

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

11 N° de publication : **3 032 176**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)
21 N° d'enregistrement national : **15 00166**
51 Int Cl⁸ : **B 64 C 27/12 (2016.01), B 64 D 31/06**

12 **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION** **A1**

22 Date de dépôt : 29.01.15.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 05.08.16 Bulletin 16/31.

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

60 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

71 Demandeur(s) : AIRBUS HELICOPTERS — FR.

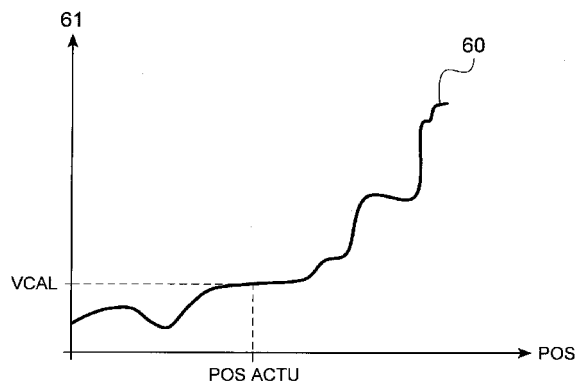
72 Inventeur(s) : VALLART JEAN BAPTISTE, TAHERI
SETAREH et LEYDER SAMUEL.

73 Titulaire(s) : AIRBUS HELICOPTERS.

74 Mandataire(s) : GPI & ASSOCIES.

54 **DISPOSITIF DE SURVEILLANCE D'UN SYSTEME DE TRANSMISSION DE PUISSANCE D'UN AERONEF, UN
AERONEF MUNI DE CE DISPOSITIF ET LE PROCEDE UTILISE.**

57 La présente invention concerne un procédé pour surveiller un système de transmission de puissance d'un aéronef, ledit aéronef comportant au moins un rotor principal mis en rotation un mât rotor et un ensemble auxiliaire muni d'un rotor auxiliaire. Un moyen de commande pilote le rotor auxiliaire. On détermine une loi de puissance (60) fournissant un premier paramètre de puissance (61) réduit dudit ensemble auxiliaire en fonction d'une position (POS) du moyen de commande. On fixe une limite de consigne d'un deuxième paramètre de puissance dudit mât rotor. On détermine une position courante (POSACTU) du moyen de commande et une valeur calculée (Vcal) au moins en introduisant ladite position courante (POSACTU) dans ladite loi de puissance (60). On détermine une valeur limite d'une installation motrice à ne pas dépasser, ladite valeur limite étant égale à la somme d'au moins ladite limite de consigne et de ladite valeur calculée.



FR 3 032 176 - A1



Dispositif de surveillance d'un système de transmission de puissance d'un aéronef, un aéronef muni de ce dispositif et le procédé utilisé

La présente invention concerne un dispositif de surveillance pour surveiller un système transmission de puissance d'un aéronef, un aéronef muni de ce dispositif de surveillance et le procédé utilisé.

En particulier, l'aéronef est un giravion muni d'un rotor principal assurant au moins partiellement la sustentation voire la propulsion du giravion. Ce giravion comporte en outre au moins un organe auxiliaire permettant le contrôle de son mouvement en lacet.

Notamment, un hélicoptère comporte par exemple un rotor principal et un organe auxiliaire mis en rotation par une installation motrice. Un tel organe auxiliaire est par exemple muni d'un rotor dit « rotor auxiliaire » par la suite.

En outre, l'installation motrice est reliée mécaniquement à chaque rotor par un système de transmission de puissance.

En effet, les hélicoptères sont équipés d'une installation motrice comprenant au moins un moteur. Un tel moteur peut être un turbomoteur à turbine libre par exemple. Chaque moteur est muni d'un arbre de travail effectuant une rotation à haute vitesse. Au contraire, le rotor principal d'un hélicoptère effectue une rotation à une vitesse faible, sensiblement comprise entre 200 et 400 tours par minute. Dès lors, le système de transmission de puissance comporte une boîte de réduction d'une vitesse de rotation qui est interposée entre les moteurs et le rotor principal: Une telle boîte de réduction d'une vitesse de rotation est dénommée « boîte de transmission de puissance principale ».

Par suite, chaque moteur est relié à la boîte de transmission de puissance principale d'un système de transmission de puissance, cette boîte de transmission de puissance principale étant reliée au rotor principal voire aussi au rotor auxiliaire.

- 5 En particulier, la boîte de transmission de puissance principale entraîne en rotation un mât rotor. Le mât rotor entraîne alors en rotation le rotor principal.

De plus, la boîte de transmission de puissance principale entraîne en rotation le rotor auxiliaire au travers d'une chaîne de transmission de puissance auxiliaire et d'une boîte de transmission
10 de puissance arrière. Dès lors, la boîte de transmission de puissance arrière est par exemple interposée entre la chaîne de transmission de puissance auxiliaire et le rotor auxiliaire.

L'homme du métier dénomme par l'expression « les
15 ensembles arrières » l'ensemble comprenant la chaîne de transmission de puissance auxiliaire, la boîte de transmission de puissance arrière et le rotor auxiliaire. Cet ensemble est dénommé plus simplement « ensemble auxiliaire » par la suite.

Par ailleurs, afin de garantir l'intégrité mécanique de
20 l'installation motrice, trois paramètres de surveillance des turbomoteurs sont usuellement définis et limités, à savoir la température dite « T4 » des gaz dans la chambre de combustion de chaque turbomoteur, la vitesse de rotation N_g du générateur de gaz de chaque turbomoteur et le couple T_q exercé sur un arbre de
25 travail de chaque turbomoteur relié à la boîte de transmission de puissance principale.

En outre, un constructeur introduit des limites pour protéger en couple l'entrée de la boîte de transmission de puissance principale, le mât rotor et l'ensemble auxiliaire.

Un constructeur tend alors à protéger un système de transmission de puissance en établissant des limites d'un couple exercé sur le mât rotor, d'un couple exercé sur la liaison mécanique reliant les turbomoteurs à la boîte de transmission de puissance principale et d'un couple exercé sur l'ensemble
5 auxiliaire.

Les diverses limites de l'installation motrice et du système de transmission de puissance sont établies pour empêcher les dégradations mécaniques des divers organes concernés.

10 La limitation la plus contraignante dépend de la phase de vol. De manière générale, à basse altitude à savoir en dessous de 3000 mètres environ et en l'absence de panne d'un moteur, la limitation du couple exercé sur le mât rotor s'avère être la limitation la plus contraignante.

15 En outre, pour des raisons de coûts et de difficultés d'implémentation d'un couplemètre, seul les moteurs sont généralement équipés d'un tel couplemètre. Chaque moteur comporte ainsi un couplemètre agencé sur son arbre de travail afin de comparer le couple mesuré à une limite de couple intrinsèque
20 du moteur. Un couplemètre est donc utilisé en premier lieu pour éviter que le moteur ne dépasse sa propre limite de couple.

Toutefois, un constructeur peut utiliser le couplemètre de chaque moteur pour aussi surveiller le système de transmission de puissance.

25 La limite de couple à appliquer sur chaque liaison reliant un moteur à la boîte de transmission de puissance peut ainsi être surveillée en utilisant les mesures de ces couplemètres.

En effet, la puissance développée par un organe tournant ou exercée sur cet organe tournant est égale au couple exercé sur cet

organe tournant multiplié par la vitesse de rotation de l'organe tournant.

Par suite et selon un état de la technique, un constructeur détermine la puissance limite pouvant être développée en amont de la boîte de transmission de puissance principale, et en déduit
5 une limite de couple. Cette limite de couple est dénommée « limite de couple d'entrée de boîte » pour être distinguée de la limite de couple intrinsèque de chaque moteur.

Pour déterminer cette puissance limite, la relation de
10 puissance suivante est utilisée:

$$P_{eng} = P1 + P2$$

où « P_{eng} » représente la puissance maximale autorisée pour les moteurs, « $P1$ » représente la puissance maximale autorisée sur le mât rotor, « $P2$ » représente la puissance absorbée par l'ensemble
15 auxiliaire.

La puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire n'est généralement pas associée à une limite de couple sur cet ensemble auxiliaire en raison des vitesses de rotation très élevées des pièces de cet ensemble auxiliaire.

20 La puissance maximale autorisée pour les moteurs est définie par les contraintes mécaniques du constructeur de l'aéronef, ces contraintes étant généralement différentes des limites imposées par le motoriste.

La puissance limite applicable sur chaque moteur est obtenue
25 à partir de la puissance maximale autorisée pour les moteurs en fonction d'une répartition de puissance prédéfinie. Par exemple une équirépartition de puissance entre les moteurs d'un giravion bimoteur conduit à définir une puissance limite pour chaque moteur

égale à la moitié de la puissance maximale autorisée pour les moteurs.

Cette relation de puissance peut comprendre une variable ajustable pour tenir compte par exemple des pertes de puissance engendrées par le fonctionnement de la boîte de transmission de puissance principale. De même, cette relation peut comprendre une variable ajustable pour tenir compte d'éventuels prélèvements de puissance réalisés sur le système de transmission de puissance pour réaliser des opérations annexes.

10 En outre, la puissance maximale autorisée sur le mât rotor P1 est une constante de puissance définie par le constructeur.

De plus, en l'absence de mesure de couple sur l'ensemble auxiliaire, le constructeur évalue selon un état de la technique la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire P2 en fonction de la phase de vol.

15 Ainsi, à basse vitesse, la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire P2 est égale à une première constante. Cette première constante correspond usuellement à une estimation de la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire P2 durant une phase en vol stationnaire, cette phase de vol en stationnaire étant réalisée avec des moteurs fournissant une puissance connue sous l'acronyme « PMD » et l'expression « Puissance Maximale au Décollage ».

25 Durant une phase de vol de croisière, la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire P2 est égale à une deuxième constante. Cette deuxième constante correspond usuellement à une estimation de la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire P2 lors d'une phase de vol en palier stabilisé, cette phase de vol en palier stabilisé étant réalisée avec des moteurs fournissant une

puissance connue sous l'acronyme « PMC » et l'expression « Puissance Maximale en Continu ».

Par conséquent, des équipements de l'aéronef déterminent la phase de vol en cours et en déduisent la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire. Cette puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire P2 peut être qualifiée de « puissance forfaitaire » en raison de son mode de détermination.

En réalisant la somme de la puissance maximale consommée par l'ensemble auxiliaire P2 et de la puissance maximale autorisée sur le mât rotor P1, des équipements de l'aéronef déterminent la puissance maximale P_{eng} que peut fournir l'installation motrice pour ne pas endommager le système de transmission de puissance. Dès lors, une limite de couple d'entrée de boîte par moteur est établie en fonction de la vitesse de rotation des organes surveillés, en particulier un arbre de travail de chaque moteur.

Un dispositif de surveillance peut alors afficher cette limite de couple d'entrée de boîte et la mesure du couple courante fournie par un couplemètre d'un moteur.

Ce procédé permet alors de surveiller un système de transmission de puissance à l'aide uniquement des couplemètres des moteurs. Ce procédé présente l'avantage de ne pas nécessiter l'utilisation d'un couplemètre localisé sur l'ensemble auxiliaire ou le mât rotor.

Toutefois, pour les limitations mécaniques du système de transmission de puissance, la limite de couple d'entrée de boîte est donc établie à partir de l'image d'une consommation « forfaitaire » de puissance de l'ensemble auxiliaire.

Cette consommation forfaitaire peut s'avérer peu précise dans des phases de vol particulières, par exemple lors d'un

déplacement latéral durant un vol en stationnaire ou en cas de présence d'une rafale de vent de travers.

Cette estimation peu précise de la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire peut alors conduire à des limitations artificielles des performances de l'aéronef, pour garantir le respect
5 des limitations mécaniques dans ces dites phases de vol particulières.

Par exemple, pour lutter contre un vent de travers durant un vol en stationnaire et en fonction du sens de propagation du vent
10 de travers, le vent de travers peut impliquer l'augmentation de la poussée du rotor auxiliaire par rapport à un cas d'équilibre sans vent ayant servi à quantifier forfaitairement la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire.

Par suite, le rotor auxiliaire consomme une puissance
15 supérieure à la puissance forfaitaire ayant servi à établir la puissance maximale autorisée pour les moteurs à l'aide de la relation de puissance. Dès lors, la puissance maximale autorisée pour les moteurs s'avère insuffisante pour obtenir la puissance maximale autorisée dans le mât rotor utilisée dans cette relation de
20 puissance.

Ainsi, la puissance réelle transmise au mât rotor est inférieure à la puissance maximale imposée. Cette situation conduit à une limitation arbitrairement restrictive des performances de l'aéronef dans un cas de vol difficile.

25 L'arrière plan technologique comporte les documents FR 2278576, FR 2541725 et US 5775090.

Le document FR 2278576 présente un système de commande d'un hélicoptère pourvu de deux rotors de sustentation.

Le document FR 2541725 décrit une installation pour la régulation de la répartition de charge et de la vitesse de rotation d'installations à turbine à gaz.

Le document US 5775090 décrit une méthode de
5 détermination d'un signal de couple pour une turbine à gaz.

Par suite, la présente invention vise un procédé pour tendre à optimiser la surveillance d'un système de transmission de puissance d'un aéronef, et en particulier d'un aéronef comportant deux rotors entraînés par une boîte de transmission de puissance.

10 L'invention concerne alors un procédé pour surveiller un système de transmission de puissance d'un aéronef, cet aéronef comportant au moins un rotor principal mis en rotation par le système de transmission de puissance, le système de transmission de puissance comprenant une boîte de transmission de puissance
15 principale reliée au rotor principal par au moins un mât rotor. L'aéronef comporte de plus un ensemble auxiliaire muni d'un rotor auxiliaire et d'un assemblage mécanique du système de transmission de puissance, cet assemblage mécanique reliant mécaniquement le rotor auxiliaire à la boîte de transmission de puissance principale. L'aéronef est aussi muni d'une installation
20 motrice comprenant au moins un moteur mettant en mouvement la boîte de transmission de puissance principale.

Enfin, l'aéronef comporte un moyen de commande pour commander le rotor auxiliaire, tel que par exemple un palonnier.

25 Selon ce procédé :

- on détermine une loi de puissance fournissant un premier paramètre de puissance dudit ensemble auxiliaire en fonction d'une position dudit moyen de commande, ledit premier

paramètre de puissance étant un paramètre de puissance réduit par au moins une variable de réduction,

- on fixe une limite de consigne d'un deuxième paramètre de puissance dudit mât rotor,
- 5 - on détermine une valeur dite « valeur intermédiaire » du premier paramètre de puissance correspondant à ladite position courante selon ladite loi de puissance,
- on mesure une valeur dite « valeur actuelle » de chaque variable de réduction,
- 10 - on corrige ladite valeur intermédiaire au moins en utilisant chaque valeur actuelle pour obtenir une valeur non réduite dite « valeur calculée »,
- on détermine une valeur dite « valeur limite » d'un paramètre de surveillance de ladite installation motrice à ne
15 pas dépasser, ladite valeur limite étant égale à la somme d'au moins ladite limite de consigne et de ladite valeur calculée.

Par suite, l'invention propose de définir une loi de puissance de l'ensemble auxiliaire par exemple par essais. Durant ces essais,
20 un constructeur peut agencer un couplemètre sur l'ensemble auxiliaire pour déterminer la valeur d'un paramètre de puissance dit « premier paramètre de puissance » en fonction de la position du moyen de commande.

Suivant la variante, le premier paramètre de puissance peut
25 prendre la forme d'un couple ou d'une puissance égale au produit du couple mesuré et d'une vitesse de rotation mesurée d'un élément de l'ensemble auxiliaire.

Par ailleurs, le premier paramètre de puissance faisant l'objet de la loi de puissance est une variable réduite en fonction de diverses variables de réduction. Le premier paramètre de puissance est par exemple réduit à l'aide de variables de réduction
5 relatives à des données anémobarométriques.

En effet, une position donnée du moyen de commande peut correspondre à des niveaux de puissance variés en fonction de paramètres environnementaux susceptibles d'influer sur la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire.

10 Par suite, ce procédé suggère de prendre en considération ces paramètres environnementaux au travers de variables de réduction. Ces paramètres environnementaux sont dès lors utilisés pour adimensionner au moins partiellement le paramètre de puissance fourni par la loi de puissance.

15 Ainsi, l'expression « ledit premier paramètre de puissance étant un paramètre de puissance réduit par au moins une variable de réduction » désigne un paramètre de puissance adimensionné à l'aide de chaque variable de réduction.

20 L'identification de ces paramètres environnementaux influents repose sur des méthodes de corrélation entre leurs variations propres et les variations de la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire. Par suite, un constructeur effectue des vols d'essais en enregistrant la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire et les valeurs de diverses variables.

25 Au moins une variable de réduction est éventuellement une variable mesurée par un dispositif anémobarométrique de l'aéronef. Ainsi, au moins une variable de réduction peut être à choisir dans une liste comprenant au moins un des paramètres suivants : une densité relative de l'air, la température et la

pression de l'air extérieur, une vitesse d'avancement de l'aéronef, une vitesse verticale de l'aéronef.

On entend par « vitesse d'avancement » la vitesse de l'aéronef selon une direction longitudinale de l'aéronef. La vitesse
5 d'avancement peut être la vitesse air indiquée par exemple.

La « vitesse verticale » représente une vitesse de déplacement de l'aéronef selon la pesanteur.

Le constructeur identifie alors les variables de réduction ayant une influence sur la puissance absorbée par l'ensemble
10 auxiliaire. Le premier paramètre de puissance est au moins partiellement adimensionné à l'aide de ces variables de réduction. Le constructeur élabore de plus la loi de puissance sur la base des résultats d'essais. Cette loi de puissance fournit ainsi un premier
15 paramètre de puissance réduit en fonction d'une position d'un moyen de commande contrôlant le rotor auxiliaire.

Durant les vols opérationnels, l'invention propose de mesurer la position courante du moyen de commande. Cette position courante peut être mesurée par des moyens usuels, tels qu'un capteur angulaire ou encore un boîtier connu sous l'expression
20 « boîtier de trim ». Par suite, on entend par « on détermine une position courante » la détermination de la valeur d'un paramètre représentant la position du moyen de commande à un instant donné.

Cette position courante est alors exploitée en étant introduite
25 dans la loi de puissance élaborée pour en déduire une valeur dite « valeur intermédiaire ».

Dès lors, la valeur intermédiaire est un paramètre de puissance réduit.

Par suite, la valeur actuelle de chaque variable de position est mesurée et utilisée pour convertir le premier paramètre de puissance réduit en un paramètre non réduit.

En effet, la valeur intermédiaire est alors au moins corrigée à l'aide de la valeur actuelle de chaque variable de réduction pour obtenir une valeur dite « valeur calculée » d'un paramètre de puissance non réduit. L'expression « au moins corrigée » signifie que la valeur intermédiaire est obligatoirement corrigée à l'aide des valeurs actuelles des variables de réduction, puis éventuellement à l'aide d'une correction annexe suivant le mode de réalisation.

A titre illustratif, le premier paramètre de puissance peut être adimensionné en étant divisé par une densité de l'air.

Selon une méthode, le constructeur établit durant une phase d'essais la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire sur la plage de déplacement du moyen de commande durant un cas de vol standard se produisant dans diverses conditions atmosphériques.

Les résultats de la phase d'essais permettent d'élaborer la loi de puissance donnant un premier paramètre de puissance réduit par la densité relative de l'air.

Lors de l'application du procédé, l'aéronef détermine la valeur actuelle de cette densité relative de l'air et la position courante du moyen de commande.

En introduisant cette position courante dans la loi de puissance, des organes de l'aéronef déterminent une valeur intermédiaire.

La valeur calculée est alors au moins fonction du produit de la valeur intermédiaire et de la valeur actuelle de la densité relative de l'air courante. Selon le mode de réalisation, la valeur calculée est par exemple soit égale à ce produit, soit égale à ce produit corrigée d'une marge de puissance.

Cette valeur calculée est utilisée pour déterminer une valeur limite relative à un paramètre de surveillance de l'installation motrice. Le paramètre de surveillance peut être un couple ou une puissance. Par exemple, la valeur calculée permet de déterminer une puissance totale maximale pouvant être développée par l'installation motrice, cette puissance totale maximale permettant d'élaborer un couple limite à respecter sur un arbre de travail de chaque moteur.

Par conséquent, un état de la technique utilise une puissance forfaitaire uniquement pour déterminer la valeur limite d'un paramètre de puissance limite. L'invention propose un procédé différent pour déterminer cette valeur limite, ce procédé étant basé sur un estimateur utilisant une loi de puissance fonction de la position du moyen de commande et au moins une variable de réduction.

Dès lors, l'invention tend à optimiser la détermination de la valeur limite. En effet, la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire est liée à l'ordre donné par un pilote humain ou automatique à l'aide d'un moyen de commande, et donc à la position du moyen de commande. Par suite, la valeur limite déterminée en appliquant l'invention tend à être plus précise que la valeur limite déterminée uniquement à l'aide d'une puissance forfaitaire.

Ce procédé n'est notamment pas évident dans la mesure où la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire dépend de facteurs variés, notamment de conditions aérologiques.

5 Ce procédé peut être combiné à l'implémentation de bornes visant à borner les puissances développées par chaque moteur.

L'aéronef peut en effet comprendre un organe de gestion pour chaque moteur, tel qu'un organe connu sous l'acronyme « FADEC » correspondant à l'expression anglaise « Full Authority Digital Engine Control ». L'organe de gestion peut par exemple
10 contrôler le débit de carburant transmis au moteur pour que la puissance développée par chaque moteur ne dépasse pas des limites hautes et/ou basses, au moins pour certains régimes de fonctionnement du moteur.

Ces bornes de puissance peuvent viser à garantir la
15 pilotabilité de l'aéronef lorsqu'un pilote agit sur le pas collectif des pales du rotor principal. Ces bornes peuvent aussi garantir l'intégrité mécanique du système de transmission de puissance et le maintien d'un niveau de performance de l'aéronef en cas de dysfonctionnement du dispositif appliquant l'invention, par exemple
20 un dysfonctionnement du système mesurant la position courante du moyen de commande.

Par exemple, un moteur peut fonctionner pour fournir une puissance maximale en transitoire connue sous l'acronyme PMT, une puissance maximale au décollage connue sous l'acronyme
25 PMD, une puissance maximale en continu connue sous l'acronyme PMC. Un hélicoptère multimoteur peut aussi comprendre au moins une puissance d'urgence utilisée en cas de panne d'un moteur.

Afin de permettre une pilotabilité aisée du pas collectif du rotor principal, de telles bornes peuvent être implémentées pour

créer une marge entre la puissance maximale en transitoire PMT et la puissance maximale au décollage PMD, ou la puissance maximale en continu connue PMC suivant la phase de vol.

5 En outre, la puissance maximale en transitoire PMT peut être bridée par l'organe de gestion avec une borne haute pour ne pas dépasser la puissance d'urgence, et avec une borne basse pour assurer des performances minimales en cas de dysfonctionnement du procédé selon l'invention. De même, une borne inférieure de la puissance maximale en continu connue PMC peut être
10 implémentée.

Ce procédé peut de plus comporter une ou plusieurs des caractéristiques qui suivent.

Ainsi, la limite de consigne utilisée est par exemple une consigne de puissance absorbée par le mât rotor.

15 Un constructeur peut déterminer de manière usuelle la puissance maximale admissible au niveau du mât rotor. La limite de consigne représente alors cette puissance maximale admissible.

Par ailleurs, la valeur limite peut être :

- 20 - soit égale à la somme de ladite limite de consigne et de ladite valeur calculée,
- soit égale à la somme de ladite limite de consigne ainsi que de ladite valeur calculée et d'un prélèvement de puissance prédéterminé.

25 Dès lors, un constructeur peut optimiser la détermination de la valeur limite en prenant en considération un prélèvement de puissance réalisé notamment sur le système de transmission de puissance. Ce prélèvement de puissance peut par exemple comprendre des pertes de puissance liées au fonctionnement de

chaque boîte de transmission de puissance et/ou des prélèvements de puissance effectués pour le fonctionnement d'alternateurs ou de pompes, et/ou des prélèvements de puissance effectués pour le fonctionnement de système de climatisation/chauffage de l'aéronef...

Par ailleurs, la valeur limite peut être exploitée pour déterminer un couple limite par moteur.

Ainsi, lorsque la valeur limite représente une puissance, on exploite cette valeur limite pour obtenir un couple limite par moteur à ne pas dépasser. La valeur limite est ainsi divisée par la vitesse de rotation de l'arbre de travail du moteur pour obtenir ce couple limite.

Sur un aéronef multimoteur, une règle de répartition de puissance entre les moteurs peut être utilisée pour déterminer le couple limite maximal à développer par chaque moteur.

Dès lors :

- on mesure un couple courant développé par chaque moteur,
- on compare ledit couple courant d'un moteur au couple limite associé.

La comparaison peut donner lieu à une exploitation usuelle.

Par exemple, un indicateur affiche le couple limite et le couple courant pour permettre à un pilote de vérifier que le couple courant ne dépasse pas le couple limite.

Un indicateur peut aussi traiter divers paramètres de surveillance et afficher des informations relatives au paramètre de

surveillance le plus proche de sa limite et/ou ayant une valeur normalisée la plus élevée.

L'organe de gestion de chaque moteur peut en outre par exemple contrôler le débit de carburant transmis au moteur pour
5 que ledit couple courant ne dépasse pas le couple limite, au moins pour certains régimes de fonctionnement du moteur.

Selon un premier mode de réalisation, la valeur calculée est égale à la valeur intermédiaire corrigée par chaque valeur actuelle.

Dès lors, la valeur intermédiaire est corrigée uniquement en
10 utilisant chaque valeur actuelle pour obtenir la valeur calculée non réduite.

Ce premier mode de réalisation permet d'obtenir une loi de puissance relativement précise.

Pour améliorer la précision et selon un deuxième mode de
15 réalisation, pour déterminer la valeur calculée :

- on détermine une phase de vol courante de l'aéronef,
- on détermine une valeur de puissance forfaitaire en fonction de la phase de vol courante,
- on détermine une valeur de calcul non réduite égale à
20 ladite valeur intermédiaire corrigée par chaque valeur actuelle,
- si ladite valeur de calcul est inférieure à ladite valeur de puissance forfaitaire, ladite valeur calculée est égale à la somme d'une marge de précision prédéterminée et de ladite
25 valeur de calcul, ladite valeur calculée étant bornée par ladite valeur de puissance forfaitaire pour ne pas être supérieure à ladite valeur de puissance forfaitaire,

- si ladite valeur de calcul est supérieure à ladite valeur de puissance forfaitaire, ladite valeur calculée est égale à la différence de ladite valeur de calcul et de ladite marge de précision, ladite valeur calculée étant bornée par ladite valeur de puissance forfaitaire pour ne pas être inférieure à ladite valeur de puissance forfaitaire.

La valeur intermédiaire est alors corrigée à l'aide des variables de réduction et de la marge de précision.

Ce deuxième mode de réalisation consiste à comparer la valeur de calcul non réduite fournie par l'estimateur mis en place par l'invention à une consommation de puissance forfaitaire, par exemple la consommation de puissance forfaitaire utilisée par certains états de l'art.

Ainsi, la valeur de puissance forfaitaire est par exemple égale à une première constante lorsque l'aéronef évolue à une vitesse d'avancement inférieure à un seuil de vitesse prédéterminé, et cette valeur de puissance forfaitaire est égale à une deuxième constante lorsque l'aéronef évolue à une vitesse d'avancement supérieure ou égale au seuil de vitesse prédéterminé.

En dessous de la valeur de puissance forfaitaire, la valeur de calcul obtenue par application de la loi de puissance est surestimée d'une marge de précision pour obtenir la valeur calculée. Cette marge de précision peut correspondre à la moitié d'un intervalle de précision de la loi de puissance, connu suite à l'analyse des essais.

Au-dessus de la valeur de puissance forfaitaire, la valeur de calcul est sous-estimée de la marge de précision pour obtenir la valeur calculée.

Ce deuxième mode de réalisation prend alors en considération l'existence d'une marge de précision de la loi de puissance.

5 Outre un procédé, l'invention vise un dispositif de surveillance pour surveiller un système de transmission de puissance d'un aéronef, ledit aéronef comportant au moins un rotor principal mis en rotation par ledit système de transmission de puissance, ledit système de transmission de puissance comprenant une boîte de transmission de puissance principale reliée audit rotor principal par au moins un mât rotor, ledit aéronef comportant un ensemble auxiliaire muni d'un rotor auxiliaire et d'un assemblage mécanique dudit système de transmission de puissance, ledit assemblage mécanique reliant mécaniquement ledit rotor auxiliaire à ladite boîte de transmission de puissance principale, ledit aéronef comprenant une installation motrice comprenant au moins un moteur mettant en mouvement ladite boîte de transmission de puissance principale, ledit aéronef comportant un moyen de commande pour commander ledit rotor auxiliaire.

20 Ce dispositif de surveillance comporte alors une unité de traitement munie d'un moyen de calcul et d'une mémoire, l'unité de traitement étant reliée à un système de mesure qui mesure une position courante du moyen de commande, la mémoire mémorisant des instructions ainsi que ladite loi de puissance et ladite limite de consigne, le moyen de calcul exécutant lesdites instructions pour 25 appliquer ledit procédé selon l'invention.

La loi de puissance mémorisée peut prendre la forme d'une loi mathématique, ou d'un tableau de valeurs stocké dans une base de données par exemple.

30 Le dispositif de surveillance comporte un dispositif anémobarométrique relié à l'unité de traitement.

Ce dispositif de surveillance comporte aussi un couplemètre par moteur mesurant un couple courant sur un arbre s'étendant entre ce moteur et la boîte de transmission de puissance principale.

- 5 En outre, le dispositif de surveillance peut comporter un dispositif d'affichage pour afficher une limite fonction de la valeur limite.

10 Outre un dispositif de surveillance, l'invention vise un aéronef comportant au moins un rotor principal mis en rotation par un système de transmission de puissance, ledit système de transmission de puissance comprenant une boîte de transmission de puissance principale reliée audit rotor principal par au moins un mât rotor, ledit aéronef comportant un ensemble auxiliaire muni d'un rotor auxiliaire et d'un assemblage mécanique dudit système
15 de transmission de puissance, ledit assemblage mécanique reliant mécaniquement ledit rotor auxiliaire à ladite boîte de transmission de puissance principale, ledit aéronef comprenant une installation motrice comprenant au moins un moteur mettant en mouvement ladite boîte de transmission de puissance principale, ledit aéronef
20 comportant un moyen de commande pour commander ledit rotor auxiliaire,

Cet aéronef comporte alors un dispositif de surveillance selon l'invention.

25 L'invention et ses avantages apparaîtront avec plus de détails dans le cadre de la description qui suit avec des exemples donnés à titre illustratif en référence aux figures annexées qui représentent :

- la figure 1, une vue d'un aéronef selon l'invention,

- les figures 2 et 3, des vues explicitant des systèmes de mesure apte à mesurer une position courante d'un moyen de commande moyen,
- 5 - les figures 4 et 5, des graphiques illustrant le premier mode de réalisation, et
- la figure 6, un graphique illustrant le deuxième mode de réalisation.

Les éléments présents dans plusieurs figures distinctes sont affectés d'une seule et même référence.

10 La figure 1 présente un aéronef 1 selon l'invention.

Cet aéronef 1 est muni d'au moins deux rotors 5. En particulier, l'aéronef 1 schématisé présente un rotor principal 6 assurant au moins partiellement la sustentation et la propulsion de cet aéronef 1. De plus, l'aéronef 1 comporte un ensemble auxiliaire
15 20 muni d'un rotor auxiliaire assurant le contrôle du mouvement en lacet de l'aéronef 1. Par suite, l'aéronef 1 de la figure 1 est un giravion, et plus précisément un hélicoptère.

Un pilote peut contrôler cet aéronef en manœuvrant des commandes de vol.

20 Ainsi, l'aéronef 1 comporte des commandes 9 permettant de contrôler le pas des pales du rotor principal cycliquement et / ou collectivement. Par conséquent, ces commandes 9 peuvent par exemple inclure un manche cyclique et un levier collectif respectivement pour le contrôle du pas cyclique et du pas collectif
25 des pales du rotor principal 6.

De plus, l'aéronef 1 comporte un moyen de commande 8 permettant de contrôler le pas des pales du rotor auxiliaire 7. Un

tel moyen de commande 8 peut prendre la forme d'un palonnier par exemple.

Pour mettre en mouvement les rotors 5, l'aéronef 1 est muni d'une installation motrice 2. Cette installation motrice comporte au moins un moteur 3, par exemple du type turbomoteur.

Chaque moteur 3 est muni d'un arbre de travail 4 apte à mettre en mouvement un système de transmission de puissance 10 interposé entre l'installation motrice 2 et les rotors 5.

Ce système de transmission de puissance 10 inclut une boîte de transmission de puissance principale 15. La boîte de transmission de puissance principale 15 est mécaniquement reliée à chaque arbre de travail 4 par des liaisons usuelles. De plus, la boîte de puissance principale 15 est mécaniquement reliée à chaque rotor 5.

Dès lors, la boîte de puissance principale 15 met en rotation un mât rotor 16 solidaire du rotor principal 6. Le mât rotor peut être un organe tournant de la boîte de puissance principale 15.

De plus, la boîte de puissance principale 15 est mécaniquement reliée au rotor auxiliaire 7 par un assemblage mécanique 21 dudit système de transmission de puissance 10. L'assemblage mécanique 21 et le rotor auxiliaire forment conjointement un ensemble auxiliaire 20. Cet assemblage mécanique comporte par exemple une chaîne de transmission de puissance auxiliaire 22 usuelle et une boîte de transmission de puissance arrière 23.

Par suite, les moteurs 3 mettent en mouvement la boîte de transmission de puissance principale 15, cette boîte de transmission de puissance principale 15 mettant en mouvement les rotors 5.

L'aéronef 1 comporte en outre un dispositif de surveillance 30 pour surveiller et/ ou contrôler le fonctionnement du système de transmission de puissance 10.

5 Le dispositif de surveillance 30 comporte une unité de traitement 35 munie d'un moyen de calcul 36 et d'une mémoire 37. Le moyen de calcul 36 peut comporter au moins un processeur ou équivalent. La mémoire peut comprendre une ou plusieurs unités de stockage usuelles. Dès lors, l'unité de traitement peut être une
10 unité connue sous l'acronyme « AFCS » relatif à l'expression anglaise « Aircraft Flight Control System ».

La mémoire 37 contient des instructions pouvant être exécutées par le moyen de calcul 36. De plus, la mémoire 37 contient une loi de puissance et une limite de consigne prédéfinies par le constructeur.

15 La loi de puissance peut prendre la forme d'au moins une équation mathématique, ou la forme d'un tableau de valeurs par exemple. Cette loi de puissance fournit un premier paramètre de puissance en fonction d'une position du moyen de commande.

20 Par suite, l'unité de traitement exécute les instructions mémorisées pour appliquer le procédé selon l'invention afin de déterminer une limitation du système de transmission de puissance 10 en fonction notamment de la position du moyen de commande. Cette limitation prend la forme de la valeur d'un paramètre dite « valeur limite Peng ».

25 Dès lors, l'unité de traitement est reliée par une liaison filaire ou non filaire à un système de mesure 40 qui mesure une position courante POSACTU dudit moyen de commande 8.

Selon la variante de la figure 2, le système de mesure 40 peut comprendre un capteur angulaire mesurant un angle α présent entre une référence et une tige du moyen de commande 8.

5 Selon la variante de la figure 3, le système de mesure 40 comprend un boîtier de trim 42, un tel boîtier de trim permettant usuellement de déterminer la valeur d'un paramètre relatif à la position du moyen de commande 8.

10 Par ailleurs, le premier paramètre de puissance est un paramètre réduit par au moins une variable de réduction. Par exemple, une variable de réduction est une donnée anémobarométrique.

Selon une option, le dispositif de surveillance 30 comporte alors un dispositif anémobarométrique 45 relié à l'unité de traitement 35 par une liaison filaire ou non filaire. Le dispositif
15 anémobarométrique 45 transmet alors des informations relatives à la valeur de diverses variables de réduction. En particulier, le dispositif anémobarométrique 45 transmet à l'unité de traitement des informations permettant de calculer une densité relative de l'air σ , la température et la pression de l'air extérieur, une vitesse
20 d'avancement de l'aéronef, une vitesse verticale de l'aéronef.

De manière complémentaire ou alternative, le dispositif de surveillance comporte un dispositif d'affichage 55 pour afficher une information relative à la valeur limite Peng déterminée par l'unité de traitement 35. On entend par « information relative à la valeur
25 limite » une donnée égale à cette valeur limite, ou une donnée déterminée en utilisant cette valeur limite.

En outre, le dispositif de surveillance 30 comporte un couplemètre 51 par moteur. Chaque couplemètre mesure un couple courant sur un arbre, et notamment un arbre de travail 4 s'étendant

entre le moteur 3 et la boîte de transmission de puissance principale 15.

Par exemple, l'unité de traitement communique avec un organe de gestion 50 de chaque moteur, cet organe de gestion 50
5 étant relié à un couplemètre.

Dès lors, le dispositif de surveillance présente des instruments permettant de déterminer des données dépendant des conditions atmosphériques et du cas de vol. Ces données sont transmises à l'unité de traitement pour l'établissement de la valeur
10 limite Peng.

L'unité de traitement peut comporter un sous-ensemble, par exemple connu sous l'expression anglaise « Vehicle Management System » pour exploiter la valeur limite Peng. Par exemple, l'unité de traitement en déduit un couple limite comparé à un couple
15 courant pour chaque moteur afin d'obtenir une image précise de la marge de puissance disponible. Cette marge de puissance est alors éventuellement transmise par l'unité de traitement au dispositif d'affichage 55 afin de permettre au pilote d'apprécier les limitations en puissance de l'aéronef.

20 La valeur limiter Peng peut aussi être transmise pour traitement aux organes de gestion 50.

Dès lors, le dispositif de surveillance permet d'appliquer le procédé selon l'invention.

Les figures 4 et 5 présentent des graphiques illustrant le
25 premier mode de réalisation.

Quel que soit le mode de réalisation, un constructeur détermine par essais ou simulation une loi de puissance 60 fournissant un premier paramètre de puissance 61 de l'ensemble

auxiliaire 20 en fonction d'une position POSACTU du moyen de commande 8.

Pour chaque position possible du moyen de commande 8, l'application de la loi de puissance fournit une unique valeur du premier paramètre de puissance 61.

Ce premier paramètre de puissance est une puissance réduite par au moins une variable de réduction, ou encore un couple éventuellement réduit par au moins une variable de réduction par exemple.

Par exemple, au moins une variable de réduction est une variable mesurée par un dispositif anémobarométrique 45 de l'aéronef. Notamment, au moins une variable de réduction est à choisir dans une liste comprenant une densité relative de l'air σ , la température et la pression de l'air extérieur, une vitesse d'avancement de l'aéronef, une vitesse verticale de l'aéronef.

Par exemple, le premier paramètre de puissance est une puissance divisée par la densité relative de l'air σ .

De plus, le constructeur détermine une limite de consigne Prot d'un deuxième paramètre de puissance représentant la puissance absorbée par le mât rotor 16. A l'instar du premier paramètre de puissance, le deuxième paramètre de puissance peut être une puissance en tant que telle, une puissance réduite par au moins une variable de réduction, ou encore un couple éventuellement réduit par au moins une variable de réduction par exemple. En particulier, la limite de consigne Prot peut être une limite de consigne de puissance absorbée par le mât rotor à ne pas dépasser.

La loi de puissance 60 et la limite de consigne Prot sont mémorisées dans la mémoire 37 de l'unité de traitement 30.

A chaque instant de calcul, l'unité de traitement estime la valeur limite P_{eng} .

Dès lors, l'unité de traitement 30 détermine la position courante POSACTU du moyen de commande 8 à l'aide des
5 données transmises par le système de mesure 40.

Par suite, l'unité de traitement 30 détermine une valeur calculée V_{cal} . Cette valeur calculée V_{cal} représente la puissance absorbée par l'ensemble auxiliaire.

Dès lors, l'unité de traitement détermine une valeur
10 intermédiaire V_{int} en appliquant la position courante POSACTU à la loi de puissance 60.

On entend par « en appliquant la position courante POSACTU à la loi de puissance 60 » que la valeur intermédiaire correspond à la position courante POSACTU selon la loi de puissance 60.

De plus, l'unité de traitement détermine une valeur actuelle
15 V_{actu} de chaque variable de réduction 65 en utilisant éventuellement les données du dispositif anémobarométrique.

Dès lors, l'unité de traitement convertit la valeur
20 intermédiaire V_{int} au moins en utilisant chaque valeur actuelle V_{actu} pour obtenir une valeur calculée non réduite.

Selon le premier mode de réalisation, l'unité de traitement convertit la valeur intermédiaire V_{int} uniquement en utilisant chaque valeur actuelle V_{actu} pour obtenir la valeur calculée V_{cal} .

Selon l'exemple précédent, la densité relative de l'air σ
25 courante est déterminée. La valeur calculée V_{cal} est alors égale au produit de la valeur intermédiaire V_{int} et de la densité relative de l'air σ courante.

A partir de cette valeur calculée V_{cal} , l'unité de traitement détermine la valeur limite P_{eng} de l'installation motrice à ne pas dépasser. Cette valeur limite P_{eng} est en effet égale à la somme d'au moins la limite de consigne P_{rot} et de la valeur calculée V_{cal} .

- 5 Selon une première configuration, la valeur limite P_{eng} est égale à la somme de la limite de consigne P_{rot} et de la valeur calculée V_{cal} soit : $P_{eng} = P_{rot} + V_{cal}$.

- 10 Selon une deuxième configuration, la valeur limite P_{eng} est égale à la somme de la limite de consigne P_{rot} ainsi que de la valeur calculée V_{cal} et de prélèvements de puissance prédéterminés P_{ext} soit : $P_{eng} = P_{rot} + V_{cal} + P_{ext}$.

Les prélèvements de puissance prédéterminés P_{ext} sont soit fixés par le constructeur soit déterminés en fonction de données provenant de dispositifs de mesure prévus à cet effet.

- 15 Cette deuxième configuration permet d'améliorer la qualité de l'estimation de la valeur limite P_{eng} en considérant la puissance prélevée par divers organes de l'aéronef.

- 20 En fonction de la nature de la limite de consigne et de la valeur calculée, la valeur limite peut prendre la forme d'un couple limite.

Toutefois, selon une réalisation la limite de consigne et la valeur calculée représentent des puissances.

Dès lors, l'unité de traitement exploite la valeur limite P_{eng} pour obtenir un couple limite T_{qlim} par moteur à ne pas dépasser.

- 25 Sur un aéronef monomoteur, le couple limite T_{qlim} est obtenu en divisant la valeur limite P_{eng} par la vitesse de rotation de l'arbre de travail 4 du moteur.

Sur un aéronef multimoteur, l'unité de traitement détermine une puissance limite par moteur pour que l'installation motrice génère la valeur limite, puis en déduit un couple limite par moteur.

5 Ces couples limites sont alors exploités par les équipements l'aéronef selon des procédés éventuellement usuels, et par exemple par les organes de gestion 50.

10 Par exemple, l'unité de traitement détermine un couple courant T_{actu} développé par chaque moteur 3 à partir des données des couplemètres 51, puis compare le couple courant T_{actu} de chaque moteur au couple limite T_{lim} associé. L'unité de traitement détermine ainsi une marge de couple transmise au dispositif d'affichage 55 voire aux organes de gestion 50 et à l'unité de traitement 36 pour traitement.

15 Selon le premier mode de réalisation de la figure 5, la valeur calculée V_{cal} est donc directement obtenue en convertissant la valeur intermédiaire V_{int} en un paramètre non réduit avec les valeurs courantes des variables de réduction.

20 Selon le deuxième mode de réalisation de la figure 6, la loi de puissance 60 est plus ou moins précise. Cette loi de puissance 60 est ainsi comprise dans une enveloppe 610. L'enveloppe 610 prend la forme d'un intervalle arqué centré sur une courbe moyenne 62. La courbe moyenne peut correspondre aux données obtenues avec un couplemètre par exemple lors d'essais.

25 Par suite, le constructeur établit alors une marge de précision M_{rg} correspondant à la moitié de l'intervalle de précision de l'enveloppe 610, et donc à la distance séparant la courbe moyenne 62 d'une limite supérieure 63 ou inférieure 64 de l'enveloppe 610.

De plus, le constructeur établit une valeur de puissance forfaitaire V_{forf} variant en fonction de la phase de vol. Cette valeur de puissance forfaitaire V_{forf} est mémorisée dans la mémoire 37.

Par exemple, la valeur de puissance forfaitaire V_{forf} est
5 égale à une première constante lorsque l'aéronef évolue à une
vitesse d'avancement inférieure à un seuil de vitesse prédéterminé.
La valeur de puissance forfaitaire V_{forf} est alors égale à une
deuxième constante lorsque l'aéronef évolue à une vitesse
d'avancement supérieure ou égale au seuil de vitesse
10 prédéterminé.

Dès lors, l'unité de traitement 30 détermine la phase de vol
courante de l'aéronef 1 en consultant par exemple le dispositif
anémobarométrique 45. Cette unité de traitement en déduit la
valeur de puissance forfaitaire V_{forf} correspondant à la phase de
15 vol courante.

Par ailleurs, l'unité de traitement détermine la valeur
intermédiaire V_{int} correspondant à la position courante POSACTU
au travers de la loi de puissance 60.

Dès lors, l'unité de traitement détermine une valeur de calcul
20 V_1 non réduite égale à ladite valeur intermédiaire V_{int} corrigée par
chaque valeur actuelle

Si la valeur de calcul V_1 déterminée est inférieure à la valeur
de puissance forfaitaire V_{forf} , alors l'unité de traitement ajoute la
marge de précision M_{rg} à la valeur de calcul V_1 pour obtenir la
25 valeur calculée V_{cal} .

Cette valeur calculée V_{cal} est en outre bornée par une borne
supérieure égale la valeur de puissance forfaitaire V_{forf} courante.
Par suite, si la somme de la marge de précision M_{rg} et de la valeur
de calcul V_1 est supérieure à valeur de puissance forfaitaire V_{forf}

courante, la valeur calculée V_{cal} est égale à ladite valeur de puissance forfaitaire V_{forf} . Dans la négative, la valeur calculée V_{cal} est égale à cette somme.

5 Si la valeur de calcul V_1 déterminée est supérieure à la valeur de puissance forfaitaire V_{forf} , l'unité de traitement soustrait la marge de précision Mrg à la valeur de calcul V_1 pour obtenir la valeur calculée V_{cal} .

Cette valeur calculée V_{cal} est en outre bornée par une borne inférieure égale la valeur de puissance forfaitaire V_{forf} courante.
10 Par suite, si la différence de la valeur de calcul V_1 est de la marge de précision Mrg est inférieure à valeur de puissance forfaitaire V_{forf} courante, la valeur calculée V_{cal} est égale à ladite valeur de puissance forfaitaire V_{forf} . Dans la négative, la valeur calculée V_{cal} est égale à cette différence.

15 Ce procédé revient à établir une courbe estimée.

Naturellement, la présente invention est sujette à de nombreuses variations quant à sa mise en œuvre. Bien que plusieurs modes de réalisation aient été décrits, on comprend bien qu'il n'est pas concevable d'identifier de manière exhaustive tous
20 les modes possibles. Il est bien sûr envisageable de remplacer un moyen décrit par un moyen équivalent sans sortir du cadre de la présente invention.

REVENDEICATIONS

1. Procédé pour surveiller un système de transmission de puissance (10) d'un aéronef (1), ledit aéronef (1) comportant au moins un rotor principal (6) mis en rotation par ledit système de transmission de puissance (10), ledit système de transmission de puissance (10) comprenant une boîte de transmission de puissance principale (15) reliée audit rotor principal (6) par au moins un mât rotor (16), ledit aéronef (1) comportant un ensemble auxiliaire (20) muni d'un rotor auxiliaire (7) et d'un assemblage mécanique (21) dudit système de transmission de puissance (10), ledit assemblage mécanique (21) reliant mécaniquement ledit rotor auxiliaire (7) à ladite boîte de transmission de puissance principale (15), ledit aéronef (1) comprenant une installation motrice (2) comprenant au moins un moteur (3) mettant en mouvement ladite boîte de transmission de puissance principale (15), ledit aéronef (1) comportant un moyen de commande (8) pour commander ledit rotor auxiliaire (7),

caractérisé en ce que :

- 20 - on détermine une loi de puissance (60) fournissant un premier paramètre de puissance (61) dudit ensemble auxiliaire (20) en fonction d'une position (POSACTU) dudit moyen de commande (8), ledit premier paramètre de puissance étant un paramètre de puissance réduit par au moins une variable de réduction,
- 25 - on fixe une limite de consigne (Prot) d'un deuxième paramètre de puissance dudit mât rotor (16),
- on détermine une position courante (POSACTU) du moyen de commande (8),

- on détermine une valeur dite « valeur intermédiaire (Vint) » dudit premier paramètre de puissance correspondant à ladite position courante (POSACTU) selon ladite loi de puissance (60),
- 5
- on mesure une valeur dite « valeur actuelle (Vactu) » de chaque variable de réduction (65),
 - on corrige ladite valeur intermédiaire (Vint) au moins en utilisant chaque valeur actuelle (Vactu) pour obtenir une valeur non réduite dite « valeur calculée (Vcal) »,
- 10
- on détermine une valeur dite « valeur limite (Peng) » d'un paramètre de surveillance de ladite installation motrice à ne pas dépasser, ladite valeur limite (Peng) étant égale à la somme d'au moins ladite limite de consigne (Prot) et de ladite valeur calculée (Vcal).
- 15
2. Procédé selon la revendication 1,
- caractérisé en ce que ladite limite de consigne (Prot) est une limite de puissance autorisée sur le ledit mât rotor.
3. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 2,
- caractérisé en ce que ladite valeur limite est :
- 20
- soit égale à la somme de ladite limite de consigne (Prot) et de ladite valeur calculée (Vcal),
 - soit égale à la somme de ladite limite de consigne (Prot) ainsi que de ladite valeur calculée (Vcal) et d'un prélèvement de puissance prédéterminé (Pext).
- 25
4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3

caractérisé en ce que, ladite valeur limite étant une puissance, on exploite ladite valeur limite (P_{eng}) pour obtenir un couple limite (T_{qlim}) par moteur à ne pas dépasser.

5. Procédé selon la revendication 4,

5 caractérisé en ce que :

- on mesure un couple courant (T_{qactu}) développé par chaque moteur (3),
- on compare ledit couple courant (T_{qactu}) d'un moteur au couple limite (T_{qlim}) associé.

10 6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5,

caractérisé en ce que qu'au moins une variable de réduction est une variable mesurée par un dispositif anémobarométrique (45) de l'aéronef.

7. Procédé selon la revendication 6,

15 caractérisé en ce qu'au moins une variable de réduction est à choisir dans une liste comprenant au moins un des paramètres suivants : une densité relative de l'air (σ), la température et la pression de l'air extérieur, une vitesse d'avancement de l'aéronef, une vitesse verticale de l'aéronef.

20 8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 7,

caractérisé en ce que ladite valeur calculée est égale à ladite valeur intermédiaire (V_{int}) corrigée par chaque valeur actuelle.

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 7,

caractérisé en ce que pour déterminer la valeur calculée (V_{cal}) :

25 - on détermine une phase de vol courante de l'aéronef (1),

- on détermine une valeur de puissance forfaitaire (V_{forf}) en fonction de la phase de vol courante,
- on détermine une valeur de calcul non réduite égale à ladite valeur intermédiaire (V_{int}) corrigée par chaque valeur
5 actuelle,
- si ladite valeur de calcul est inférieure à ladite valeur de puissance forfaitaire (V_{forf}), ladite valeur calculée (V_{cal}) est égale à la somme d'une marge de précision (M_{rg}) prédéterminée et de ladite valeur de calcul, ladite valeur
10 calculée (V_{cal}) étant bornée par ladite valeur de puissance forfaitaire (V_{forf}) pour ne pas être supérieure à ladite valeur de puissance forfaitaire (V_{forf}),
- si ladite valeur de calcul est supérieure à ladite valeur de puissance forfaitaire (V_{forf}), ladite valeur calculée (V_{cal}) est
15 égale à la différence de ladite valeur de calcul et de ladite marge de précision (M_{rg}), ladite valeur de calcul étant bornée par ladite valeur de puissance forfaitaire (V_{forf}) pour ne pas être inférieure à ladite valeur de puissance forfaitaire (V_{forf}).

10. Procédé selon la revendication 9,

- 20 caractérisé en ce que ladite valeur de puissance forfaitaire (V_{forf}) est égale à une première constante lorsque l'aéronef évolue à une vitesse d'avancement inférieure à un seuil de vitesse prédéterminé, et ladite valeur de puissance forfaitaire (V_{forf}) est égale à une
25 deuxième constante lorsque l'aéronef évolue à une vitesse d'avancement supérieure ou égale au seuil de vitesse prédéterminé.

11. Dispositif de surveillance (30) pour surveiller un système de transmission de puissance (10) d'un aéronef (1), ledit aéronef (1) comportant au moins un rotor principal (6) mis en

rotation par ledit système de transmission de puissance (10), ledit système de transmission de puissance (10) comprenant une boîte de transmission de puissance principale (15) reliée audit rotor principal (6) par au moins un mât rotor (16), ledit aéronef (1) comportant un ensemble auxiliaire (20) muni d'un rotor auxiliaire (7) et d'un assemblage mécanique (21) dudit système de transmission de puissance (10), ledit assemblage mécanique (21) reliant mécaniquement ledit rotor auxiliaire (7) à ladite boîte de transmission de puissance principale (15), ledit aéronef (1) comprenant une installation motrice (2) comprenant au moins un moteur (3) mettant en mouvement ladite boîte de transmission de puissance principale (15), ledit aéronef (1) comportant un moyen de commande (8) pour commander ledit rotor auxiliaire (7),

caractérisé en ce que ledit dispositif de surveillance (30) comporte une unité de traitement (35) munie d'un moyen de calcul (36) et d'une mémoire (37), ladite mémoire (37) mémorisant des instructions ainsi que ladite loi de puissance et ladite limite de consigne, ladite unité de traitement (35) étant reliée à un système de mesure (40) qui mesure une position courante (POSACTU) dudit moyen de commande (8), ledit moyen de calcul (36) exécutant lesdites instructions pour appliquer ledit procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 10.

12. Dispositif selon la revendication 11,

caractérisé en ce que ledit dispositif de surveillance (30) comporte un dispositif anémobarométrique (45) relié à l'unité de traitement (35).

13. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 11 à 12,

caractérisé en ce que ledit dispositif de surveillance (30) comporte un couplemètre (51) par moteur mesurant un couple courant sur un arbre (4) s'étendant entre ledit moteur (3) et ladite boîte de transmission de puissance principale (15).

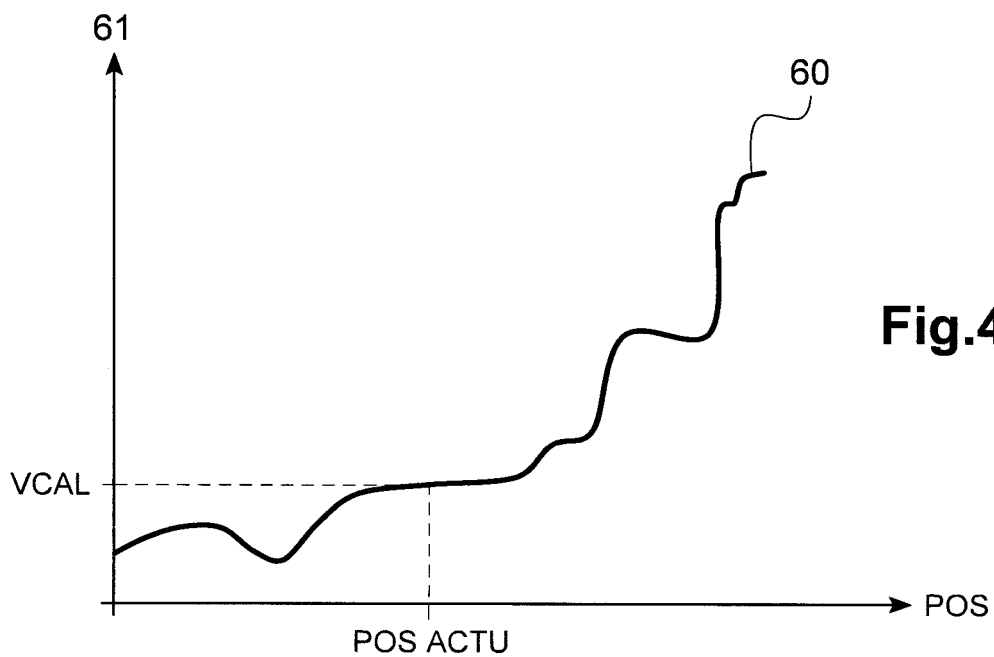
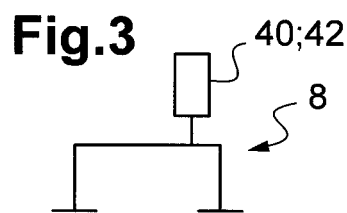
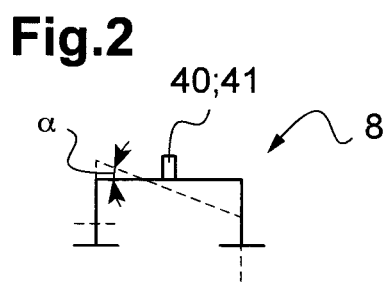
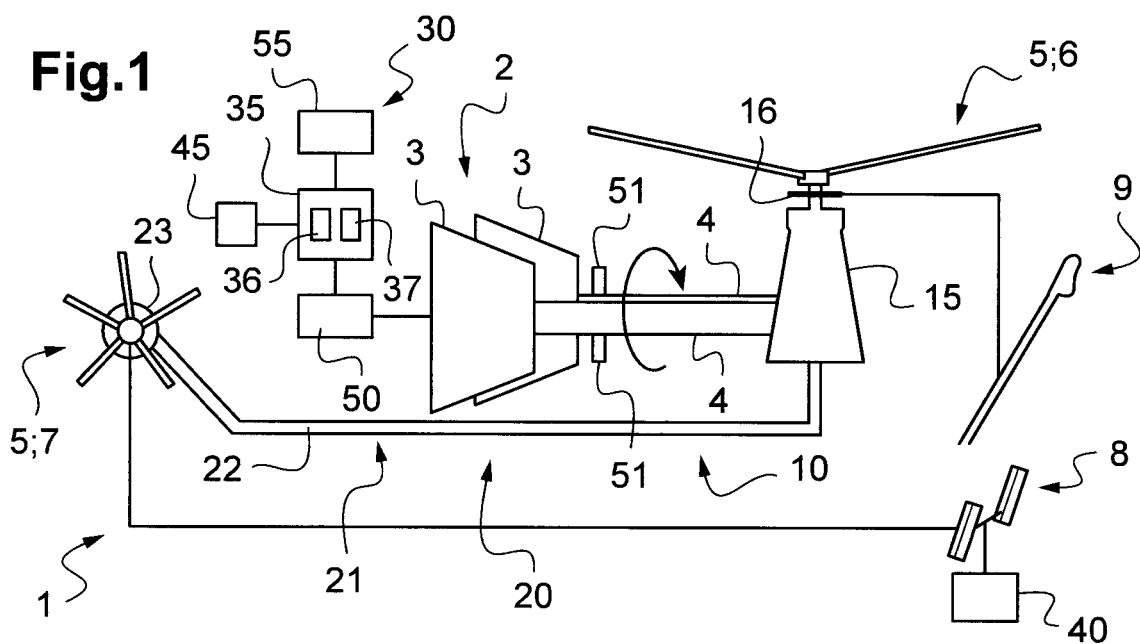
5 14. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 11 à 13,

caractérisé en ce que ledit dispositif de surveillance comporte un dispositif d'affichage (55) pour afficher une limite fonction de ladite valeur limite.

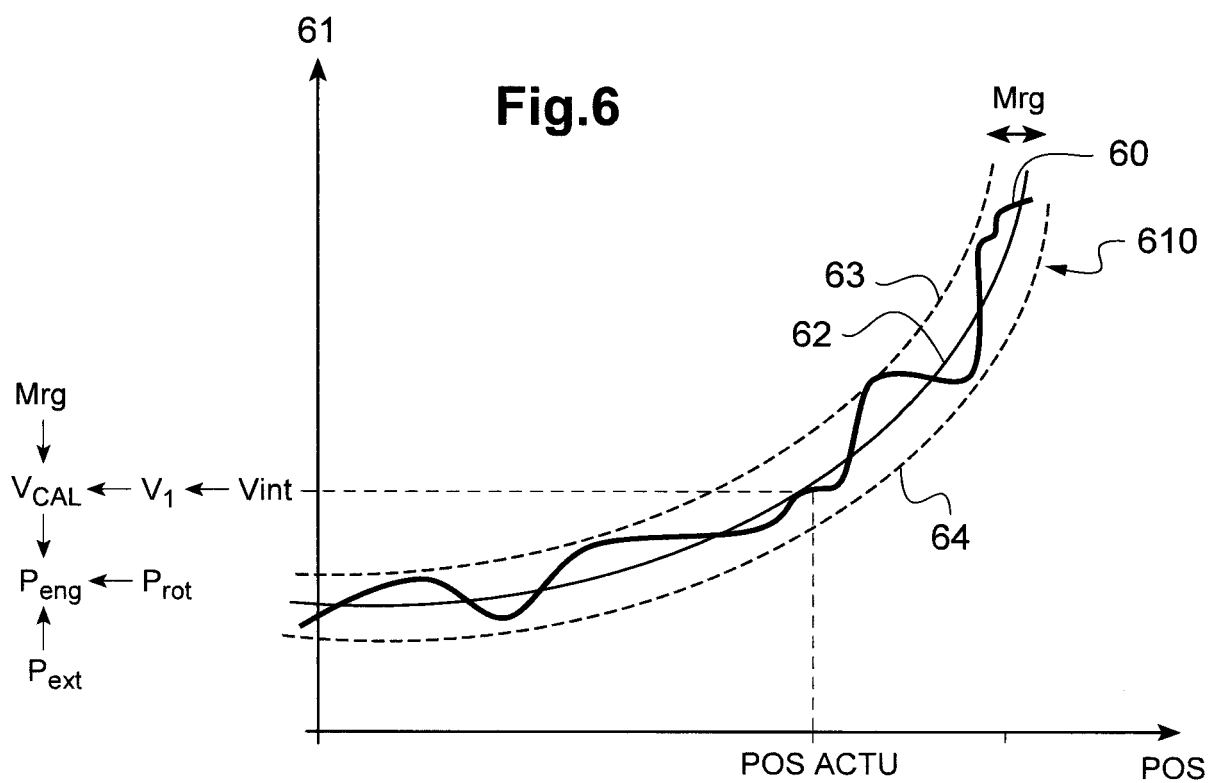
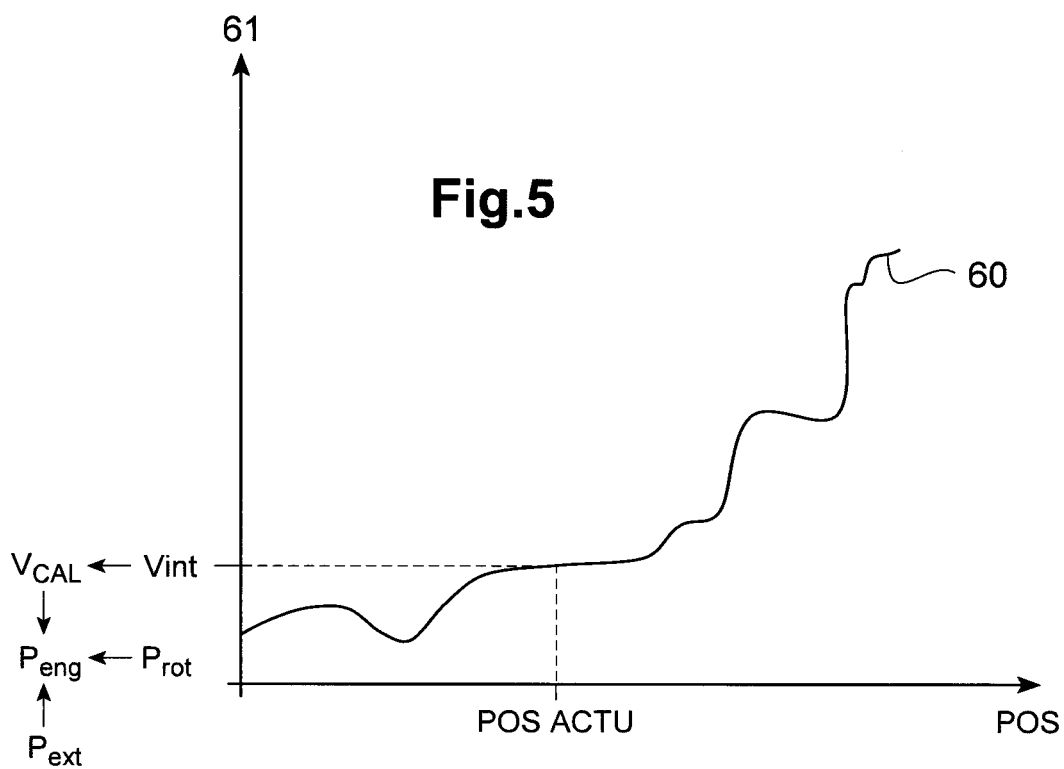
10 15. Aéronef (1) comportant au moins un rotor principal (6) mis en rotation par un système de transmission de puissance (10), ledit système de transmission de puissance (10) comprenant une boîte de transmission de puissance principale (15) reliée audit rotor principal (6) par au moins un mâât rotor (16), ledit aéronef (1)
15 comportant un ensemble auxiliaire (20) muni d'un rotor auxiliaire (7) et d'un assemblage mécanique (21) dudit système de transmission de puissance (10), ledit assemblage mécanique (21) reliant mécaniquement ledit rotor auxiliaire (7) à ladite boîte de transmission de puissance principale (15), ledit aéronef (1)
20 comprenant une installation motrice (2) comprenant au moins un moteur (3) mettant en mouvement ladite boîte de transmission de puissance principale (15), ledit aéronef (1) comportant un moyen de commande (8) pour commander ledit rotor auxiliaire (7),

25 caractérisé en ce que ledit aéronef (1) comporte un dispositif de surveillance selon l'une quelconque des revendications 11 à 14.

1/2



2/2





**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

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

N° d'enregistrement
national

FA 807011
FR 1500166

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	EP 2 749 496 A1 (AIRBUS HELICOPTERS [FR]) 2 juillet 2014 (2014-07-02)	11-15	B64D31/06
A	* alinéa [0072] - alinéa [0073]; figures 1, 2 * * alinéa [0087] - alinéa [0091] *	1	
A	EP 1 310 646 A2 (GOODRICH PUMP & ENGINE CONTROL [US]) 14 mai 2003 (2003-05-14) * alinéa [0014] - alinéa [0016]; figure 1 * * alinéa [0020] * * alinéa [0025] *	1-12	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			F02C B64C B64D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
24 novembre 2015		Talvitie, Risto	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1500166 FA 807011**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du 24-11-2015

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 2749496	A1	02-07-2014	CN 103895862 A	02-07-2014
			EP 2749496 A1	02-07-2014
			FR 3000466 A1	04-07-2014
			US 2014229036 A1	14-08-2014

EP 1310646	A2	14-05-2003	EP 1310646 A2	14-05-2003
			JP 4102166 B2	18-06-2008
			JP 2003205900 A	22-07-2003
			US 2003135305 A1	17-07-2003
