

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

11 N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

3 023 261

21 N° d'enregistrement national : 14 01500

51 Int Cl⁸ : B 64 D 31/00 (2013.01)

12 DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 03.07.14.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la demande : 08.01.16 Bulletin 16/01.

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.

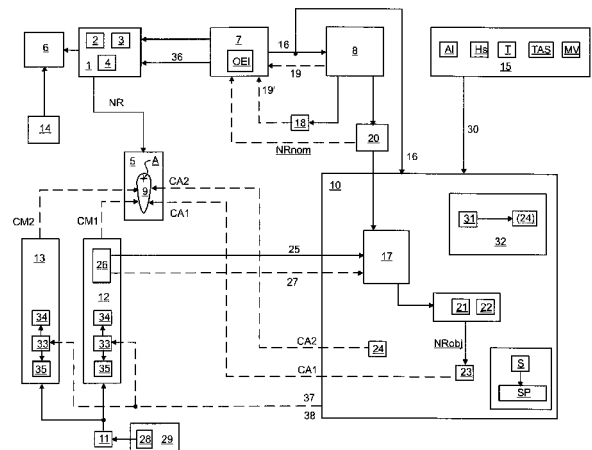
72 Inventeur(s) : VALLART JEAN BAPTISTE et TAHERI SETAREH.

73 Titulaire(s) : AIRBUS HELICOPTERS.

74 Mandataire(s) : GPI & ASSOCIES.

54 METHODE DE REGULATION DE LA VITESSES DE ROTATION DU ROTOR PRINCIPAL D'UN GIRAVION MULTI-MOTEUR EN CAS DE PANNE DE L'UN DES MOTEURS.

57 L'invention a pour objet une méthode de régulation de la vitesse de rotation d'au moins un rotor principal (5) d'un giravion multi-moteur entraîné à vitesse variable. En cas de panne de l'un des moteurs principaux (2,3) du giravion, une unité de commande (8) génère une consigne NR (19) au moins égale à la vitesse nominale (NRnom) d'entraînement du rotor principal (5). Puis un calculateur (17) détermine itérativement une vitesse-objectif (NRobj) d'entraînement du rotor principal (5) procurant une sustentation stabilisée (23) du giravion par équilibrage entre le couple (21) développé par le rotor principal (5) et la rapidité d'accroissement (22) de sa vitesse d'entraînement. Le pilote automatique (10) provoque alors une variation du pas des pales (9) du rotor principal (5) conformément à l'obtention de la vitesse-objectif (NRobj) itérativement calculée jusqu'à obtention de la sustentation stabilisée (23) du giravion.



FR 3 023 261 - A1



Méthode de régulation de la vitesse de rotation du rotor principal d'un giravion multi-moteur en cas de panne de l'un des moteurs

La présente invention est du domaine des méthodes de régulation du fonctionnement des moteurs d'un groupe de motorisation équipant les giravions multi-moteur. Ledit groupe de motorisation comprend notamment des moteurs principaux à combustion, turbomoteurs notamment, fournissant classiquement au giravion la puissance mécanique nécessaire pour procurer au moins l'entraînement d'un ou de plusieurs rotors équipant le giravion.

10 La présente invention s'inscrit plus spécifiquement dans le cadre d'une défection de l'un au moins desdits moteurs principaux du giravion procurant l'entraînement à une vitesse de consigne variable d'au moins un rotor principal du giravion, voire aussi procurant le cas échéant l'entraînement d'un rotor anticouple.

15 Le rotor principal procure typiquement au moins la sustentation du giravion, voire aussi sa propulsion et/ou son changement d'attitude en vol dans le cas spécifique d'un hélicoptère. Le rotor anticouple procure typiquement une stabilisation et un guidage du giravion en lacet et est couramment formé d'un rotor arrière ou d'au moins une hélice propulsive dans le cas d'un giravion à vitesses élevées d'avancement.

Classiquement, le fonctionnement des moteurs principaux du giravion est placé sous le contrôle d'une unité de régulation, telle qu'un FADEC (d'après l'acronyme anglais Full Authority Digital Engine Control). L'unité de régulation contrôle le dosage en carburant des moteurs principaux en fonction d'une consigne, ci-après désignée par consigne NR, relative à une vitesse de rotation requise du rotor principal. La consigne NR est générée et est transmise à l'unité de régulation par une unité de commande, telle qu'un AFCS (d'après l'acronyme anglais Automatic Flight Control System).

La consigne NR est couramment générée par l'unité de commande en fonction des besoins en puissance mécanique du giravion identifiée selon le cas de vol courant du giravion, et notamment en fonction des besoins en puissance mécanique pour
5 entraîner le rotor principal. La puissance consommée par le rotor principal peut être par exemple identifiée à partir d'une évaluation du couple résistant que le rotor principal oppose à l'encontre de son entraînement par le groupe de motorisation.

Il est connu d'anticiper par calcul la puissance mécanique que
10 devra fournir le groupe de motorisation pour répondre aux besoins du giravion, afin de procurer rapidement un entraînement du rotor principal à une vitesse de rotation conforme à la consigne NR. Le calcul par anticipation de la puissance mécanique nécessaire au giravion est par exemple identifiée à partir des commandes de vol
15 opérées par un pilote du giravion, indifféremment pilote humain ou pilote automatique.

Les commandes de vol exploitées pour calculer par anticipation la puissance mécanique nécessaire au giravion comprennent notamment des commandes de variation du pas des pales du rotor
20 principal, au moins collectivement voire aussi cycliquement. Dans le cas où le giravion est équipé d'un rotor arrière, il peut aussi être pris subsidiairement en compte une commande de vol provoquant une variation, notamment collective, du pas des pales du rotor arrière pour calculer par anticipation la puissance mécanique nécessaire au
25 giravion.

Dans ce contexte, il se pose le problème d'une défection de l'un des moteurs principaux d'un giravion bimoteur ou de plusieurs moteurs principaux d'un giravion à plus de deux moteurs principaux. En effet dans ce cas, un seul moteur principal du giravion demeure
30 potentiellement opérationnel pour fournir à lui seul la puissance mécanique nécessaire au giravion.

C'est pourquoi il a été défini des régimes spécifiques de régulation du fonctionnement des moteurs principaux, communément désignés par régimes OEI (d'après l'acronyme anglais One Engine Inoperative). Les régimes OEI sont appliqués pour réguler le fonctionnement d'un moteur principal fournissant à lui seul la puissance mécanique nécessaire au giravion en vol en cas de défection d'au moins un autre moteur principal d'un giravion multi-moteur. Les régimes OEI sont typiquement définis pour des phases de vol spécifiques conformément à une puissance mécanique donnée à fournir pour une période donnée par le moteur principal en évitant sa dégradation au-delà d'un seuil de dégradation toléré.

Divers régimes OEI sont potentiellement appliqués par l'unité de régulation, soit automatiquement (par un automate) soit sur requête du pilote humain du giravion conformément au manuel de vol. Les régimes OEI suivants sont couramment définis :

-) régime OEI-très courte durée, selon lequel le ou les moteurs principaux opérationnels sont individuellement aptes à être exploités à un régime d'urgence pour une durée brève de l'ordre de 30 secondes.
-) régime OEI-courte durée, selon lequel le ou les moteurs principaux opérationnels sont individuellement aptes à être exploités à un régime d'urgence pour une durée courte de l'ordre de 2 minutes à 3 minutes.
-) régime OEI-longue durée, selon lequel le ou les moteurs principaux opérationnels sont individuellement aptes à être exploités à un régime maximum pour une durée longue, potentiellement illimitée.

La consigne NR est définie par l'unité de commande conformément à l'obtention d'une vitesse de rotation du rotor principal, ci-après désignée par vitesse NR.

La vitesse NR est traditionnellement prédéfinie sensiblement invariable, en pouvant varier selon l'attitude en vol du giravion tout au plus dans une plage restreinte de variation de vitesse de l'ordre de 5% d'une vitesse NR nominale, sans toutefois excéder une variation de l'ordre de 1% par seconde. L'impact d'une telle variation restreinte de la vitesse NR est négligeable sur la variation de la puissance mécanique que doivent fournir les moteurs principaux du giravion pour entraîner le rotor principal.

En effet une défection de l'un des moteurs principaux du giravion provoque une perte brutale de puissance mécanique apte à être fournie par le groupe de motorisation, et par suite provoque une baisse de la vitesse NR. Cependant à l'instant de la défection de l'un des moteurs principaux du giravion, la vitesse NR courante est sensiblement égale à la consigne NR courante et est encore suffisante pour permettre au pilote de contrôler classiquement l'attitude du giravion.

Plus particulièrement en se référant à la fig.1 des planches annexées, il est représenté schématiquement par rapport au temps (tps) l'évolution des évènements essentiels intervenant en cas de défection de l'un de moteurs principaux d'un giravion bimoteur.

Dans une première étape E1 illustrée, les moteurs principaux du giravion sont tous deux opérationnels et fournissent conjointement hors cas de défection de l'un des moteurs principaux, dit cas de panne-moteur PM, une puissance mécanique PU_1 procurant un entraînement du rotor principal à une vitesse nominale NR_{nom} sensiblement constante pour un pas courant P1 donné des pales du rotor principal. Dans un tel contexte, la vitesse NR d'entraînement du rotor principal est néanmoins susceptible de varier, pour un pas courant P1 donné des pales du rotor principal, dans une plage de valeur de l'ordre de 5% classiquement comprise entre 97% et 102% de la vitesse nominale NR_{nom} .

En cas de panne-moteur PM de l'un des moteurs principaux, le giravion est brusquement placé dans une deuxième étape E2 préalablement à une quelconque réaction du pilote soudainement confronté au cas de panne PM. Un régime OEI de régulation du
5 moteur principal restant seul en activité est immédiatement armé. Le régime OEI appliqué est classiquement automatiquement sélectionné et armé parmi divers régimes OEI applicables selon la phase de vol du giravion caractérisée par sa mécanique de vol selon ses conditions d'évolution, telles que selon son assiette, son altitude de
10 progression et/ou sa vitesse d'avancement par exemple.

Au cours de cette deuxième étape E2, une baisse brutale de la puissance mécanique PU2 disponible est provoquée par suite de la défection de l'un des moteurs principaux et la vitesse NR du rotor principal chute compte tenu du pas courant P1 des pales du rotor
15 principal inchangé en l'absence de réaction du pilote.

Le moteur principal demeurant opérationnel subit alors une accélération avec pour effet d'accroître la puissance mécanique PU3 qu'il fournit conformément au régime OEI sélectionné et armé appliqué par l'unité de régulation. Bien évidemment, il est compris
20 par moteur principal demeurant opérationnel le moteur principal du giravion en activité à contrario du moteur principal défectueux.

Puis dans une troisième étape E3, le pilote réagit alors pour faire varier le pas collectif courant P2 des pales du rotor principal visant à affaiblir la puissance requise par le rotor principal. Une telle
25 variation du pas collectif P2 permet progressivement de limiter puis de stopper le plus rapidement possible la chute de la vitesse NR du rotor principal, avant d'atteindre une vitesse seuil critique, ci-après désignée vitesse-objectif NRobj, d'une valeur constante de l'ordre de 97% de la vitesse nominale NRnom.

30 Dans une quatrième étape E4, le moteur principal demeurant opérationnel fournit une puissance mécanique PU4 conforme au

régime OEI permettant de procurer un entraînement du rotor principal à la vitesse nominale NR_{nom} sensiblement constante.

La sustentation stabilisée du giravion étant rétablie malgré la panne de l'un des moteurs principaux, le pilote intervient alors sur l'ensemble des commandes de vol pour placer le giravion conformément à un cas de vol stabilisé procurant une stabilisation du comportement global du giravion, tout en conservant au mieux constante la vitesse NR d'entraînement du rotor principal à la vitesse nominale NR_{nom} . Un tel cas de vol stabilisé est communément reconnu lorsque les paramètres de vol du giravion sont invariants pour une progression stable du giravion.

Pour préciser la notion de sustentation stabilisée, la sustentation stabilisée d'un giravion est communément reconnue lorsqu'une chute du nombre de tours du rotor principal est stoppée, sous condition d'une sécurisation du giravion vis-à-vis de la résistance à l'effort subie par sa structure, étant bien évidemment compris que ladite chute du nombre de tours est provoquée indépendamment du contrôle du comportement du giravion par le pilote, indifféremment pilote humain ou pilote automatique, tel que dans le cas d'une défection de l'un des moteurs principaux du giravion dans le cadre de la présente invention.

De telles modalités d'intervention du pilote illustrées sur la fig.1 sont classiquement opérées selon les manuels de vol dans le cas d'une vitesse NR d'entraînement du rotor principal sensiblement constante et considérée invariable.

Selon l'équipement du giravion, un pilote automatique est potentiellement exploité pour rétablir rapidement la vitesse nominale NR_{nom} du rotor principal en cas de défection de l'un des moteurs principaux, en générant des commandes automatiques de vol modifiant le pas collectif courant P2 des pales du rotor principal tel qu'illustré à la troisième étape E3 représentée sur la fig.1.

Cependant l'évolution des techniques dans le domaine des giravions tend à favoriser un entraînement du rotor principal à une vitesse NR commandée variable par rapport à la vitesse nominale NRnom prédéfinie selon les conditions de vol du giravion.

5 En effet, une telle variation significative de la vitesse NR d'entraînement du rotor principal est par exemple exploitée pour réduire les nuisances sonores du giravion et/ou pour améliorer ses performances dans certaines phases de vol. A titre indicatif, la vitesse du rotor principal peut être commandée variable entre 5% et
10 10% de la vitesse nominale NRnom, voire potentiellement davantage selon l'évolution des techniques, et plus particulièrement peut être commandée variable selon une plage de valeurs potentiellement comprise entre 93% et 107% de la vitesse nominale NRnom.

On pourra à ce propos se reporter par exemple à la publication
15 « Enhanced energy maneuverability for attack helicopters using continuous variable rotor speed control » (C.G. SCHAEFER Jr ; F.H. LUTZE, Jr) ; 47th forum American Helicopter Society 1991 ; p. 1293-1303. Selon ce document, les performances d'un giravion en situation de combat sont améliorées en faisant varier la vitesse d'entraînement
20 du rotor principal selon une variation de la vitesse air du giravion.

On pourra aussi se reporter par exemple au document US 6 198 991 (YAMAKAWA et al.), qui propose de réduire les nuisances sonores générées par un giravion en approche d'un point de posé en faisant varier la vitesse de rotation du rotor principal.

25 On pourra encore à ce propos se reporter par exemple au document US2007/118254 (BARNES G.W. et al.), qui propose de faire varier la vitesse de rotation du rotor principal d'un giravion, selon deux valeurs considérées comme basse et haute, sous conditions prédéfinies de seuils de valeurs de divers paramètres liés
30 à des conditions de vol du giravion préalablement identifiées.

Par exemple encore, on pourra aussi se reporter à ce propos au document WO2010143051 (AGUSTA SPA et al.), qui propose de faire varier la vitesse de rotation d'un rotor principal équipant un giravion conformément à une cartographie préalablement établie selon
5 diverses conditions de vol du giravion.

Il se pose alors le problème des modalités d'intervention sur le comportement du giravion en cas de défection de l'un des moteurs principaux, compte tenu d'un entraînement du rotor principal à une vitesse NR potentiellement basse par rapport à la vitesse nominale
10 NR_{nom}, telle que pouvant être au moins inférieure à 7% de la vitesse nominale NR_{nom}. En effet dans ce cas, le rétablissement par le pilote d'un entraînement du rotor principal à une vitesse NR conforme à la consigne NR est beaucoup plus délicat à effectuer.

Par suite, il apparaît opportun de procurer au pilote humain
15 d'un giravion bimoteur une assistance automatisée pour rétablir un entraînement du rotor principal en cas de défection de l'un des moteurs principaux, dans le contexte d'un possible entraînement du rotor principal à une vitesse NR potentiellement basse par rapport à la vitesse nominale NR_{nom} à l'instant où intervient ladite défection
20 de l'un des moteurs principaux.

Il est connu un environnement technologique de l'invention appliqué à un giravion monomoteur, selon lequel une assistance automatisée est procurée au pilote humain du giravion pour placer le rotor principal en autorotation en cas de défection du moteur
25 principal.

Une telle assistance est procurée par un dispositif automatique générateur de commandes de vol modifiant, en cas de défection du moteur principal, l'attitude du giravion en verticalité, en tangage, en roulis et/ou en lacet, pour contrebalancer les effets aérodynamiques
30 défavorables qui font immédiatement suite à une défaillance du moteur principal.

On pourra par exemple se reporter à ce propos aux documents FR 2 601 326 (UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION), FR 2 864 028 (EUROCOPTER S.A.S.) et US 2013/0221153 (BELL HELICOPTER TEXTRON).

5 Dans ce contexte, la présente invention a pour objet une méthode de régulation de la vitesse de rotation, dite vitesse NR, d'au moins un rotor principal d'un giravion multi-moteur en cas, dit cas de panne-moteur, de défection de l'un des moteurs principaux à combustion d'un groupe de motorisation équipant le giravion.

10 Le dit groupe de motorisation fournit classiquement au giravion la puissance mécanique nécessaire au moins à l'entraînement en rotation du principal.

La méthode de la présente invention est appliquée dans le cadre, hors cas de panne-moteur, d'un entraînement par le groupe de motorisation dudit au moins un rotor principal conformément à
15 l'application d'une consigne de vitesse, dite consigne NR, dont la valeur est calculée variable par une unité de commande selon les conditions de vol courantes du giravion.

Dans ce contexte, la valeur de la consigne NR varie
20 potentiellement dans une plage de valeurs proportionnelles à la valeur d'une vitesse nominale prédéfinie d'entraînement du rotor principal, à titre indicatif dans une plage de valeurs comprise entre 93% et 107% de la valeur de la vitesse nominale.

Il est plus particulièrement visé par la présente invention de
25 proposer une telle méthode apte à assister un pilote humain du giravion dans le cas où une panne-moteur intervient alors que la vitesse d'entraînement du rotor principal est potentiellement significativement basse par rapport à ladite vitesse nominale.

Dans le cadre de la présente invention, le giravion est équipé d'au moins un organe de commande manuelle de vol générant, par suite de son entraînement par l'homme, des commandes manuelles de vol provoquant une variation du pas des pales dudit au moins un rotor principal. Le giravion est aussi équipé d'un pilote automatique 5 générateur de commandes automatiques de vol provoquant une variation du pas des pales du dit au moins un rotor principal.

Le giravion est aussi équipé de ladite unité de commande fournissant ladite consigne NR à une unité de régulation du 10 fonctionnement individuel des moteurs principaux pour entraîner le rotor principal à une vitesse NR conforme à la consigne NR.

L'unité de régulation applique en cas de panne-moteur un régime de régulation, dit régime OEI, du fonctionnement d'au moins un moteur principal demeurant opérationnel. Tel que classiquement, 15 ledit régime OEI est sélectionné et appliqué par l'unité de régulation selon une phase de vol identifiée du giravion parmi une pluralité de régimes OEI prédéfinis.

Dans ce contexte, la méthode de la présente invention est principalement reconnaissable en ce qu'elle comprend les opérations 20 détaillées ci après :

Dans le cas où un cas de panne-moteur est identifié par l'unité de régulation, l'unité de régulation applique ledit régime OEI et transmet à l'unité de commande une donnée, dite donnée de panne-moteur, relative à l'identification du cas de panne-moteur par l'unité 25 de régulation.

Puis, par suite de la réception par l'unité de commande de ladite donnée de panne-moteur, l'unité de commande génère ladite consigne NR selon une valeur au moins, et de préférence, égale à la valeur de ladite vitesse nominale.

Dans ce contexte, le giravion est potentiellement dans un cas de vol favorable selon lequel la valeur de la consigne NR courante est supérieure ou égale à la valeur de la vitesse nominale d'entraînement du rotor principal. Il est considéré que dans un tel cas de vol favorable, la génération par l'unité de commande de ladite qu'une consigne NR d'une valeur au moins égale à ladite vitesse nominale est adaptée pour favoriser l'obtention rapide d'une progression stabilisée du giravion, au moins en ce qui concerne l'obtention rapide d'une sustentation stabilisée du giravion.

10 Cependant dans le cadre de la présente invention, la valeur de la vitesse NR courante peut être significativement inférieure à la valeur de la vitesse nominale, tel que notamment inférieure à 97% de la vitesse nominale. Dans un tel cas de vol défavorable, la difficulté pour le pilote humain d'obtenir une sustentation stabilisée du giravion est accrue par rapport audit cas de vol favorable. Le pilote humain étant en situation délicate, il est proposé, par suite de la réception par l'unité de commande de ladite donnée de panne-moteur, d'assister le pilote humain dans le contrôle de l'attitude en vol du giravion.

20 Plus particulièrement dans ledit cas de vol défavorable selon lequel la valeur de la vitesse NR courante est inférieure à la valeur de la vitesse nominale, un calculateur calcule itérativement une vitesse d'entraînement du rotor principal, dite vitesse-objectif.

La vitesse-objectif est calculée itérativement :

25 -) par identification, selon le cas de vol courant du giravion, d'une part de la puissance mécanique disponible apte à être fournie par le groupe de motorisation conformément au régime OEI courant et d'autre part de la portance courante procurée par le rotor principal, notamment déterminée conformément aux commandes de vol courantes générées par le pilote, indifféremment pilote humain ou
30 pilote automatique, puis

-) par identification d'une portance maximale apte à être procurée par le rotor principal sous condition d'e l'obtention d'une sustentation stabilisée du giravion, à partir d'une vitesse NR apte à être atteinte dans un laps de temps le plus bref possible depuis la vitesse NR courante vers la vitesse-objectif, bien évidemment sous conditions
5 d'une progression sécurisée du giravion.

Dans un tel contexte, ladite vitesse-objectif est non prédéterminée en étant de préférence calculée itérativement à une fréquence donnée, de l'ordre de 40 fois par seconde par exemple, et
10 en étant variable selon le cas de vol courant du giravion à chacune des séquences de calcul de la vitesse-objectif.

Un tel calcul itératif de la vitesse objectif est fondé sur la base d'une répartition de ladite puissance mécanique disponible entre le couple moteur entraînant le rotor principal et la vitesse NR d'entraînement du rotor principal de sorte que la portance procurée
15 par le rotor principal soit optimisée le plus rapidement possible pour minimiser la perte de hauteur-sol du giravion.

Il est à noter que ledit calculateur est potentiellement intégré à un quelconque moyen de calcul équipant le giravion, tel que
20 notamment intégré au pilote automatique, voire de préférence à l'unité de régulation.

Puis dans le cas où la vitesse NR courante est inférieure à la vitesse-objectif, le pilote automatique génère des commandes automatiques de vol provoquant une variation du pas des pales du
25 rotor principal jusqu'à obtention d'un entraînement du rotor principal à ladite vitesse-objectif.

Dans ces conditions en cas de panne-moteur, la prise en compte d'une vitesse d'entraînement du rotor principal pouvant être significativement inférieure à la vitesse nominale est quasi-
30 instantanément opérée par le calculateur.

En l'absence de réaction du pilote soudainement confronté à un cas de panne-moteur, l'unité de régulation génère dans un premier temps une consigne NR d'une valeur au moins égale à ladite vitesse nominale et le calculateur calcule itérativement la vitesse-objectif exploitée par le pilote automatique pour générer des commandes automatiques de vol procurant rapidement la sustentation stabilisée du giravion.

La sustentation stabilisée du giravion est obtenue sans obligatoirement entraîner le rotor principal à une vitesse conforme à la vitesse nominale. En effet, le temps requis pour atteindre une stabilisation de la sustentation du giravion à partir d'une vitesse d'entraînement du rotor principal potentiellement basse est écourté, par génération itérative de la vitesse-objectif par le calculateur, sous dépendance de laquelle vitesse-objectif sont générées les commandes de vol par le pilote automatique procurant le plus rapidement possible ladite sustentation stabilisée.

Il en ressort finalement que malgré un entraînement du rotor principal à une vitesse potentiellement basse, le pilote humain est assisté en cas de panne-moteur dans le pilotage du giravion avant toute réaction humainement possible. L'assistance au pilotage fournie procure une évolution du giravion sous conditions favorables de vol à partir de l'obtention d'une sustentation stabilisée du giravion sous contrôle du calculateur.

Il est de préférence proposé après stabilisation de la sustentation du giravion de générer des commandes de vol procurant un cas de vol stabilisé du giravion. Un tel cas de vol stabilisé est classiquement obtenu en générant des commandes de vol faisant varier au moins le pas des pales du rotor principal, voire aussi le cas échéant activant la mise en œuvre d'un dispositif anticouple tel que classiquement formé au moins par un rotor annexe.

Cependant après la période nécessaire à la stabilisation de la sustentation du giravion, le pilote humain est potentiellement apte à réagir. C'est pourquoi il est choisi d'opérer les commandes de vol procurant le cas de vol stabilisé soit manuellement par le pilote humain soit automatiquement par le pilote automatique armé en au moins un mode supérieur de fonctionnement procurant un guidage du giravion selon ses différents axes de progression, tels que typiquement au moins en tangage, en roulis et en lacet voire aussi en verticalité.

10 A cet effet selon une forme de l'invention et par suite de l'obtention de ladite sustentation stabilisée du giravion, le pilote automatique est potentiellement armé dans un mode de fonctionnement selon lequel le pilote automatique calcule un cas de vol stabilisé du giravion et génère des commandes automatiques de vol conformes au dit cas de vol stabilisé. Tel que visé plus loin, le pilote automatique est potentiellement pré-armé ou est armé sur requête du pilote dans un tel mode de fonctionnement identifiant ledit cas de vol stabilisé.

20 De préférence, ledit cas de vol stabilisé est calculé par le pilote automatique conformément à un avancement du giravion à des vitesses moyennes, à titre indicatif à une vitesse d'avancement du giravion comprise entre 45 kt (45 nœuds) et 100 kt (100 nœuds). En effet, il est choisi d'identifier ledit cas de vol stabilisé conformément à une vitesse d'avancement du giravion susceptible de consommer 25 une puissance mécanique la plus faible possible.

En outre, le cas de vol stabilisé est potentiellement calculé par le pilote automatique par prise en compte au moins de l'un au moins des paramètres de vol du giravion comprenant la hauteur-sol courante du giravion, la vitesse-air courante du giravion et la 30 température de l'air extérieur ambiant environnant le giravion.

Selon une forme avantageuse de réalisation, ledit cas de vol stabilisé du giravion est calculé à partir d'une sélection par le pilote automatique d'une phase de vol à atteindre parmi plusieurs phases de vol préalablement répertoriées et par exemple mémorisées dans une base de données, notamment en prenant en compte la phase de vol courante du giravion.

Selon des exemples non exhaustifs de mise en œuvre de la méthode de l'invention, le pilote automatique calcule ledit cas de vol stabilisé au moins selon les modalités suivantes :

10 -) en phase de vol du giravion proche du sol, à titre indicatif de l'ordre inférieure à 30 ft (30 pieds), le pilote automatique calcule le cas de vol stabilisé conformément à un guidage du giravion selon une procédure de poser du giravion,

15 -) en phase de décollage automatique du giravion selon lequel le giravion est guidé par le pilote automatique selon une procédure préétablie de décollage, le cas de vol stabilisé est calculé par le calculateur conformément à un guidage du giravion en procédure de décollage.

De préférence, le pilote automatique calcule ledit cas de vol stabilisé conformément à l'application d'une consigne NR d'une valeur au moins égale à un seuil de vitesse. La valeur dudit seuil de vitesse est notamment prédéfinie selon une vitesse minimale tolérée d'entraînement du rotor principal procurant un vol sécurisé du giravion, telle que de préférence de l'ordre de 97% de la vitesse nominale.

Par ailleurs, l'armement du pilote automatique en mode de calcul dudit cas de vol stabilisé est potentiellement provoqué selon les modalités alternatives suivantes :

-) par une commande manuelle d'armement opérée par un pilote humain placé en situation de pouvoir réagir sur le comportement du giravion par suite de l'obtention de la sustentation stabilisée du giravion,

5 -) par une commande automatique d'armement générée par suite de la génération par l'unité de régulation de ladite donnée de panne-moteur,

-) par un état de pré-armement du pilote automatique préalablement à un éventuel cas de panne-moteur, afin de procurer au pilote humain
10 une plage de temps de réaction optimisée.

Le pilote automatique étant armé en mode de calcul dudit cas de vol stabilisé, un désarmement du pilote automatique hors mode de calcul est opérable par le pilote humain du giravion générant une commande manuelle de désarmement.

15 Selon une autre forme de réalisation et par suite de l'obtention de ladite sustentation stabilisée du giravion, le pilote humain du giravion génère des commandes manuelles de vol procurant un guidage en vol stabilisé du giravion conformément à l'application d'une procédure d'urgence préétablie et consignée au manuel de vol.

20 Ladite procédure d'urgence est conforme à un guidage en vol stabilisé du giravion placé dans des conditions défavorables d'évolution définies conformément à une évolution du giravion en altitude, à titre indicatif à une hauteur-sol supérieure à 500 ft (500
25 pieds), à une température élevée de l'air extérieur ambiant environnant le giravion, à titre indicatif à une température de l'ordre d'au moins 30°C (30° Celcius), et à un entraînement du rotor principal à une vitesse NR basse de rotation, notamment considérée inférieure à 97% de la vitesse nominale.

La prise en compte de ladite procédure d'urgence permet de répondre au mieux à l'obtention d'une évolution sécurisée du giravion quelles que soient les conditions courantes d'évolution du giravion. En effet la procédure d'urgence est avantageusement définie unique
5 et applicable à l'ensemble des conditions de vol courantes du giravion en cas de panne-moteur, pour éviter de complexifier le travail du pilote humain placé en situation d'urgence par suite de la défection de l'un des moteurs principaux du giravion.

Par ailleurs, l'application d'une consigne NR à une valeur au
10 moins égale audit seuil de vitesse est de préférence opérée par limitation d'une variation du pas des pales du rotor principal vis-à-vis d'un seuil de pas des pales du rotor principal prédéfini.

Selon une forme de réalisation, l'un quelconque au moins des organes de commande manuelle de vol provoquant une variation du
15 pas des pales du rotor principal est avantageusement équipé d'un dispositif générateur de signaux tactiles. Le dispositif générateur de signaux tactiles produit au moins un premier signal tactile par suite d'une identification selon la mécanique de vol du giravion d'un pas des pales du rotor principal équivalent audit seuil de pas.

20 Selon une forme de réalisation, le dispositif générateur de signaux tactiles est potentiellement générateur d'un deuxième signal tactile par suite d'une identification selon la mécanique de vol du giravion d'un pas des pales du rotor principal supérieur audit seuil de pas. De telles dispositions visent à indiquer au pilote humain un
25 franchissement des limites de puissance mécanique définies selon le régime OEI courant appliqué par l'unité de régulation.

Le dispositif générateur de signaux tactiles est par exemple un dispositif générateur de vibrations. Par exemple encore, le dispositif
générateur de signaux tactiles est un dispositif opposant un effort
30 résistant à l'encontre de l'entraînement par le pilote humain de l'organe de commande manuelle de vol.

Par ailleurs, le groupe de motorisation comprend potentiellement au moins un moteur auxiliaire. Dans ce cas et sous réserve d'une identification par l'unité de commande d'un déficit de puissance consommée par le rotor principal vis-à-vis de l'obtention rapide d'une sustentation stabilisée du giravion, l'unité de régulation est génératrice d'une requête de mise en œuvre dudit au moins un 5 moteur auxiliaire.

Selon divers exemples de réalisation, ledit au moins un moteur auxiliaire est indifféremment une machine électrique et/ou une unité 10 auxiliaire de puissance (APU).

Il est rappelé que ladite unité auxiliaire de puissance, dite APU (d'après l'acronyme anglais Auxiliary Power Unit), est typiquement constituée d'un moteur auxiliaire à combustion, turbomoteur notamment, dont le fonctionnement est contrôlé par l'unité de 15 régulation. Un tel moteur auxiliaire est typiquement dimensionné pour procurer la puissance mécanique nécessaire à l'entraînement d'organes auxiliaires du giravion (compresseurs, machines électriques, équipements de servitude par exemple) lorsque le giravion est au sol, en étant inapte à entraîner seul le ou les rotors 20 du giravion en vol, notamment en cas de panne-moteur.

Cependant, il peut être opportun d'exploiter le moteur auxiliaire pour participer en vol à l'entraînement du rotor principal en fournissant, dans certaines phases de vol spécifiques du giravion, un appoint de puissance mécanique en complément de la puissance 25 mécanique essentiellement fournie par les moteurs principaux quant à eux dimensionnés pour pouvoir entraîner en vol le ou les rotors du giravion, le cas échéant isolément en cas de panne-moteur.

Dans ce contexte, il est compris que le fonctionnement du moteur auxiliaire n'est pas soumis aux régimes OEI de régulation en 30 cas de défection de l'un des moteurs principaux.

Selon une forme préférée de réalisation, l'unité de régulation est génératrice d'une commande de régulation du fonctionnement individuel de chacun des moteurs principaux prenant en compte au moins d'une part la consigne NR et d'autre part une anticipation de la puissance mécanique à fournir par le groupe de motorisation typiquement identifiée selon la mécanique du vol du giravion provoquant au moins une variation du pas des pales au moins de la voilure du rotor principal.

Il est par ailleurs compris que l'armement du pilote automatique en mode secondaire de fonctionnement est distinct et ne fait pas obstacle à un armement potentiellement simultané du pilote automatique en au moins un mode supérieur de fonctionnement procurant un guidage automatique du giravion selon l'un quelconque au moins de ses axes de progression.

Un exemple de réalisation de la présente invention va être décrit en relation avec les figures des planches annexées, dans lesquelles :

- la fig.1 est une représentation schématique par rapport au temps (tps) de l'évolution, selon l'art antérieur, des événements essentiels intervenant en cas de panne de l'un des moteurs principaux d'un giravion bimoteur, précédemment commentée.

- la fig.2 est une représentation schématique par rapport au temps (tps) de l'évolution, selon un exemple de réalisation de l'invention, des événements essentiels intervenant en cas de panne de l'un de moteurs principaux d'un giravion bimoteur.

- la fig.3 est un schéma détaillant les modalités mises en œuvre conformément à l'exécution d'une méthode de la présente invention selon une forme préférée de réalisation.

Sur la fig.2, le rotor principal d'un giravion bimoteur est entraîné hors cas de panne-moteur à une vitesse, dite vitesse NR, significativement inférieure à une vitesse nominale NR_{nom} prédéfinie. En effet, le rotor principal est potentiellement entraîné à une vitesse NR variable sous contrôle d'une unité de commande prenant en compte les conditions de vol du giravion, telle que les paramètres physicochimiques de l'air ambiant environnant le giravion, sa vitesse d'avancement ou sa hauteur-sol par exemple.

De telles dispositions visent à favoriser aux besoins les performances du giravion, notamment en vol stationnaire voire aussi en vol de croisière, et/ou pour réduire les nuisances sonores générées par le giravion selon des phases de vol spécifiques, telles que notamment en phase d'approche par le giravion d'un point de poser.

Tel que dans le contexte illustré sur la fig.1 dans une première étape E11, les moteurs principaux du giravion sont tous deux opérationnels et fournissent conjointement hors cas de panne-moteur PM une puissance mécanique PU11 procurant un entraînement du rotor principal à une vitesse NR sensiblement constante à un instant donné pour un pas courant P1 donné des pales du rotor principal.

En cas de panne-moteur PM de l'un des moteurs principaux, le giravion est brusquement placé dans une deuxième étape E22 préalablement à une quelconque réaction du pilote soudainement confronté au cas de panne-moteur PM.

Un régime OEI de régulation du moteur principal opérationnel restant seul en activité est immédiatement armé en étant classiquement appliqué par une unité de régulation. Le régime OEI appliqué est automatiquement sélectionné et armé parmi divers régimes OEI applicables selon la phase de vol du giravion.

Au cours de cette deuxième étape E22, une baisse brutale de la puissance mécanique PU22 disponible est provoquée compte tenu de la défection de l'un des moteurs principaux en situation de panne-moteur PM. Par suite, le pas courant P11 des pales du rotor principal étant maintenu constant en l'absence de réaction du pilote, la vitesse NR de rotation du rotor principal chute.

Cependant compte tenu d'un entraînement du rotor principal à une vitesse NR significativement inférieure à la vitesse nominale NRnom, le pilote humain est placé en situation particulièrement délicate pour parvenir à stabiliser la progression du giravion.

En effet, la vitesse NR d'entraînement du rotor principal est potentiellement proche d'une valeur minimale NRmini admise et le laps de temps utile au rétablissement d'une progression du giravion sous conditions de vol sécurisé est potentiellement très bref.

Dans ce contexte, il est proposé d'assister le pilote humain pour placer le giravion sous conditions de vol sécurisé en cas de panne-moteur.

Il est plus particulièrement fait le choix de procurer dans un premier temps une stabilisation de la sustentation du giravion procurée par le rotor principal, puis dans un deuxième temps de contrôler la manœuvre de la mécanique de vol du giravion, indifféremment par le pilote humain ou par un pilote automatique équipant le giravion, conformément à l'application d'un cas de vol stabilisé du giravion procurant une stabilisation de la progression du giravion depuis le cas de vol courant suivant l'ensemble de ses axes de progression.

Dans un cas de vol favorable non illustré selon lequel la vitesse NR d'entraînement du rotor principal est égale ou supérieure à la vitesse nominale NRnom, la vitesse NR courante d'entraînement du rotor principal est maintenue.

Dans ce cas, l'unité de commande maintient la génération d'une consigne, dite consigne NR, et le pilote du giravion peut générer des commandes de vol provoquant une augmentation du couple consommé par le rotor principal conformément à une exploitation maximale de la puissance mécanique disponible fournie par le moteur principal maintenu en fonctionnement, ayant subsidiairement pour effet de réduire la vitesse NR.

Cependant tel qu'illustré sur la fig.2, il est potentiellement identifié un cas de vol défavorable selon lequel la vitesse NR d'entraînement du rotor principal est significativement inférieure à la vitesse nominale NR_{nom} à l'instant où le cas de panne-moteur intervient.

Dans ce cas dans une troisième étape E33a, le pas P33a des pales du rotor principal est rapidement modifié par un pilote automatique équipant le giravion par suite d'une requête émise par l'unité de commande d'une consigne NR d'une valeur égale voire supérieure à la vitesse nominale NR_{nom} . Cette première étape permet de ralentir immédiatement la baisse du nombre de tours du rotor principal.

Par ailleurs, un calculateur mis en œuvre dès la détection du cas de panne moteur calcule une vitesse, dite vitesse-objectif N_{Robj} , d'entraînement du rotor principal conformément à l'exploitation d'une puissance mécanique donnée fournie par le groupe de motorisation conforme au régime OEI courant appliqué. La vitesse-objectif est identifiée selon le cas de vol courant du giravion, par prise en compte d'une combinaison de critères dont les valeurs respectives sont calculées itérativement par le calculateur. Lesdits critères comprennent une durée la plus brève possible d'obtention d'une vitesse-objectif N_{Robj} pour un couple consommée par le rotor principal procurant une sustentation stabilisée du giravion.

A partir de la vitesse-objectif NRobj calculée par le calculateur, le pilote automatique, armé dans un mode de fonctionnement spécifique calcule le pas P33b collectif des pales du rotor principal à appliquer pour obtenir le plus rapidement possible ladite sustentation stabilisée du giravion, et génère des commandes automatiques de vol provoquant une variation collective du pas des pales du rotor principal conforme au pas P33b calculé par le pilote automatique, tel qu'illustrée à l'étape E33b.

Dans ces conditions au cours des étapes E22 dans un premier temps, puis E33a et E33b dans un deuxième temps, la puissance mécanique PU33 fournie par le moteur opérationnel s'accroît progressivement jusqu'à parvenir à une puissance mécanique PU44 conforme au régime OEI.

A l'issue de l'étape E33b dans laquelle la sustentation du giravion est stabilisée, la vitesse NR d'entraînement du rotor principal est maintenue supérieure à la vitesse-objectif NRobj et la puissance mécanique PU44 est conforme à l'application du régime OEI courant. A ce stade, le pilote humain est potentiellement apte à réagir et peut choisir d'opérer des commandes manuelles de vol visant à placer le giravion dans un cas de vol stabilisé suivant l'ensemble de ses axes de progression, notamment en tangage, en roulis, en lacet voire aussi en verticalité.

Dans ce contexte non représenté, les commandes manuelles de vol opérées par le pilote sont conformes à l'application d'une procédure d'urgence typiquement consignée au manuel de vol et relative aux actions que le pilote humain doit effectuer pour stabiliser la progression du giravion en cas de panne-moteur. La procédure d'urgence est avantageusement établie conformément à des conditions de vol particulièrement défavorables en cas de panne-moteur, telles que typiquement conformément à une évolution du giravion à une hauteur-sol de l'ordre de 500 ft, à une température

élevée de l'air extérieur ambiant environnant le giravion de l'ordre supérieure à 30 C et/ou selon un entraînement du rotor principal à une vitesse basse de rotation notamment inférieure à 97% de la vitesse nominale NR_{nom}.

5 Toujours à l'issue de l'étape E33b et tel qu'illustré sur la fig.2 au cours d'une étape suivante E44, le pilote automatique est potentiellement armé en un mode de calcul d'un cas de vol stabilisé du giravion. Le cas de vol stabilisé du giravion étant identifié par le pilote automatique, la consigne NR générée par l'unité de commande
10 et des commandes automatiques de vol générées par le pilote automatique modifient le pas P44 des pales, au moins du rotor principal voire aussi d'un rotor annexe anticouple pour placer le giravion dans des conditions de vol conformes au cas de vol stabilisé identifié par le pilote automatique.

15 Différentes opérations d'une méthode préférée de la présente invention procurant une régulation du fonctionnement d'un groupe de motorisation d'un giravion bimoteur conformément aux dispositions de l'invention représentées sur la fig.2 et précédemment commentées, sont détaillées sur la fig.3.

20 Sur la fig.3, un giravion bimoteur est équipé d'un groupe de motorisation 1 comprenant deux moteurs principaux 2,3 et au moins un moteur auxiliaire 4. Le groupe de motorisation 1 est exploité pour entraîner les organes du giravion consommateurs de puissance mécanique, dont un ou plusieurs rotors 5,6. Les rotors du giravion
25 comprennent notamment au moins un rotor principal 5 procurant au moins la sustentation du giravion et au moins un rotor annexe 6 procurant au moins la stabilisation et le guidage en lacet du giravion.

 Dans ce contexte tel que classiquement, les moteurs principaux 2,3 sont dimensionnés pour être aptes à entraîner le ou les rotors 5,6
30 du giravion en cas de panne de l'un des moteurs principaux 2,3.

A contrario, le moteur auxiliaire 4 est d'un dimensionnement trop faible pour lui conférer seul une telle aptitude à entraîner seul le ou les rotors 5,6 du giravion. Un tel moteur auxiliaire est potentiellement formé d'une machine électrique et/ou d'un moteur à combustion formant une unité auxiliaire de puissance communément désignée par APU.

Le fonctionnement du groupe de motorisation 1 est contrôlé par une unité de régulation 7 conformément à une consigne de vitesse, dite consigne NR 19, générée par une unité de commande 8 et relative à une vitesse d'entraînement requise du rotor principal 5. Tel que précédemment visé, la vitesse NR d'entraînement du rotor principal 5 est susceptible de varier significativement par rapport à une vitesse nominale NR_{nom} conformément à l'application de la consigne NR 19 générée par l'unité de commande 8.

Par ailleurs, une modification de l'attitude du giravion peut être effectuée par un pilote générant des commandes de vol modifiant le pas des pales 9 des voilures du ou des rotors 5,6. A cet effet, lesdites pales 9 sont manœuvrées par des chaînes cinématiques autour d'un axe de variation de pas A.

Classiquement, les pales 9 du rotor principal 5 sont manœuvrables autour de leur axe de variation de pas A collectivement pour faire modifier l'altitude du giravion et/ou cycliquement pour modifier l'attitude du giravion en tangage et en roulis. Les pales du rotor annexe 6 sont classiquement manœuvrables collectivement autour de leur axe de variation de pas pour stabiliser et guider le giravion en lacet.

Le pilote du giravion est potentiellement un pilote automatique générant des commandes automatiques de vol ou un pilote humain générant des commandes manuelles de vol CM1, CM2 par entraînement d'organes de commande manuelle de vol 12,13,14.

Les organes de commande manuelle de vol comprennent typiquement un levier de pas 12 permettant au pilote humain 11 de modifier collectivement les pales 9 du rotor principal 5, un manche cyclique 13 permettant au pilote humain 11 de modifier cycliquement le pas des pales 9 du rotor principal 5 et un palonnier 14 permettant au pilote humain 11 de modifier collectivement le pas des pales du rotor annexe 6.

L'attitude en vol du giravion peut ainsi être modifiée par l'intermédiaire de la mécanique de vol du giravion actionnée sous l'effet des commandes de vol indifféremment générées par le pilote humain 11 ou par le pilote automatique 10.

Le giravion est aussi classiquement équipé d'une instrumentation de bord 15 fournissant diverses informations relatives aux conditions de vol du giravion, telles que par exemple l'altitude Al et/ou la hauteur-sol Hs, la température T de l'air extérieur ambiant environnant le giravion, la vitesse d'avancement TAS du giravion et/ou le positionnement de la mécanique de vol MV.

Dans ce contexte, en cas de panne-moteur de l'un des moteurs principaux 2,3, l'unité de régulation 7 contrôle le fonctionnement du moteur principal 2,3 encore opérationnel conformément à l'application d'un régime OEI. Le régime OEI appliqué par l'unité de régulation 7 est sélectionné selon les conditions et/ou phases de vol du giravion parmi plusieurs régimes OEI prédéfinis, tels que classiquement un régime OEI très courte durée, un régime OEI courte durée ou un régime OEI longue durée.

En cas de panne-moteur, l'unité de régulation 7 transmet à l'unité de commande 8 une donnée de panne-moteur 16 relative à la détection dudit cas de panne-moteur. Selon différents cas de vol, un calculateur 17 intervient pour modifier le comportement du giravion.

Dans un cas favorable 18 selon lequel le rotor principal 5 est entraîné à une vitesse NR de rotation égale ou supérieure à la vitesse nominale NRnom, la consigne NR 19' générée par l'unité de commande 8 est au moins égale, voire supérieure, à la vitesse
5 nominale NRnom. Les manœuvres en variation de pas des pales 9 du ou des rotors 5,6 sont alors opérées pour stabiliser l'attitude en vol du giravion, notamment par le pilote humain 11 tel qu'illustré sur la fig.1 voire potentiellement par le pilote automatique 9.

Cependant dans un cas défavorable 20 selon lequel le rotor principal 5 est entraîné à une vitesse de rotation significativement basse par rapport à la vitesse nominale NRnom, l'unité de commande 8 génère une consigne NR 19 dont la valeur est au moins la valeur de la vitesse nominale NRnom. Puis, le calculateur 17 est mis en œuvre pour dans un premier temps stabiliser le plus rapidement
15 possible la sustentation procurée par le rotor principal 5.

A cet effet, le calculateur 17 calcule itérativement ladite vitesse-objectif NRobj visée dans les commentaires de la fig.2. La vitesse-objectif NRobj est itérativement calculée compte tenu du cas de vol courant du giravion, pour identifier les conditions d'obtention
20 d'une sustentation stabilisée du giravion dans un laps de temps le plus bref possible.

La vitesse-objectif NRobj est itérativement calculée à partir d'une identification d'une combinaison entre un couple consommé 21 par le rotor principal compatible et un laps de temps 22 le plus bref
25 défini selon la rapidité d'accroissement obtenue de la vitesse d'entraînement du rotor principal 5 depuis sa vitesse d'entraînement courante vers ladite vitesse objectif NRobj, la vitesse-objectif itérativement calculée étant inférieure à la vitesse nominale NRnom et supérieure à la vitesse NR courante d'entraînement du rotor
30 principal 5.

Dans le cas où la vitesse courante d'entraînement du rotor principal 5 est inférieure à la vitesse-objectif NRobj, le pilote automatique 10 génère des commandes automatiques de vol CA1 provoquant une variation du pas des pales 9 du rotor principal 5
5 visant à obtenir les conditions de sustentation stabilisée 23 du giravion identifiées par le calculateur 17. Par ailleurs, le pilote automatique 10 détermine, sous condition de son armement en un mode spécifique de fonctionnement, un cas de vol stabilisé 24 du giravion suivant ses divers axes de progression.

10 Le pilote automatique 10 est susceptible d'être préalablement armé dans le mode de calcul du cas de vol stabilisé 24 en prévision d'une éventuelle panne-moteur, ou encore est automatiquement armé par suite de la transmission par l'unité de régulation 7 de la donnée de panne-moteur 16 au pilote automatique 10. Le pilote automatique
15 10 est aussi susceptible d'être armé par le pilote humain 11 générant une commande manuelle d'armement 25 du pilote automatique 10 par l'intermédiaire d'un bouton de commande 26 dédié à cette fin.

Par suite, le pilote automatique 10 génère des commandes
20 automatiques de vol CA2 modifiant le pas des pales 9 du ou des rotors 5,6 pour procurer un guidage du giravion conformément au cas de vol stabilisé 24 préalablement déterminé.

Le pilote humain 11 peut aussi générer à tout instant par l'intermédiaire du bouton de commande 26 une commande manuelle
25 de désarmement 27 du pilote automatique 10 pour permettre au pilote humain 11 d'intervenir en mode manuel de guidage sur le comportement du giravion, afin de stabiliser l'attitude du giravion suivant ses différents axes de progression. Dans ce cas, le pilote humain 11 applique une procédure d'urgence 28 consignée dans le
30 manuel de vol 29 du giravion.

Il est plus spécifiquement proposé de déterminer le cas de vol stabilisé 24 du giravion par le pilote automatique 10 selon diverses informations 30 transmises par l'instrumentation de bord 15. Le pilote automatique 10 détermine notamment le cas de vol stabilisé 24 du giravion en prenant en compte divers paramètres tels que la vitesse-air TAS courante du giravion, la hauteur-sol Hs du giravion et/ou la température T de l'air extérieur ambiant environnant le giravion.

Une base de données 32 répertoriant diverses phases de vol 31 respectives du giravion peut être exploitée pour déterminer le cas de vol stabilisé 24 à appliquer selon la phase de vol courante du giravion, telle que par exemple en phase de vol du giravion proche du sol et/ou en phase de décollage ou d'atterrissage automatique.

Selon une forme de réalisation en mode automatique de guidage du giravion, le pilote automatique 10 détermine les commandes automatiques de vol CA1, CA2 à opérer procurant ledit cas de vol stabilisé du giravion, conformément à l'application d'une consigne NR 19 d'une valeur au moins égale à un seuil de vitesse S prédéfini.

La valeur du premier seuil de vitesse S est notamment prédéfinie supérieure à 97% de la valeur de la vitesse nominale NR_{nom}, pour maintenir un entraînement du rotor principal à une vitesse NR procurant une progression sécurisée du giravion. L'application d'une consigne NR 19 générée par l'unité de commande 8 d'une valeur au moins égale audit seuil de vitesse S est notamment opérée par limitation d'une variation du pas des pales 9 du rotor principal 5 vis-à-vis d'un seuil de pas SP prédéfini.

Par ailleurs, au moins le levier de pas 12 voire aussi le manche cyclique 13 sont équipés d'au moins un dispositif 33 générateur de signaux tactiles 34,35, tel qu'un vibreur ou un organe opposant un effort résistant à l'encontre d'une manœuvre du levier de pas 12 et/ou du manche cyclique 13.

Le dispositif 33 générateur de signaux tactiles est potentiellement activé par le pilote automatique 10 pour alerter le pilote humain 11 d'une requête potentiellement excessive en puissance mécanique à fournir par le groupe de motorisation 1.

5 A cet effet dans le cas où le pas des pales 9 du rotor principal 5 est équivalent audit seuil de pas SP, le pilote automatique génère une première requête d'activation 37 du dispositif 33 générateur de signaux tactiles produisant alors un premier signal tactile 34. Puis le cas échéant si le pas des pales 9 du rotor principal 5 est supérieur
10 audit seuil de pas SP, le pilote automatique 10 génère alors une deuxième requête d'activation 38 du dispositif 33 générateur de signaux tactiles produisant alors un deuxième signal tactile 35.

Par ailleurs, le moteur auxiliaire 4 est avantageusement mis à profit pour participer à l'entraînement en rotation du ou des rotors 5,6
15 du giravion.

L'unité de régulation 7 est apte à identifier un déficit de la puissance mécanique que doit fournir le groupe de motorisation 1 pour procurer une stabilisation rapide au moins en sustentation du giravion par suite des commandes de vol CM1,CM2 ; CA1,CA2
20 indifféremment opérées par le pilote humain 11 ou par le pilote automatique 10, notamment en cas de panne moteur. En cas d'un tel déficit de puissance identifié, l'unité de régulation 7 est avantageusement génératrice d'une requête 36 de mise en œuvre du moteur auxiliaire 4 fournissant alors un appoint de puissance
25 mécanique pour participer à l'entraînement du ou des rotors 5,6 du giravion.

REVENDEICATIONS

1. Méthode de régulation de la vitesse de rotation, dite vitesse NR, d'au moins un rotor principal (5) d'un giravion multi-moteur en cas, dit cas de panne-moteur, de défection de l'un des moteurs principaux (2,3) à combustion d'un groupe de motorisation (1) 5 fournissant au giravion la puissance mécanique nécessaire au moins à l'entraînement en rotation du rotor principal,

le giravion étant équipé :

10 d'au moins un organe de commande manuelle de vol (12,13) générant, par suite de son entraînement par l'homme, des commandes manuelles de vol provoquant une variation du pas des pales (9) dudit au moins un rotor principal (5), et

15 d'un pilote automatique (10) générateur de commandes automatiques de vol (CA1,CA2) provoquant une variation du pas des pales (9) dudit au moins un rotor principal (5),

le rotor principal (5), hors cas de panne-moteur, étant entraîné par le groupe de motorisation conformément à l'application d'une consigne de vitesse, dite consigne NR (19,19'), dont la valeur est calculée variable par une unité de commande (8) selon les conditions de vol 20 courantes du giravion dans une plage de valeurs de la consigne NR proportionnelles à la valeur d'une vitesse nominale (NRnom) prédéfinie d'entraînement du rotor principal (5),

l'unité de commande (8) fournissant la consigne NR (19,19') à une unité de régulation (7) du fonctionnement individuel des moteurs 25 principaux (2,3) pour entraîner le rotor principal (5) à une vitesse NR conforme à la consigne NR (19,19'), l'unité de régulation (7) appliquant en cas de panne-moteur un régime de régulation, dit régime OEI, du fonctionnement du moteur principal (2,3) demeurant opérationnel, ledit régime OEI étant sélectionné et appliqué par

l'unité de régulation (7) selon une phase de vol identifiée du giravion parmi une pluralité de régimes OEI prédéfinis,

caractérisée en ce que la méthode comprend les opérations suivantes :

- 5 -) un cas de panne-moteur étant identifié par l'unité de régulation (7), l'unité de régulation (7) applique ledit régime OEI et transmet à l'unité de commande (8) une donnée, dite donnée de panne-moteur (16), relative à l'identification du cas de panne-moteur par l'unité de régulation (7), puis
- 10 -) par suite de la réception par l'unité de commande (8) de ladite donnée de panne-moteur (16), l'unité de commande (8) génère ladite consigne NR (19') selon une valeur au moins égale à la valeur de ladite vitesse nominale (NRnom), et
-) dans un cas de vol défavorable selon lequel la valeur de la vitesse NR courante est inférieure à la valeur de la vitesse nominale (NRnom),
- 15

un calculateur (17) calcule itérativement une vitesse d'entraînement du rotor principal (5), dite vitesse-objectif (NRobj), selon les modalités suivantes :

- 20 - identification selon le cas de vol courant du giravion d'une part de la puissance mécanique disponible apte à être fournie par le groupe de motorisation (1) conformément au régime OEI courant et d'autre part de la portance courante procurée par le rotor principal (5), puis
- 25 - identification d'une portance maximale apte à être procurée par le rotor principal (5) sous condition de l'obtention d'une sustentation stabilisée (23) du giravion, à partir d'une vitesse NR apte à être atteinte dans un laps de temps (22) le plus bref

possible depuis la vitesse NR courante vers la vitesse-objectif (NRobj), puis

5 dans le cas où la valeur de la vitesse NR courante est inférieure à la vitesse-objectif (NRobj), génération par le pilote automatique (10) de commandes automatiques de vol (CA1) provoquant une variation du pas des pales (9) du rotor principal (5) jusqu'à obtention d'un entraînement du rotor principal (5) à ladite vitesse-objectif (NRobj).

2. Méthode selon la revendication 1,

10 caractérisée en ce que par suite de l'obtention de ladite sustentation stabilisée (23) du giravion, le pilote automatique (10) calcule un cas de vol stabilisé (24) du giravion et génère des commandes automatiques de vol (CA2) conformes au dit cas de vol stabilisé.

3. Méthode selon la revendication 2,

15 caractérisée en ce que ledit cas de vol stabilisé (24) est calculé conformément à un avancement du giravion à des vitesses moyennes.

4. Méthode selon l'une quelconque des revendications 2 et 3,

20 caractérisée en ce que le cas de vol stabilisé (24) est calculé par prise en compte au moins de l'un au moins des paramètres de vol du giravion comprenant :

-) la hauteur-sol (Hs) courante du giravion,

-) la vitesse-air (TAS) courante du giravion,

25 -) la température (T) de l'air extérieur ambiant environnant le giravion.

5. Méthode selon la revendication 2,

caractérisée en ce que ledit cas de vol stabilisé (24) du giravion est calculé à partir d'une sélection par le pilote automatique (10) d'une phase de vol à atteindre parmi plusieurs phases de vol (31) préalablement répertoriées en prenant en compte la phase de vol courante du giravion.

6. Méthode selon la revendication 5,

caractérisée en ce que ledit cas de vol stabilisé (24) du giravion est calculé au moins selon les modalités suivantes :

-) en phase de vol du giravion proche du sol, le pilote automatique (10) calcule le cas de vol stabilisé (24) conformément à un guidage du giravion selon une procédure de poser du giravion,

-) en phase de décollage automatique du giravion selon lequel le giravion est guidé par le pilote automatique (10) selon une procédure préétablie de décollage, le cas de vol stabilisé (24) est calculé par le pilote automatique conformément à un guidage du giravion en procédure de décollage.

7. Méthode selon l'une quelconque des revendications 2 à 6,

caractérisée en ce que ledit cas de vol stabilisé (24) du giravion est calculé par le pilote automatique (10) conformément à l'application d'une consigne NR (19) d'une valeur au moins égale à un seuil de vitesse (S) dont la valeur est prédéfinie selon une vitesse minimale tolérée d'entraînement du rotor principal (5) procurant un vol sécurisé du giravion.

8. Méthode selon l'une quelconque des revendications 2 à 7,

caractérisée en ce qu'un armement du pilote automatique (10) en mode de calcul dudit cas de vol stabilisé (24) est provoqué par une commande manuelle d'armement (25) opérée par un pilote humain (11) du giravion.

9. Méthode selon l'une quelconque des revendications 2 à 7, caractérisée en ce qu'un armement du pilote automatique (10) en mode de calcul dudit cas de vol stabilisé (24) est provoqué par une commande automatique d'armement générée par suite de la
5 génération par l'unité de régulation (7) de ladite donnée de panne-moteur (16).

10. Méthode selon l'une quelconque des revendications 2 à 7, caractérisée en ce qu'un armement du pilote automatique (10) en mode de calcul dudit cas de vol stabilisé (24) est provoqué par un
10 état de pré-armement du pilote automatique (10) préalablement à un éventuel cas de panne-moteur.

11. Méthode selon l'une quelconque des revendications 8 à 10, caractérisée en ce que le pilote automatique (10) étant armé en mode de calcul dudit cas de vol stabilisé (24), un désarmement du pilote
15 automatique (10) hors mode de calcul est opérable par le pilote humain (11) du giravion générant une commande manuelle de désarmement (27).

12. Méthode la revendication 1, caractérisée en ce que par suite de l'obtention de ladite sustentation
20 stabilisée (23) du giravion, un pilote humain (11) du giravion génère des commandes manuelles de vol procurant un guidage en vol stabilisé du giravion conformément à l'application d'une procédure d'urgence (28) préétablie et consignée au manuel de vol (29).

13. Méthode selon la revendication 12, caractérisée en ce que ladite procédure d'urgence (28) est conforme
25 à un guidage du giravion évoluant en altitude (A), à une température (T) élevée de l'air extérieur ambiant environnant le giravion et à un

entraînement du rotor principal (5) à une vitesse NR basse de rotation.

14. Méthode selon la revendication 7,

5 caractérisée en ce que l'application d'une consigne NR (19) à une valeur au moins égale audit seuil de vitesse (S) est opérée par limitation d'une variation du pas des pales (9) du rotor principal (2) vis-à-vis d'un seuil de pas (SP) des pales (9) du rotor principal (2) prédéfini.

15. Méthode selon la revendication 14,

10 caractérisée en ce que l'un quelconque au moins des organes de commande manuelle de vol (12,13) provoquant une variation du pas des pales (9) du rotor principal (5) est équipé d'un dispositif (33) générateur de signaux tactiles (34,35) produisant au moins un premier signal tactile (34) par suite d'une identification selon la
15 mécanique de vol du giravion d'un pas des pales (9) du rotor principal (5) équivalent audit seuil de pas (SP).

16. Méthode selon la revendication 15,

caractérisée en ce que le dispositif (33) générateur de signaux tactiles (34,35) génère un deuxième signal tactile (35) par suite d'une
20 identification selon la mécanique de vol du giravion d'un pas des pales (9) du rotor principal (5) supérieur audit seuil de pas (SP).

17. Méthode selon l'une quelconque des revendications 1 à 16,

caractérisée en ce que le groupe de motorisation (1) comprenant au moins un moteur auxiliaire (4) et sous réserve d'une identification par
25 l'unité de commande (8) d'un déficit de puissance consommée par le rotor principal (5) vis-à-vis de l'obtention rapide d'une sustentation stabilisée du giravion, l'unité de régulation (7) est génératrice d'une

requête (36) de mise en œuvre dudit au moins un moteur auxiliaire (4).

18. Méthode selon la revendication 17,

caractérisée en ce que ledit au moins un moteur auxiliaire (4) est
5 indifféremment une machine électrique et/ou une unité auxiliaire de
puissance (APU).

19. Méthode selon l'une quelconque des revendications 1 à 18,

caractérisée en ce que l'unité de régulation (7) est génératrice d'une
commande de régulation du fonctionnement individuel de chacun des
10 moteurs principaux (2,3) prenant en compte au moins d'une part la
consigne NR (19) et d'autre part une anticipation de la puissance
mécanique à fournir par le groupe de motorisation (1) identifiée selon
la mécanique du vol du giravion provoquant au moins une variation
du pas des pales (9) dudit au moins un rotor principal (5).

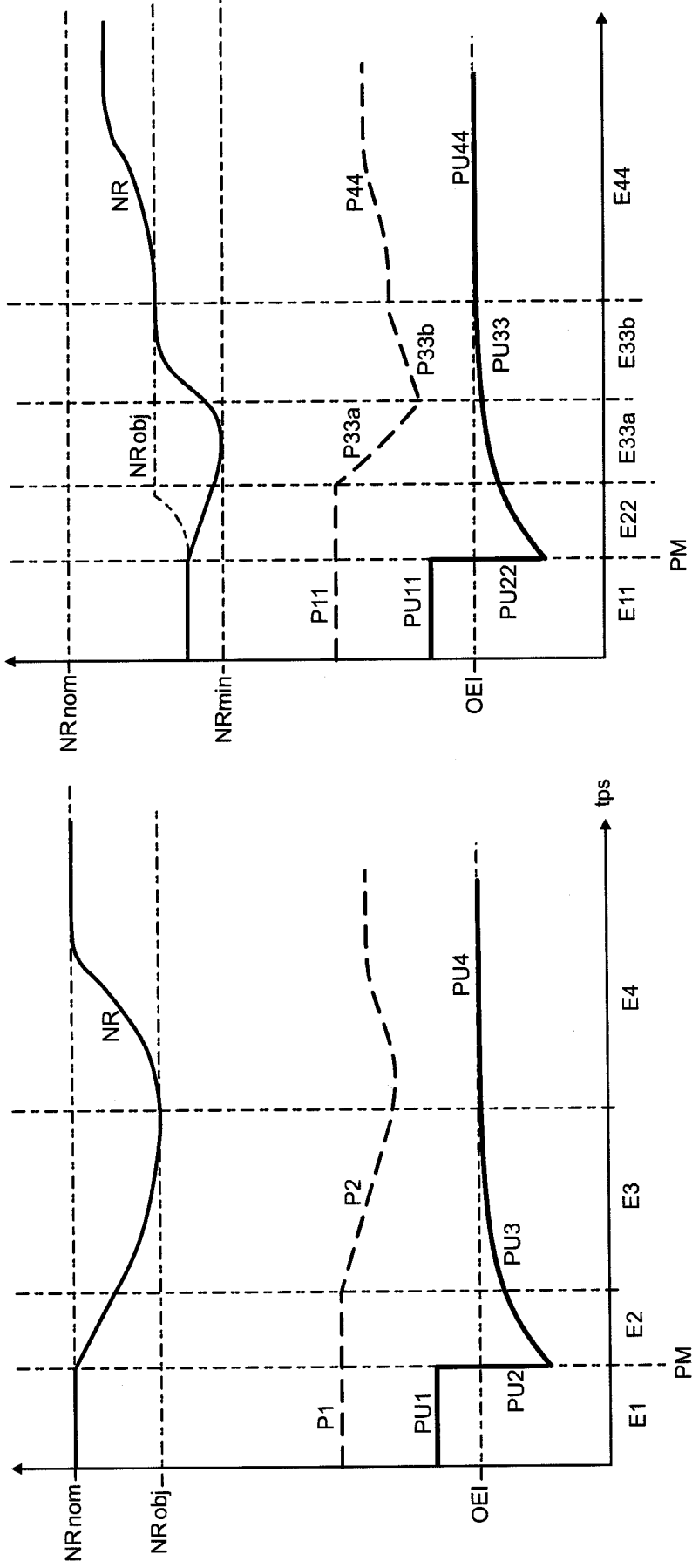


fig.1 : Art antérieur

fig.2 : invention

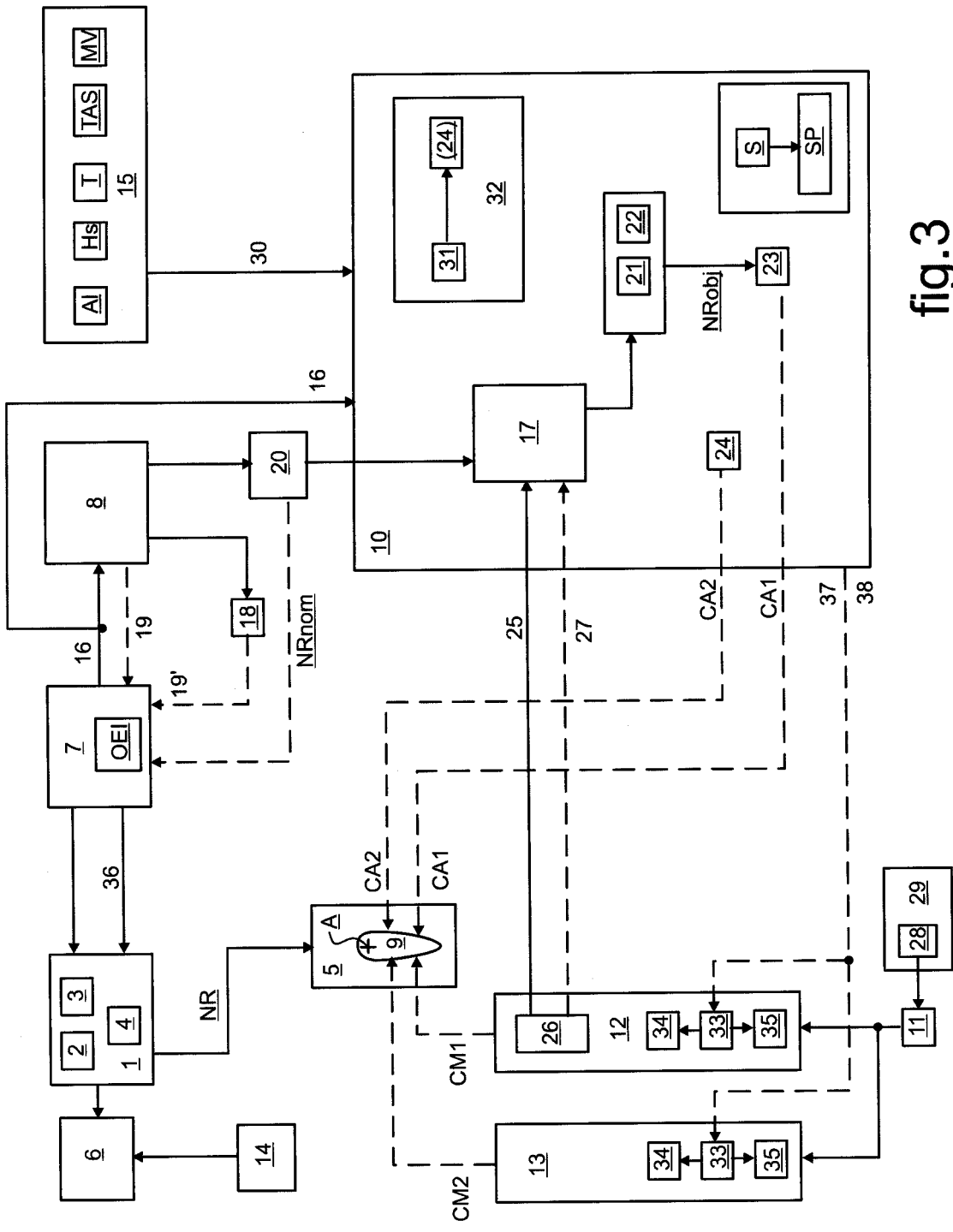


fig.3



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

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

N° d'enregistrement
national

FA 802161
FR 1401500

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		
A,D	US 2007/118254 A1 (BARNES GREG W [US] ET AL) 24 mai 2007 (2007-05-24) * alinéa [0017] - alinéa [0028]; figures 1,2 *	1-19	B64D31/00
A	EP 2 724 939 A2 (AIRBUS HELICOPTERS [FR]) 30 avril 2014 (2014-04-30) * abrégé *	1-19	
A	FR 2 900 385 A1 (EUROCOPTER FRANCE [FR]) 2 novembre 2007 (2007-11-02) * page 4 - page 7 *	1-19	
A,D	EP 2 631 172 A2 (BELL HELICOPTER TEXTRON INC [US]) 28 août 2013 (2013-08-28) * abrégé *	1-19	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64C G05D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
27 avril 2015		Wojski, Guadalupe	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		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.	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie		D : cité dans la demande	
A : arrière-plan technologique		L : cité pour d'autres raisons	
O : divulgation non-écrite		
P : document intercalaire		& : membre de la même famille, document correspondant	

1

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1401500 FA 802161**

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 **27-04-2015**

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
US 2007118254 A1	24-05-2007	CA 2627998 A1	24-04-2008
		CN 101495368 A	29-07-2009
		EP 1946224 A2	23-07-2008
		US 2007118254 A1	24-05-2007
		WO 2008048245 A2	24-04-2008

EP 2724939 A2	30-04-2014	CA 2830098 A1	29-04-2014
		EP 2724939 A2	30-04-2014
		FR 2997382 A1	02-05-2014
		US 2014117148 A1	01-05-2014

FR 2900385 A1	02-11-2007	FR 2900385 A1	02-11-2007
		US 2008161983 A1	03-07-2008

EP 2631172 A2	28-08-2013	CA 2807019 A1	24-08-2013
		EP 2631172 A2	28-08-2013
		US 2013221153 A1	29-08-2013
