en complément de la puissance propulsive fournie par les moteurs principaux de l'hélicoptère.

2. Arrière-plan technologique

Les hélicoptères sont généralement équipés de moteurs principaux qui servent à la propulsion de l'hélicoptère et d'un ou plusieurs moteurs auxiliaires. Les moteurs auxiliaires sont des petites turbines à gaz (généralement désignés par l'acronyme anglais APU pour *Auxiliary Power Unit*) dont la fonction principale est de fournir de la puissance non propulsive – électrique, mécanique, hydraulique et/ou pneumatique – dans les phases de vol où les moteurs principaux ne sont pas en mesure de le faire (au sol, dans les phases de décollage ou d'atterrissage, dans les phases de recherche, etc.).

Il a également été proposé par le demandeur, notamment dans la demande de brevet FR 2 992 024, d'utiliser les moteurs auxiliaires, non seulement pour fournir de la puissance non propulsive, mais également pour apporter, dans certaines phases du vol, un surplus de puissance propulsive, en complément de la puissance propulsive des moteurs principaux.

Dans le cadre d'une telle utilisation d'un moteur auxiliaire, à la fois pour la fourniture de puissances propulsive et non propulsive, l'une des difficultés qui se pose maintenant est de pouvoir réguler ce moteur auxiliaire avec un statisme faible et maitrisé, de manière à pouvoir adapter la puissance propulsive délivrée par ce moteur en fonction des conditions de vol de l'hélicoptère. Il se pose notamment le problème de pouvoir réguler le moteur auxiliaire sans impacter le

fonctionnement des moteurs principaux.

3. Objectifs de l'invention

L'invention vise donc à fournir un dispositif et un procédé de régulation d'un moteur auxiliaire d'un hélicoptère adapté pour fournir de la puissance propulsive en complément des moteurs principaux.

L'invention vise en particulier à fournir un dispositif et un procédé de régulation d'un moteur auxiliaire qui ne nécessite pas d'équilibrage avec les moteurs principaux de l'hélicoptère.

L'invention vise aussi à fournir un dispositif et un procédé de régulation d'un moteur auxiliaire qui n'impacte pas le fonctionnement et les performances des moteurs principaux. En d'autres termes, l'invention vise à fournir un procédé de régulation qui est transparent pour le pilote de l'hélicoptère.

L'invention vise aussi à fournir une architecture d'un hélicoptère comprenant un dispositif de régulation selon l'invention.

4. Exposé de l'invention

Pour ce faire, l'invention concerne un dispositif de régulation d'un moteur auxiliaire comprenant un générateur de gaz et une turbine libre adaptée pour pouvoir être reliée mécaniquement au rotor d'un hélicoptère pour lui fournir une puissance propulsive en complément d'une puissance propulsive fournie par des moteurs principaux.

Un dispositif de régulation selon l'invention est caractérisé en ce qu'il comprend un régulateur proportionnel-intégral présentant un gain proportionnel et un gain intégral, fonctions de la vitesse de rotation dudit générateur de gaz dudit moteur auxiliaire de l'hélicoptère, ledit régulateur étant configuré pour recevoir un signal représentatif d'une erreur de vitesse de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire, dit signal d'erreur, et pour générer un signal de correction de la vitesse d'entrainement dudit générateur de gaz dudit moteur auxiliaire, ledit signal de correction étant obtenu par l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant ledit gain proportionnel, et d'un signal, dit signal intégré, résultant de l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant ledit gain intégral et d'un signal, dit signal mémoire, fournit par une boucle de

rétroaction dudit signal intégré, ledit signal mémoire étant dépendant d'une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire.

Un dispositif de régulation d'un moteur auxiliaire selon l'invention permet donc de réguler la vitesse de fonctionnement du moteur auxiliaire sans nécessiter un échange de données entre ce moteur auxiliaire et les moteurs principaux de l'hélicoptère. En particulier, un dispositif de régulation selon l'invention permet une régulation de la puissance propulsive fournie par le moteur auxiliaire au rotor de l'hélicoptère sans imposer un équilibrage avec les moteurs principaux. Le dispositif de régulation est autonome et se fonde uniquement sur la vitesse de rotation de la turbine libre et la vitesse de rotation du générateur de gaz du moteur auxiliaire.

En entrée, le dispositif de régulation reçoit un signal d'erreur qui est obtenu par exemple par un soustracteur apte à calculer la différence entre une vitesse de consigne et une mesure de la vitesse de la turbine libre.

Un signal de correction est alors déterminé par l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur, et d'un signal, dit signal intégré, ledit signal intégré étant obtenu par l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant ledit gain intégral et d'un signal, dit signal mémoire, fournit par une boucle de rétroaction dudit signal intégré, ledit signal mémoire étant dépendant d'une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire.

Avantageusement et selon l'invention, ladite boucle de rétroaction comprend :

- un premier circuit configuré pour fournir un signal mémoire qui est une image dudit signal intégré,
- un deuxième circuit configuré pour fournir un signal mémoire proportionnel audit signal intégré suivant un gain, dit gain d'annulation, inférieur à 1,
- un sélecteur configuré pour sélectionner ledit premier circuit ou ledit deuxième circuit en fonction des résultats d'un test sur une

mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire.

Selon cette variante, le signal intégré qui est obtenu par l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur et d'un signal mémoire, est obtenu soit par une régulation intégrale classique (premier circuit de la boucle de rétroaction), soit par une régulation intégrale compensée (deuxième circuit de la boucle de rétroaction, aussi désigné dans la suite comme le circuit de compensation) dont la boucle de retour est corrigée d'un gain d'annulation de la mémoire. Le choix entre les deux types de régulation s'effectue suivant un test sur une mesure représentative de la vitesse de rotation de la turbine libre dudit moteur auxiliaire.

En d'autres termes, selon cette variante avantageuse, la régulation intégrale fournit une correction qui est soit une image de l'erreur intégrée de façon classique (premier circuit de la boucle), soit une correction qui tend à s'annuler (circuit de compensation). Dans le premier cas, le dispositif de régulation se comporte alors comme un régulateur proportionnel-intégral classique. Dans le second cas, le signal en sortie d'intégrateur s'annule progressivement lorsque l'erreur d'asservissement de la vitesse de rotation de la turbine libre est faible (car régulée par les moteurs principaux) et le dispositif de régulation permet une régulation du moteur sur le point de fonctionnement cible choisi. En d'autres termes, un dispositif de régulation selon cette variante présente deux modes de fonctionnement dépendant des résultats d'un test sur une mesure représentative de la vitesse de rotation de la turbine libre du moteur auxiliaire.

Avantageusement et selon l'invention, ledit test réalisé par ledit sélecteur consiste à comparer ledit signal d'erreur avec un seuil de statisme prédéterminé de sorte à pouvoir activer ledit premier circuit si l'erreur de vitesse est supérieure audit seuil de statisme prédéterminé et à activer ledit deuxième circuit si l'erreur de vitesse est inférieure audit seuil, de manière à ce que ledit signal intégré s'annule progressivement.

Selon cette variante, si l'erreur de régulation est supérieure au seuil de statisme prédéterminé, le régulateur se comporte comme un régulateur proportionnel-intégral classique. En revanche, si l'erreur de régulation est

inférieure au seuil de statisme prédéterminé, le régulateur peut entrainer le moteur auxiliaire à fonctionner sur le point de fonctionnement cible choisi, par exemple au niveau de son anticipation de puissance.

En d'autres termes, pour une phase de vol sans variation rapide de la puissance nécessaire, le dispositif de régulation permet, en annulant progressivement l'intégrateur, de réguler le moteur sur le point de fonctionnement choisi.

Pour une phase de vol nécessitant une variation rapide de puissance, le régulateur retrouve un comportement de régulateur proportionnel-intégral classique.

Selon une autre variante, ledit gain d'annulation de ladite deuxième boucle est fonction de l'erreur de vitesse de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire.

Selon cette variante, le gain d'annulation est une fonction de l'erreur de la vitesse de la turbine libre du moteur auxiliaire, ce qui permet de supprimer le sélecteur à condition de seuil.

Avantageusement, un dispositif de régulation selon l'invention, comprend en outre un additionneur configuré pour additionner ledit signal de correction généré par ledit régulateur proportionnel-intégral et un signal correspondant à un point de fonctionnement cible dudit moteur auxiliaire dépendant desdites conditions de vol de l'hélicoptère, pour fournir un signal de consigne audit générateur de gaz dudit moteur auxiliaire.

L'invention concerne également une architecture d'un hélicoptère multi-moteurs comprenant un groupe de puissance propulsive comprenant des moteurs principaux adaptés pour être reliés à une boite de transmission de puissance entrainant un rotor de l'hélicoptère, et un moteur auxiliaire comprenant un générateur à gaz et une turbine libre, ledit moteur auxiliaire étant adapté pour pouvoir être relié d'une part à un réseau de bord de l'hélicoptère pour pouvoir alimenter au sol ledit réseau de bord en énergie électrique, et d'autre part audit groupe de puissance propulsive pour pouvoir apporter un surplus de puissance propulsive au cours d'un vol de l'hélicoptère.

Une architecture selon l'invention est caractérisée en ce que ladite

architecture comprend en outre un dispositif de régulation dudit moteur auxiliaire selon l'invention, de manière à pouvoir adapter au cours d'un vol de l'hélicoptère la puissance propulsive fournie par ledit moteur auxiliaire audit groupe de puissance propulsive, indépendamment de tout équilibrage entre lesdits moteurs principaux et le moteur auxiliaire.

Une architecture selon l'invention permet de disposer d'un moteur auxiliaire qui fournit de la puissance non propulsive, et notamment électrique, au réseau de bord de l'hélicoptère, lorsque l'hélicoptère est au sol, et qui fournit de la puissance propulsive au cours de certaines phases de vol, cette puissance propulsive étant régulée sans nécessiter un équilibrage de puissance avec les moteurs principaux de l'hélicoptère.

Une architecture selon l'invention est donc particulièrement performante et permet d'optimiser l'utilisation d'un moteur auxiliaire sans néanmoins impacter le fonctionnement des autres organes de l'architecture, et notamment les moteurs principaux.

L'invention concerne également un hélicoptère comprenant une architecture selon l'invention.

L'invention concerne également un procédé de régulation d'un moteur auxiliaire adapté pour fournir de la puissance propulsive à un rotor d'hélicoptère, caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :

- réception d'un signal représentatif d'une erreur de vitesse de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire, dit signal d'erreur,
- génération d'un signal de correction de la vitesse d'entrainement dudit générateur de gaz dudit moteur auxiliaire résultant de l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant un gain proportionnel, et d'un signal, dit signal intégré, résultant de l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant un gain intégral et d'un signal, dit signal mémoire, dépendant d'une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire.

Avantageusement et selon l'invention, ledit signal mémoire est un signal

obtenu par une sélection entre un signal image dudit signal intégré et un signal proportionnel audit signal intégré suivant un gain, dit gain d'annulation, inférieur à 1, la sélection dépendant des résultats d'un test sur une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire.

En d'autres termes, selon cette variante, la régulation intégrale est une régulation obtenue par une sélection entre une régulation intégrale classique et une régulation intégrale, dite de compensation, obtenue en rebouclant l'intégrateur avec un gain inférieur à 1, la sélection dépendant des résultats d'un test sur une mesure représentative de la vitesse de rotation de la turbine libre dudit moteur auxiliaire.

Avantageusement et selon l'invention, ledit test de sélection consiste à comparer ledit signal d'erreur avec un seuil de statisme prédéterminé et à choisir ledit signal image du signal intégré si l'erreur de vitesse, en valeur absolue, est supérieure audit seuil de statisme prédéterminé et à choisir ledit signal proportionnel audit signal intégré suivant ledit gain d'annulation si l'erreur de vitesse, en valeur absolue, est inférieure audit seuil.

En d'autres termes, la régulation intégrale classique est choisie si l'erreur de vitesse est supérieure audit seuil de statisme prédéterminé et la régulation intégrale compensée est choisie si l'erreur de vitesse est inférieure audit seuil.

Le dispositif de régulation selon l'invention met avantageusement en œuvre le procédé de régulation selon l'invention, et le procédé de régulation selon l'invention est avantageusement mis en œuvre par un dispositif de régulation selon l'invention.

L'invention concerne également un dispositif de régulation, une architecture, un hélicoptère et un procédé de régulation caractérisés en combinaison par tout ou partie des caractéristiques mentionnées ci-dessus ou ci-après.

5. Liste des figures

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

- la figure 1 est une vue schématique d'un dispositif de régulation selon un mode de réalisation de l'invention selon un premier mode de fonctionnement,
- la figure 2 est une vue schématique d'un dispositif de régulation selon un mode de réalisation selon un second mode de fonctionnement,
- la figure 3 est une vue schématique d'une architecture d'un hélicoptère selon un mode de réalisation de l'invention,
- la figure 4 est une vue schématique d'un hélicoptère selon un mode de réalisation de l'invention,
- la figure 5 est une vue schématique d'un procédé de régulation selon un mode de réalisation de l'invention.

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

Sur la figure, les échelles et les proportions ne sont pas strictement respectées et ce, à des fins d'illustration et de clarté.

La figure 3 illustre de manière simplifiée une architecture d'un hélicoptère bimoteurs selon un mode de réalisation de l'invention. Sur la figure 3, seul un moteur 10 principal est représenté à des fins de clarté, l'autre moteur étant identique et relié symétriquement à une boite 11 de transmission de puissance, elle-même reliée au rotor 12 de l'hélicoptère. Les moteurs principaux, tel que le moteur principal 10 représenté, comportent un générateur de gaz 20 formé d'un ensemble constitué d'un compresseur 21 couplé à une chambre de combustion 22, elle-même couplée à une turbine 23. Le moteur comporte également une turbine libre 3 entraînant un arbre de transmission de puissance 31. Le générateur de gaz 20 et la turbine libre 3 sont disposés entre une entrée d'air 14 et une tuyère d'échappement des gaz 15.

En fonctionnement, la chambre 22 est alimentée en carburant par des injecteurs 24, dans lesquels de l'air comprimé par le compresseur 21 est également aspiré. La combustion du mélange air/carburant dans la chambre 22 fournit des gaz énergétiques de vélocité élevée. Ces gaz chauds sont détendus d'abord dans la turbine 23 qui entraîne mécaniquement le compresseur 21 via un

arbre haute-pression 25 d'entraînement, puis dans la turbine libre 3.

Le moteur principal 10 transmet de la puissance mécanique au rotor 12 de l'hélicoptère et à des équipements ou accessoires via une boîte de réduction de vitesse 6, elle-même reliée à une boite 11 de transmission de puissance.

L'architecture selon l'invention comprend également un moteur auxiliaire 8 qui comporte, comme les moteurs principaux, un générateur de gaz 81 comprenant un compresseur 8a, une chambre de combustion 86 et une turbine 8c. Le moteur auxiliaire comprend également une turbine libre 8d. L'arbre d'entraînement 82 de la turbine libre 8d du moteur auxiliaire 8 est couplé à une génératrice électrique 83 qui transforme l'énergie mécanique transmise par l'arbre 82 en énergie électrique. Le moteur auxiliaire 8 est donc capable de fournir de l'énergie électrique non propulsive à un réseau 9 de bord de l'hélicoptère.

Le moteur auxiliaire est également relié à la boite 11 de transmission de puissance par un mécanisme 84 débrayable commandé de manière à pouvoir fournir, sur commande, de la puissance propulsive au rotor de l'hélicoptère, dans certaines phases du vol de l'hélicoptère.

L'architecture comprend en outre un dispositif de régulation 7 de la vitesse du moteur auxiliaire 8. Ce dispositif 7 de régulation reçoit une information représentative de la vitesse 7a du rotor de l'hélicoptère, une information représentative de la vitesse 7b de rotation de la turbine libre 8d du moteur auxiliaire 8 et fournit en sortie une consigne 7c de vitesse. Cette consigne de vitesse est par exemple convertie en une consigne de carburant injecté dans la chambre 86 de combustion.

Dans la suite, le dispositif de régulation 7 va être expliqué en détail, notamment en lien avec les figures 1 et 2.

Le dispositif de régulation 7 comprend un régulateur proportionnel-intégral 30 présentant un gain proportionnel *Kp* et un gain intégral *Ki*, fonctions de la vitesse de rotation du générateur de gaz 8a du moteur auxiliaire 8.

Le régulateur 30 est configuré pour recevoir un signal *Se* représentatif d'une erreur de vitesse 7b de la turbine libre 8d du moteur auxiliaire 8. Ce signal *Se* est désigné dans tout le texte par les termes de signal d'erreur.

Le régulateur 30 est en outre configuré pour générer un signal de correction *Sc* de la vitesse d'entrainement du générateur de gaz 81 du moteur auxiliaire 8.

Pour ce faire, le régulateur 30 comprend un module proportionnel comprenant un gain proportionnel *Kp* de manière à fournir un signal proportionnel *Sp* au signal d'erreur. Le régulateur 30 comprend également un module intégral comprenant un gain intégral *Ki* et une boucle de rétroaction 31 de manière à fournir un signal intégré *Si*. Les gains *Kp* et *Ki* sont fonctions de la vitesse de rotation du générateur de gaz 81 du moteur auxiliaire 8.

La boucle 31 de rétroaction du module intégral comprend deux circuits 41, 42 et un sélecteur 33 configuré pour définir lequel des deux circuits doit être activé suivant les conditions. Les premier et deuxième circuits 41, 42 partagent en commun la partie 40 de la boucle 31 de rétroaction qui véhicule une image du signal *Si* jusqu'à chacun des deux circuits.

Le premier circuit 41 est configuré pour fournir un signal mémoire *Sm* qui est une image du signal *Si* intégré,

Le deuxième circuit 42 est configuré pour fournir un signal *Sm* mémoire proportionnel audit signal *Si* intégré suivant un gain *Ka* d'annulation, inférieur à 1, de telle manière que le signal intégré *Si* obtenu en sorti du module intégrateur s'annule progressivement lorsque l'erreur d'asservissement est faible. Ce deuxième circuit 42 forme donc un circuit de compensation.

Le sélecteur 33 est configuré pour sélectionner le premier circuit ou le deuxième circuit en fonction des résultats d'un test sur une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire.

Le signal intégré *Si* est donc obtenu soit par une régulation intégrale classique soit par une régulation intégrale compensée dont la boucle de retour est corrigée d'un gain d'annulation *Ka*, ce choix s'effectuant sur la base d'un critère basé sur une mesure représentative de la vitesse de rotation de la turbine libre du moteur auxiliaire.

La boucle 31 de rétroaction comprend en outre un temporisateur 34 pour décaler dans le temps le signal intégré *Si* qui est fournit à chacun des deux circuits

41, 42.

Le sélecteur 33 comprend deux entrées : une entrée reliée au circuit de compensation 42 et une entrée reliée au premier circuit 41. Le sélecteur comprend une sortie délivrant le signal mémoire *Sm* sélectionné.

Le sélecteur 33 comprend en outre un comparateur configuré pour comparer le signal d'erreur *Se* avec un seuil *So* de statisme prédéterminé.

Le sélecteur est configuré pour relier l'entrée du sélecteur reliée au premier circuit à la sortie si le comparateur indique que l'erreur de vitesse, en valeur absolue, est supérieure au seuil de statisme prédéterminé. Autrement dit, le sélecteur fournit le signal intégré *Si* comme signal mémoire *Sm* si l'erreur de vitesse, en valeur absolue, est supérieure au seuil de statisme prédéterminé.

Le sélecteur est également configuré pour relier l'entrée reliée au circuit de compensation à la sortie si le comparateur indique que l'erreur de vitesse, en valeur absolue, est inférieure au seuil de statisme prédéterminé. Autrement dit, le sélecteur fournit le signal délivré par le circuit de compensation comme signal *Sm* mémoire si l'erreur de vitesse est inférieure, en valeur absolue, audit seuil *So*. Dans ce cas, le signal intégré *Si*, en sortie d'intégrateur s'annule progressivement.

La figure 1 est une vue schématique du dispositif de régulation sur laquelle le sélecteur est basculé dans la position correspondant à la compensation mise en œuvre par le circuit de compensation. Autrement dit, la sortie du sélecteur fournit le signal mémoire visant à annuler le signal intégré *Si*. La figure 2 est une vue schématique du dispositif de régulation sur laquelle le sélecteur est basculé dans la position de non compensation. Autrement dit, la sortie du sélecteur fournit le signal intégré. Les deux positions – de compensation et de non compensation – sont schématisées par la position de l'interrupteur 36.

Le dispositif de régulation comprend également un additionneur 50 configuré pour additionner le signal de correction *Sc* généré par le régulateur proportionnel-intégral 30 et un signal *Sa* correspondant à un point de fonctionnement cible du moteur auxiliaire dépendant des conditions de vol de l'hélicoptère, pour fournir un signal de consigne *Scons* au générateur de gaz du moteur auxiliaire.

Selon un autre mode de réalisation non représenté sur les figures, le gain d'annulation du circuit de compensation est fonction de l'erreur de vitesse de rotation de la turbine libre du moteur auxiliaire, ce qui permet de remplacer le sélecteur 33 et la condition de seuil *So*.

La figure 4 est une vue schématique d'un hélicoptère comprenant deux moteurs principaux 10, 16, et un moteur 8 auxiliaire reliés à une boite de transmission de puissance 11. Le moteur 8 auxiliaire est régulé par un dispositif de régulation selon l'invention.

La figure 5 est une vue schématique d'un procédé de régulation selon un mode de réalisation de l'invention.

Il comprend une étape 61 de réception d'un signal représentatif d'une erreur de vitesse de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire, dit signal d'erreur, et une étape 62 de génération d'un signal de correction de la vitesse d'entrainement du moteur auxiliaire résultant de l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur, et d'un signal, dit signal intégré, résultant de l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant un gain intégral *Ki* et d'un signal, dit signal *Sm* mémoire, dépendant d'une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur 8 auxiliaire.

Le procédé selon l'invention est avantageusement mis en œuvre par un dispositif de régulation selon l'invention et un dispositif de régulation selon l'invention met avantageusement en œuvre un procédé selon l'invention.

REVENDICATIONS

1. Dispositif de régulation d'un moteur (8) auxiliaire comprenant un générateur de gaz et une turbine libre adaptée pour pouvoir être reliée mécaniquement au rotor (12) d'un hélicoptère pour lui fournir une puissance propulsive en complément d'une puissance propulsive fournie par des moteurs (10) principaux, caractérisé en ce que ledit dispositif de régulation comprend un régulateur (30) proportionnel-intégral présentant un gain proportionnel (Kp) et un gain intégral (Ki), fonctions de la vitesse de rotation dudit générateur de gaz dudit moteur (8) auxiliaire de l'hélicoptère, ledit régulateur (30) étant configuré pour recevoir un signal représentatif d'une erreur de vitesse de ladite turbine libre dudit moteur (8) auxiliaire, dit signal (Se) d'erreur, et pour générer un signal (Sc) de correction de la vitesse d'entrainement dudit générateur de gaz dudit moteur auxiliaire, ledit signal (Sc) de correction étant obtenu par l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant ledit gain proportionnel (kp), et d'un signal, dit signal (Si) intégré, résultant de l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant ledit gain intégral (Ki) et d'un signal, dit signal (Sm) mémoire, fournit par une boucle (31) de rétroaction dudit signal (Si) intégré, ledit signal (Sm) mémoire étant dépendant d'une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur (8) auxiliaire.

2. Dispositif de régulation selon la revendication 1, caractérisé en ce que ladite boucle (31) de rétroaction comprend :

- un premier circuit (41) configuré pour fournir un signal (Sm) mémoire qui est une image dudit signal (Si) intégré,
- un deuxième circuit (42) configuré pour fournir un signal (Sm) mémoire proportionnel audit signal (Si) intégré suivant un gain, dit gain (Ka) d'annulation, inférieur à 1,
- un sélecteur (33) configuré pour sélectionner ledit premier circuit (41) ou ledit deuxième circuit (42) en fonction des résultats d'un test sur une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire.

3. Dispositif de régulation selon la revendication 2, caractérisé en ce que ledit test réalisé par ledit sélecteur (33) consiste à comparer ledit signal (Se) d'erreur avec un seuil (So) de statisme prédéterminé de sorte à pouvoir activer ledit premier circuit (41) si l'erreur de vitesse, en valeur absolue, est supérieure audit seuil (So) de statisme prédéterminé et à activer ledit deuxième circuit (42) si l'erreur de vitesse, en valeur absolue, est inférieure audit seuil (So), de manière à ce que ledit signal intégré s'annule progressivement.

4. Dispositif de régulation selon l'une des revendications 2 ou 3, caractérisé en ce que ledit gain (Ka) d'annulation dudit deuxième circuit (42) est fonction de l'erreur de vitesse de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire.

5. Dispositif de régulation selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un additionneur (50) configuré pour additionner ledit signal (Sc) de correction généré par ledit régulateur (30) proportionnel-intégral et un signal (Sa) correspondant à un point de fonctionnement cible dudit moteur auxiliaire dépendant desdites conditions de vol de l'hélicoptère, pour fournir un signal (Scons) de consigne audit générateur de gaz dudit moteur auxiliaire.

6. Architecture d'un hélicoptère multi-moteurs comprenant un groupe de puissance propulsive comprenant des moteurs (10) principaux adaptés pour être reliés à une boite (11) de transmission de puissance entrainant un rotor (12) de l'hélicoptère, et un moteur (8) auxiliaire comprenant un générateur à gaz et une turbine libre, ledit moteur auxiliaire étant adapté pour pouvoir être relié d'une part à un réseau (9) de bord de l'hélicoptère pour pouvoir alimenter au sol ledit réseau de bord en énergie électrique, et d'autre part audit groupe de puissance propulsive pour pouvoir apporter un surplus de puissance propulsive au cours d'un vol de l'hélicoptère, caractérisée en ce que ladite architecture comprend en outre un dispositif (7) de régulation dudit moteur (8) auxiliaire selon l'une des revendications 1 à 5, de manière à pouvoir adapter au cours d'un vol de l'hélicoptère la puissance propulsive fournie par ledit moteur (8) auxiliaire audit groupe de puissance propulsive, indépendamment de tout équilibrage entre lesdits moteurs principaux et le moteur auxiliaire.

7. Hélicoptère comprenant une architecture selon la revendication 6.

8. Procédé de régulation d'un moteur (8) auxiliaire comprenant un générateur de gaz et une turbine libre adaptée pour fournir de la puissance propulsive à un rotor d'hélicoptère, caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :

- réception (61) d'un signal représentatif d'une erreur de vitesse de ladite turbine libre dudit moteur auxiliaire, dit signal d'erreur,
- génération (62) d'un signal de correction de la vitesse d'entrainement dudit générateur de gaz dudit moteur auxiliaire résultant de l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant un gain proportionnel (kp), et d'un signal, dit signal (Si) intégré, résultant de l'addition d'un signal proportionnel audit signal d'erreur suivant un gain intégral (Ki) et d'un signal, dit signal (Sm) mémoire, dépendant d'une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur (8) auxiliaire.

9. Procédé selon la revendication 8, caractérisé en ce que ledit signal (Sm) mémoire est un signal obtenu par une sélection entre un signal image dudit signal (Si) intégré et un signal proportionnel audit signal (Si) intégré suivant un gain, dit gain (Ka) d'annulation, inférieur à 1, la sélection dépendant des résultats d'un test sur une mesure représentative de la vitesse de rotation de ladite turbine libre dudit moteur (8) auxiliaire.

10. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce que ledit test de sélection consiste à comparer ledit signal (Se) d'erreur avec un seuil (So) de statisme prédéterminé et à choisir ledit signal image du signal (Si) intégré si l'erreur de vitesse, en valeur absolue, est supérieure audit seuil (So) de statisme prédéterminé et à choisir ledit signal proportionnel audit signal (Si) intégré suivant ledit gain (Ka) d'annulation si l'erreur de vitesse, en valeur absolue, est inférieure audit seuil (So).

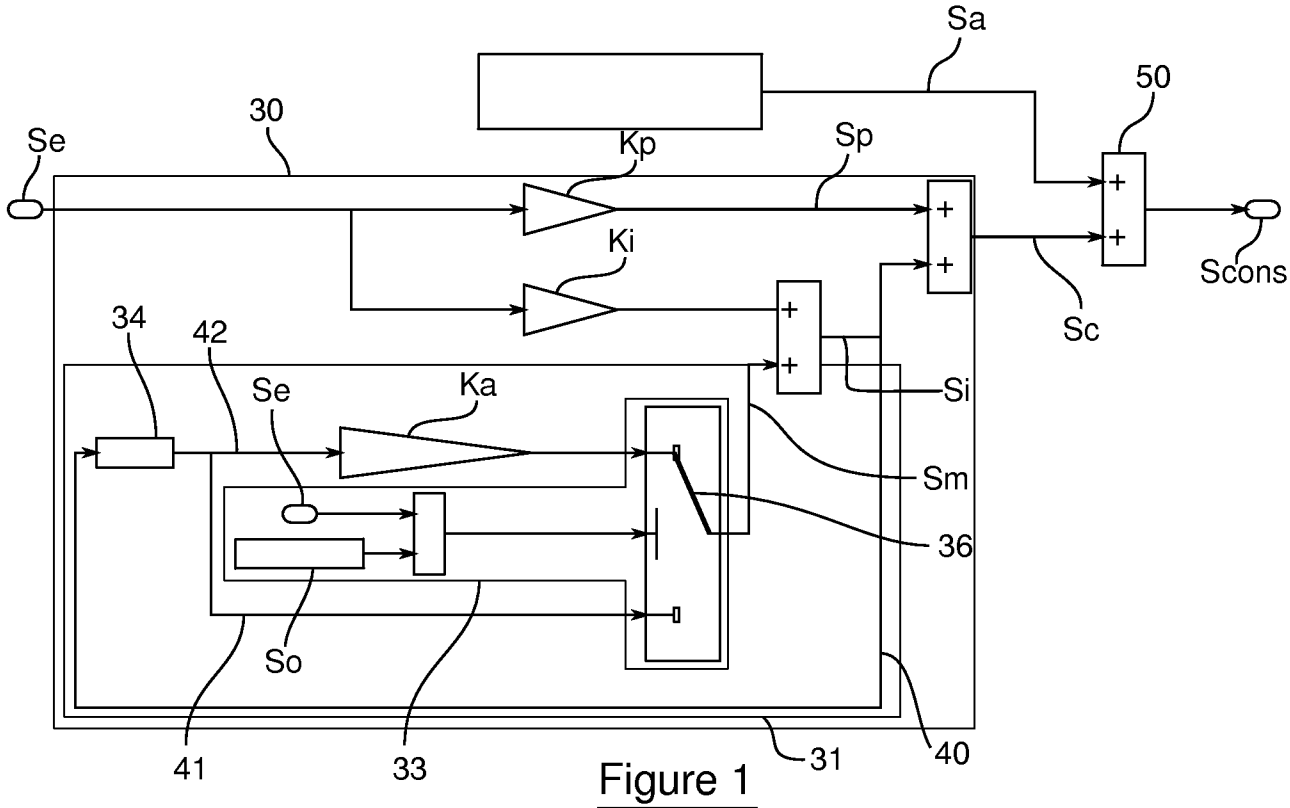


Figure 1

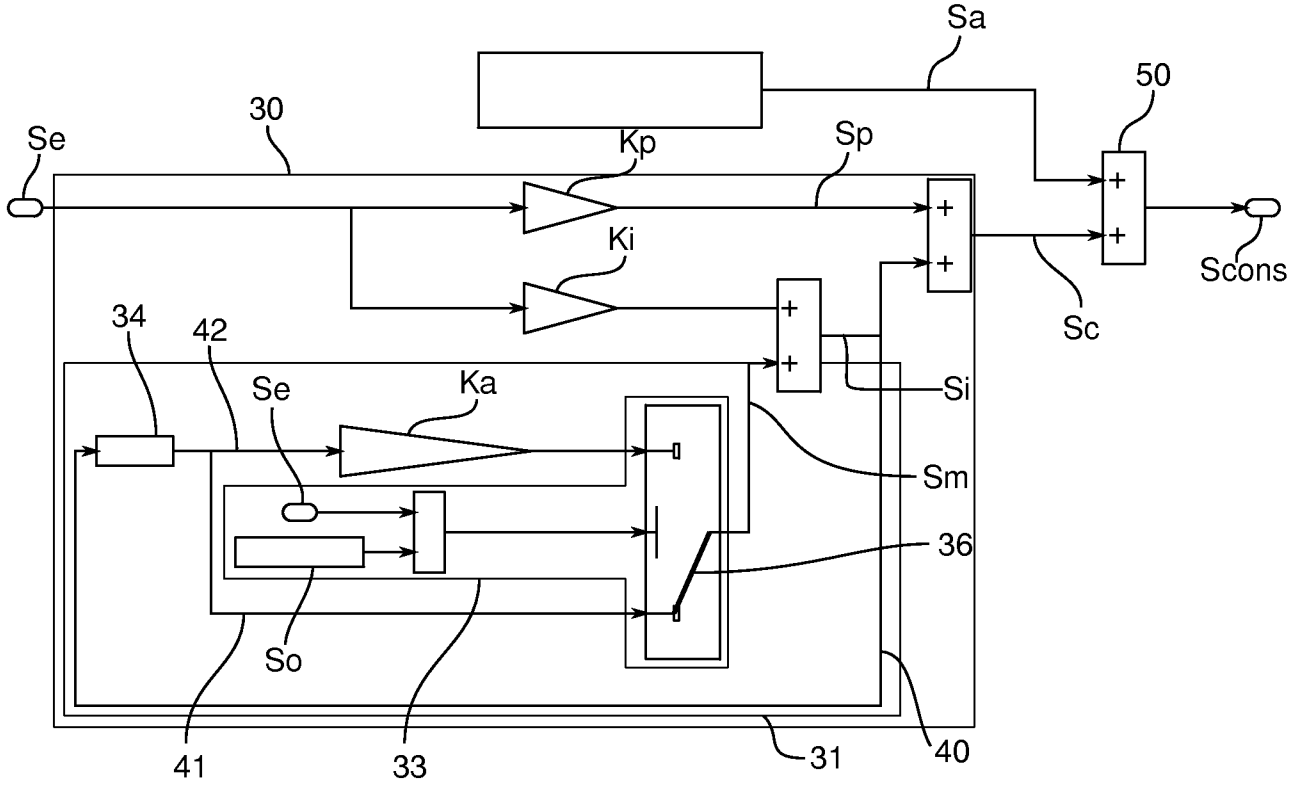


Figure 2

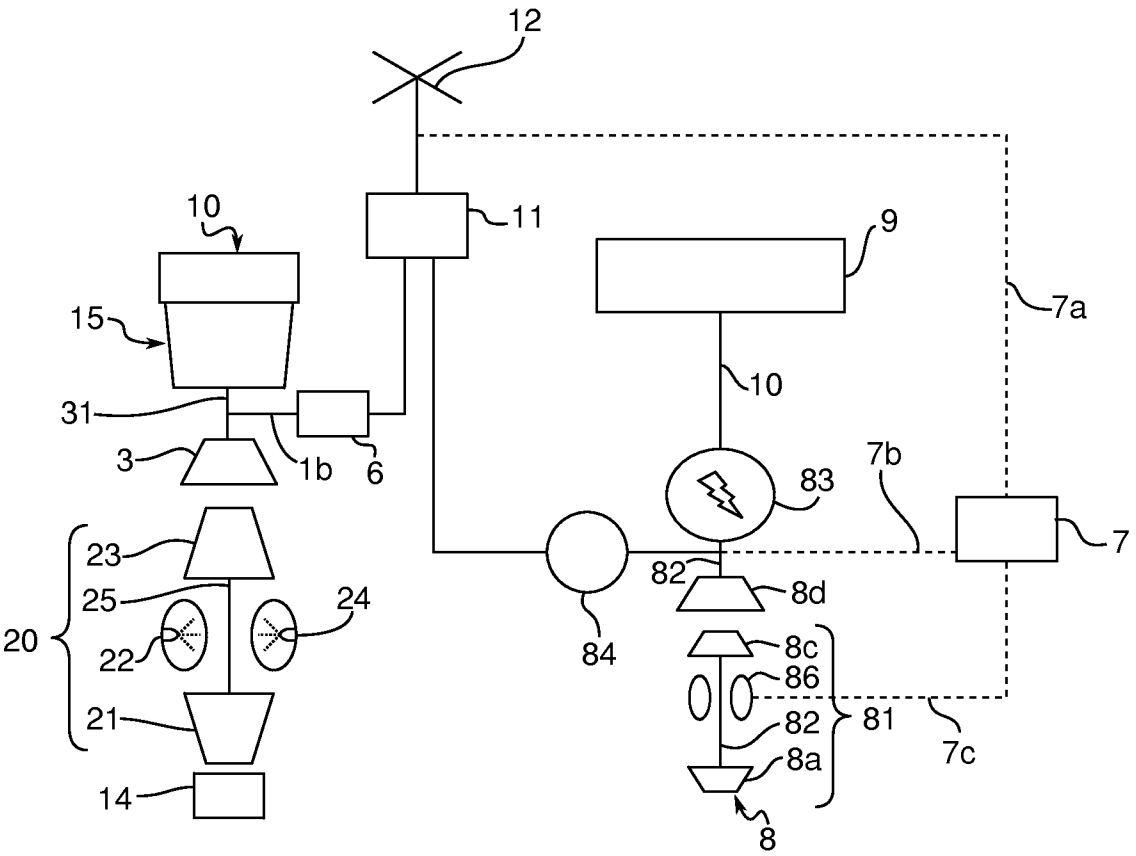


Figure 3

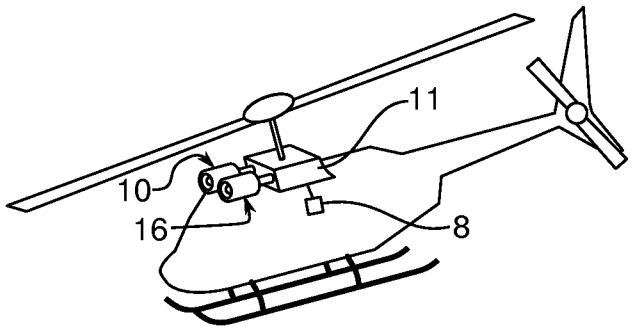


Figure 4

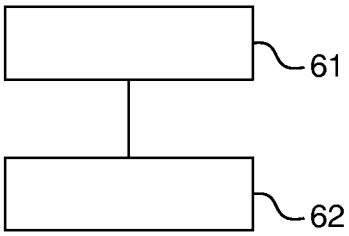


Figure 5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2016/050038

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64C27/04 B64D35/08 F02C3/10 F02C6/02
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)
B64C B64D F02C

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.
A	US 2014/145028 A1 (GOMEZ NAYIBE [FR]) 29 May 2014 (2014-05-29) figures 1-6 paragraphs [0002], [00-6], [0013], [0018] - [0025], [0029] - [0032], [0042] - [0046], [0055], [0058], [0063] - [0094], [0099] - [0011], [0110] paragraphs [0114], [0120], [0172], [0177], [0179], [0185], [0200] - [0208], [0214], [0215]	1-10
A	US 4 423 593 A (ZAGRANSKI RAYMOND D [US] ET AL) 3 January 1984 (1984-01-03) figure 1 column 1, line 11 - line 59 column 2, line 13 - column 4, line 7	1-10

☐ 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	Date of mailing of the international search report
31 March 2016	06/04/2016

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Rakotonanahary, S

1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2016/050038

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2014145028 A1	29-05-2014	CA 2831706 A1	26-05-2014
		CN 103921934 A	16-07-2014
		EP 2735512 A1	28-05-2014
		FR 2998542 A1	30-05-2014
		KR 20140067934 A	05-06-2014
		RU 2013151200 A	27-05-2015
		US 2014145028 A1	29-05-2014
US 4423593 A	03-01-1984	CA 1202098 A	18-03-1986
		DE 3376993 D1	14-07-1988
		EP 0092502 A1	26-10-1983
		IL 68408 A	14-05-1996
		JP H0416618 B2	24-03-1992
		JP S58190528 A	07-11-1983
		US 4423593 A	03-01-1984

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2016/050038

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. B64C27/04 B64D35/08 F02C3/10 F02C6/02
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)
B64C B64D F02C

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
A	US 2014/145028 A1 (GOMEZ NAYIBE [FR]) 29 mai 2014 (2014-05-29) figures 1-6 alinéas [0002], [00-6], [0013], [0018] - [0025], [0029] - [0032], [0042] - [0046], [0055], [0058], [0063] - [0094], [0099] - [0011], [0110] alinéas [0114], [0120], [0172], [0177], [0179], [0185], [0200] - [0208], [0214], [0215] -----	1-10
A	US 4 423 593 A (ZAGRANSKI RAYMOND D [US] ET AL) 3 janvier 1984 (1984-01-03) figure 1 colonne 1, ligne 11 - ligne 59 colonne 2, ligne 13 - colonne 4, ligne 7 -----	1-10

☐ 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	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
31 mars 2016	06/04/2016

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Rakotonanahary, S

Formulaire PCT/ISA/210 (deuxième feuille) (avril 2005)

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/FR2016/050038

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2014145028 A1	29-05-2014	CA 2831706 A1	26-05-2014
		CN 103921934 A	16-07-2014
		EP 2735512 A1	28-05-2014
		FR 2998542 A1	30-05-2014
		KR 20140067934 A	05-06-2014
		RU 2013151200 A	27-05-2015
		US 2014145028 A1	29-05-2014
US 4423593 A	03-01-1984	CA 1202098 A	18-03-1986
		DE 3376993 D1	14-07-1988
		EP 0092502 A1	26-10-1983
		IL 68408 A	14-05-1996
		JP H0416618 B2	24-03-1992
		JP S58190528 A	07-11-1983
		US 4423593 A	03-01-1984