

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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété  
Intellectuelle  
Bureau international



(43) Date de la publication internationale  
27 novembre 2008 (27.11.2008)

PCT

(10) Numéro de publication internationale  
**WO 2008/142258 A2**

- (51) Classification internationale des brevets :  
**B64C 27/22** (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :  
PCT/FR2008/000449
- (22) Date de dépôt international : 31 mars 2008 (31.03.2008)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :  
0703616 22 mai 2007 (22.05.2007) FR
- (71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : **EU-ROCOPTER** [FR/FR]; Aéroport International Marseille-Provence, F-13725 Marignane Cedex (FR).
- (72) Inventeur; et
- (75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : **ROESCH, Philippe** [FR/FR]; 9, chemin du Roc Fleuri, F-13100 Aix en Provence (FR).
- (74) Mandataire : **KEMPF, Dominique**; GPI & Associés, 1330, rue Guillibert de la Lauzière, EuroParc de Pichaury, Bât D1, F-13856 Aix en Provence Cedex 3 (FR).
- (81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: METHOD FOR CONTROLLING A ROTORCRAFT

(54) Titre : SYSTÈME DE COMMANDE D'UN GIRAVION

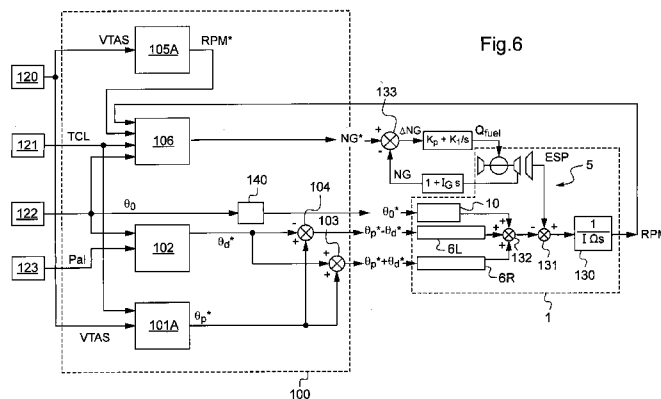


Fig.6

(57) Abstract: The invention relates to a control system (100) for a rotorcraft (1) comprising a rotor (10), at least one variable-pitch propulsive propeller (6L, 6R), and one engine for driving the rotor and the propeller(s), characterised in that it comprises: a member (101, 101 A, 102, 103, 104) for developing a setpoint ( $\theta_p^* + \theta_d^*$ ,  $\theta_p^* - \theta_d^*$ ) of the propeller pitch based on a thrust variation control instruction TCL); a member (105, 105A) for developing a setpoint (RPM\*) of the driving speed (RPM) of the rotor and the propeller(s) based particularly on the rotorcraft movement speed (VTAS); and a member (106) for developing a setpoint (NG\*) of the engine speed based particularly on the thrust control instruction (TCL), the driving speed setpoint (RPM\*) and a control instruction ( $\theta_0$ ) of the rotor collective pitch.

(57) Abrégé : La présente invention concerne un système (100) de commande d'un giravion (1) comportant un rotor (10), au moins une hélice (6L, 6R) de propulsion à pas variable, et un moteur (5) d'entraînement du rotor et de l'hélice (ou des hélices), caractérisé en ce qu'il comporte : un organe (101, 101 A, 102, 103, 104) d'élaboration d'une consigne ( $\theta_p^* + \theta_d^*$ ,  $\theta_p^* - \theta_d^*$ ) de pas de l'hélice en fonction notamment d'un ordre

[Suite sur la page suivante]

WO 2008/142258 A2



TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

(84) **États désignés** (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible*) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI,

**Publiée :**

— *sans rapport de recherche internationale, sera republiée dès réception de ce rapport*

---

de commande (TCL) de variation de poussée; un organe (105, 105A) d'élaboration d'une consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement (RPM) du rotor et de l'hélice (ou des hélices), en fonction notamment de la vitesse (VTAS) de déplacement du giravion, et; un organe (106) d'élaboration d'une consigne (NG\*) de vitesse du moteur, en fonction notamment de l'ordre de commande (TCL) de poussée, de la consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement, et d'un ordre de commande ( $\theta$ ) de pas collectif du rotor.

### Système de commande d'un giravion

La présente invention concerne un giravion et son système de commande (c'est-à-dire régulation ou pilotage) des organes moteur du giravion.

5 On désigne par giravion un aéronef dont la sustentation est assurée totalement ou partiellement par une (ou plusieurs) hélice(s) d'axe sensiblement vertical, de grand diamètre, appelé rotor ou encore voilure tournante.

On distingue dans la catégorie des giravions plusieurs types distincts.

10 Tout d'abord, l'hélicoptère dont au moins un rotor principal, entraîné par une motorisation appropriée, assure à la fois la sustentation et la propulsion. L'hélicoptère est capable de vol stationnaire en restant en un point fixe de l'espace, peut décoller et atterrir verticalement et peut se déplacer dans n'importe quelle direction (avant-arrière-côtés-haut-bas).

15 Ensuite, l'autogire (première réalisation par La Cierva) est un giravion dont le rotor ne reçoit pas de puissance, mais tourne en autorotation sous l'effet de la vitesse de l'appareil. La propulsion est assurée par un turbomoteur ou encore par une hélice, d'axe sensiblement horizontal en vol d'avancement, entraînée par un moteur classique. Cette  
20 formule n'est pas susceptible de vol vertical, sauf si le rotor est initialement lancé par un dispositif annexe permettant une mise en survitesse de ce rotor : un autogire ne peut donc pas faire de vol immobile mais seulement monter ou descendre sous des pentes de trajectoire très élevées. En quelque sorte, c'est un avion à grand écart de vitesse qui ignore  
25 le décrochage et peut utiliser des terrains courts.

Le girodyne est un giravion intermédiaire entre l'hélicoptère et l'autogire dont le rotor n'assure que la sustentation. Ce rotor est normalement entraîné par une installation motrice pour les phases de décollage, vol stationnaire ou vertical et atterrissage, à l'instar de

l'hélicoptère. Un girodyne comporte aussi un système de propulsion additionnel essentiellement différent de l'ensemble rotor. En vol d'avancement, le rotor assure encore la sustentation, mais uniquement en mode autorotation, c'est-à-dire sans transmission de puissance au dit rotor.

5 Le Jet girodyne de la Société Fairey est une réalisation relative à ce concept.

Plusieurs autres formules nouvelles ont fait l'objet d'études plus ou moins poussées dont certaines ont parfois donné lieu à des réalisations pratiques.

10 A ce titre, on peut citer le combiné qui décolle et atterrit comme un hélicoptère, et vole en croisière comme un autogire : son rotor, animé d'un mouvement d'autorotation grâce à la vitesse d'avancement de l'appareil, assure une partie de la portance, l'autre partie étant assurée par une aile  
15 auxiliaire ; une hélice tractrice d'axe sensiblement horizontal crée l'effort nécessaire au mouvement de translation. Comme exemple, on peut citer le combiné expérimental SO 1310 Farfadet dont le rotor est propulsé par  
réaction en configuration décollage-atterrissage et tourne en autorotation en configuration croisière, la propulsion étant alors assurée par une hélice.  
L'appareil est muni de deux turbines séparées pour actionner le rotor et  
20 l'hélice.

Le convertible constitue une autre formule particulière de giravion. Cette désignation englobe tous les giravions qui changent de configuration au cours du vol : décollage et atterrissage en configuration hélicoptère, vol  
de croisière en configuration avion, deux rotors étant par exemple basculés  
25 de 90 degrés environ pour servir d'hélices. La formule des rotors basculants a donné lieu à la réalisation de l'appareil Bell Boeing V22 Osprey, par exemple.

De ces différentes formes de giravions, l'hélicoptère est la plus simple de sorte qu'elle s'est imposée malgré le fait que la vitesse maximale  
30 de translation de l'hélicoptère de l'ordre de 300 km/h est faible et

inférieure à celle envisageable par les formules de type combiné ou convertible, techniquement plus complexes et plus onéreuses.

Dans ces conditions, des améliorations aux précédentes formules ont été proposées pour augmenter les performances des giravions sans pour  
5 autant conduire à des solutions compliquées, délicates à produire et à mettre en œuvre et par voie de conséquence coûteuses.

Ainsi, on connaît par le brevet GB-895 590 un aéronef à décollage et atterrissage vertical qui comprend un fuselage et deux demi-aires (chacune de part et d'autre du fuselage), un empennage horizontal et une gouverne  
10 de direction, quatre unités motrices interconnectées, un rotor principal, deux hélices à pas réversible et variable l'une par rapport à l'autre et des moyens de contrôle par le pilote pour transmettre la puissance motrice ponctuellement ou totalement au rotor et aux hélices.

Dans ce cas, le rotor principal est entraîné en rotation par les unités  
15 motrices lors du décollage et de l'atterrissage, pendant le vol vertical et pour le vol horizontal à basse vitesse. A grande vitesse, le rotor tourne librement, sans transmission de puissance à la manière d'un autogire, l'arbre rotor étant équipé de moyens de désaccouplement.

Le brevet US-3,385,537 présente un hélicoptère avec, de façon  
20 classique, un fuselage, un rotor principal et un rotor arrière. Le rotor principal est entraîné en rotation par une première unité motrice. Cet appareil est également équipé de deux autres moteurs, chaque moteur étant disposé à l'extrémité externe de deux demi-aires, chacune étant de part et  
25 d'autre dudit fuselage. La protection porte sur une variation automatique du pas des pales en fonction des accélérations exercées sur l'appareil lors de manœuvres ou de rafales de vent par exemple, de manière à garder une répartition correcte de la portance entre le rotor et les demi-aires. Le dispositif correspondant contribue de la sorte à une augmentation de la  
30 vitesse de translation de l'appareil en écartant les risques de décrochage des pales, sources de vibrations et de dommages des ensembles mécaniques et des structures.

Le brevet US-6,669,137 fait état d'un aéronef équipé d'une voilure tournante pour les évolutions à très faible vitesse. Aux vitesses élevées, la voilure tournante est ralentie puis stoppée, la portance étant alors produite par une aile orientable. Aux vitesses maximales, la voilure tournante et l'aile sont orientées dans une configuration déterminée pour former, en quelque sorte, une aile en flèche.

Le giravion selon le brevet US-7,137,591 comprend un rotor entraîné en rotation par une unité motrice notamment pour assurer le décollage, l'atterrissage et le vol vertical. Une hélice propulsive permet le vol de croisière, la portance étant générée par l'autorotation du rotor et éventuellement complétée par l'assistance d'une aile auxiliaire. De plus, le mât rotor est légèrement pivotable d'avant en arrière de façon à éliminer les effets dus à des changements d'attitude du fuselage et de nature à nuire aux performances de l'appareil par augmentation de la traînée aérodynamique.

On connaît également par le brevet US-6,467,726 un giravion comprenant un fuselage, deux ailes hautes, quatre hélices propulsives, deux rotors principaux sans commande de pas cyclique reliés chacun à chacune des deux ailes, deux moteurs et les moyens associés de transmission de puissance aux rotors et aux hélices et un système de contrôle du pas collectif de chaque hélice et du pas collectif de chaque rotor.

En vol de croisière, la portance est développée par les deux ailes, de sorte que la portance due au rotor est annulée sous l'action soit d'un désaccouplement du rotor via un embrayage prévu à cet effet, soit d'une adaptation adéquate du pas collectif des pales des rotors.

Le brevet US-6,513,752 concerne un giravion comprenant un fuselage et une aile, deux hélices à pas variable, un rotor avec des masses « aux extrémités », une source de puissance entraînant les deux hélices et le rotor, un moyen de contrôle pour ajuster le pas des hélices de sorte qu'en vol d'avancement, la poussée des hélices est exercée vers l'avant de l'aéronef, et de sorte qu'en vol stationnaire, la fonction anti-couple est

réalisée par la poussée d'une hélice vers l'avant et celle de l'autre vers l'arrière de l'aéronef et le rotor est entraîné par la source de puissance.

La source de puissance comprend un moteur et un embrayage, qui par déconnection du rotor par rapport au moteur permet au rotor de  
5 tourner plus vite qu'une sortie dudit moteur, en raison des masses précitées.

Il est précisé dans ce brevet que l'embrayage autorise le mode autogire en vol d'avancement. De plus, une boîte de transmission de puissance disposée entre la source de puissance et les hélices permet  
10 auxdites hélices de fonctionner à plusieurs vitesses de rotation par rapport à la vitesse d'une sortie de ladite source de puissance.

La demande de brevet US-2006/0269414 A1 traite le problème particulier de l'amélioration des performances d'un hélicoptère d'une part pendant le vol vertical et d'autre pendant le vol de croisière. On recherche  
15 alors une vitesse de rotation du rotor élevée dans le premier cas pour augmenter la portance alors que dans le deuxième cas, cette vitesse de rotation peut être réduite tout en accroissant la vitesse d'avancement de l'hélicoptère.

Ce brevet décrit une boîte de transmission de puissance principale  
20 associée à une deuxième boîte de transmission de puissance entraînée par l'installation motrice. La deuxième boîte comprend un dispositif à embrayage qui, engagé, entraîne la boîte principale à une première vitesse de rotation, le désengagement lui communiquant une deuxième vitesse de rotation inférieure à ladite première vitesse de rotation. Bien évidemment,  
25 la boîte de transmission principale met en mouvement le ou les rotor(s).

Il ressort toutefois de ces considérations que les solutions techniques tendant à augmenter les performances d'un giravion sont basées essentiellement sur les propositions suivantes :

5 - fonctionnement du rotor à deux vitesses de rotation distinctes relatives d'une part au vol vertical et d'autre part au vol de croisière, au moyen d'une chaîne cinématique avec des rapports de vitesses de rotation variables entre l'installation motrice, le rotor, la (ou les) hélice(s) et les différents éléments composants cette chaîne cinématique,

10 - fonctionnement du rotor en mode autogire en vol de croisière : le rotor en rotation et sans apport de puissance motrice, sustente alors partiellement ou totalement le giravion, mais traîne d'où malgré tout une perte de puissance en raison d'une finesse aérodynamique réduite (finesse : rapport portance/trainée), alors qu'à contrario, le rotor d'un hélicoptère propulse l'appareil dans la direction désirée par le pilote.

15 En particulier, le fonctionnement d'un rotor en autorotation à la manière d'un autogire en vol de croisière, exige en principe de désolidariser l'arbre d'entraînement en rotation du rotor de l'ensemble de la chaîne cinématique de transmission de puissance.

20 Par suite, cette désolidarisation est obtenue par un moyen tel qu'un embrayage dont la seule fonction est de stopper la mise en mouvement de rotation du rotor par la ou les source(s) de puissance et ceci uniquement lors du passage du vol vertical au vol de croisière.

Un dispositif de ce type implique donc un supplément de masse, de coût et une pénalité en matière de sécurité.

25 - arrêt du rotor et reconfiguration de celui-ci, par exemple, un rotor tripale, arrêté dans une configuration particulière, sert d'aile en flèche pour le vol à vitesse d'avancement élevée ou encore, après arrêt, on peut envisager de replier le rotor au-dessus du fuselage lors de la phase de transition giravion/avion.

On conçoit que ces solutions compliquent les réalisations techniques et contribuent à des augmentations de masse, donc de puissance installée et par conséquent de coût, sans pour autant parvenir à une optimisation de l'appareil.

- 5 La présente invention a pour objet de proposer un giravion et son système de pilotage permettant de s'affranchir des limitations mentionnées précédemment.

Un objectif de l'invention est de proposer un giravion capable d'effectuer des missions efficacement pendant des temps prolongés en vol  
10 vertical et d'assurer des vols de croisière à une vitesse élevée mais aussi de permettre de parcourir de longues distances franchissables, par exemple capable d'assurer le transport à 220 kt de 16 passagers dans un appareil d'une masse de l'ordre de 8 tonnes au décollage sur 400 nm (« nautic miles ») à 1500 mètres d'altitude dans les conditions ISA relatives à la  
15 définition de l'atmosphère standard.

La régulation de la puissance motrice d'un hélicoptère (dénué de propulseur(s) à hélice) comporte généralement un organe/module de commande qui adapte la puissance délivrée par l'installation motrice à la puissance requise par les ensembles dynamiques (rotors et accessoires), de  
20 façon à maintenir le régime de rotation du rotor principal et de la chaîne de transmission de puissance, à sa valeur de consigne.

Sur un aéronef propulsé par hélice(s) dont le pas est variable, la régulation de puissance comporte généralement un organe/module de régulation (en général de type hydromécanique) qui adapte le pas de l'hélice  
25 propulsive de façon à consommer toute la puissance disponible résultant de la manipulation par le pilote d'un levier ou organe de commande des gaz (de la poussée).

Ces deux régulations ne peuvent pas être juxtaposées pour assurer la régulation de puissance d'un giravion équipé de propulseur(s), car ces  
30 modes de régulation sont antagonistes: l'organe d'adaptation de puissance

d'une régulation conventionnelle d'hélicoptère s'opposerait à une variation (transitoire) de vitesse de la chaîne de transmission de puissance qui résulterait d'une commande de variation de poussée sur l'hélice (ou les hélices).

5 Par ailleurs, pour un giravion équipé de propulseur(s), une régulation du/des propulseur(s) à hélice dans laquelle le pilote commanderait directement les variations de pas de l'hélice (des hélices) de propulsion, pourrait provoquer, par suite de variations brutales du couple moteur transmis à l'hélice, une détérioration de cette dernière.

10 Un objectif de l'invention est de proposer un système de commande d'un giravion équipé de propulseur(s), ainsi qu'un giravion incluant ce système de commande, qui soit amélioré et/ou qui remédie, en partie au moins, aux lacunes ou inconvénients des système de commande de giravion connus.

15 Un objectif de l'invention est de proposer un tel système de commande pour un giravion équipé d'une voilure tournante et de propulseur(s) qui est (sont) en prise mécanique directe avec le(s) moteur(s) d'entraînement, le(s) moteur(s) étant commun(s) à la voilure tournante et au(x) propulseur(s).

20 Un objectif de l'invention est de proposer un tel système de commande pour un giravion équipé d'une voilure tournante et de propulseur(s) et dans lequel on fait décroître la vitesse de rotation de la voilure tournante et du (des) propulseur(s) à partir (au-delà) d'une vitesse déterminée de déplacement du giravion.

25 Selon un aspect de l'invention, il est proposé un système de commande d'un giravion comportant un rotor, au moins une hélice de propulsion à pas variable, et un moteur d'entraînement du rotor et de l'hélice (ou des hélices), qui comporte :

- un organe d'élaboration d'une consigne ( $\theta_p^* + \theta_d^*$ ,  $\theta_p^* - \theta_d^*$ ) de pas de l'hélice en fonction notamment d'un ordre de commande (TCL) de variation de poussée,
- 5 - un organe d'élaboration d'une consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement (RPM) du rotor et de l'hélice (ou des hélices), en fonction notamment de la vitesse (VTAS) de déplacement du giravion et le cas échéant en fonction de la température ambiante, et
- 10 - un organe d'élaboration d'une consigne (NG\*) de vitesse du moteur, en fonction notamment de l'ordre de commande (TCL) de poussée, de la consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement, et d'un ordre de commande ( $\theta_0$ ) de pas collectif du rotor.

Selon des caractéristiques préférentielles de l'invention :

- 15 - l'organe d'élaboration d'une consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement (RPM) comporte :
  - . un organe d'élaboration d'une vitesse d'entraînement de référence (RPMref) en fonction de la vitesse (VTAS) de déplacement du giravion, et
  - 20 . un limiteur sensible à la vitesse d'entraînement de référence (RPMref) et délivrant la consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement ;
- l'organe d'élaboration de la consigne (NG\*) de vitesse du moteur comporte :
  - 25 . un organe d'élaboration d'un premier ordre anticipé de variation de la vitesse du moteur en fonction de l'ordre de commande ( $\theta_0$ ) de pas collectif du rotor,

- . un organe d'élaboration d'un second ordre anticipé de variation de la vitesse du moteur en fonction de l'ordre de commande (TCL) de poussée,
- . un premier sommateur pour additionner les premier et second ordres anticipés de variation de la vitesse du moteur et pour délivrer en sortie une première composante (NG1\*) de la consigne (NG\*) de vitesse du moteur, et
- . une unité d'élaboration de la consigne (NG\*) de vitesse du moteur, en fonction de la première composante (NG1\*), de la consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement, et d'une mesure (RPM) de la vitesse d'entraînement.

Pour un giravion comportant (au moins) deux hélices de propulsion à pas variable qui sont disposées de part et d'autre du fuselage du giravion, le système comporte de préférence:

- un organe d'élaboration d'une consigne ( $\theta_p^*$ ) de pas moyen ( $\theta_p$ ) des deux hélices en fonction de l'ordre de commande (TCL) de variation de propulsion/poussée,
- un organe d'élaboration d'une consigne ( $\theta_d^*$ ) de demi-différence de pas ( $\theta_d$ ) entre les deux hélices en fonction de l'ordre de commande ( $\theta_0$ ) de variation de pas collectif du rotor et d'un ordre de commande (Pal) de variation de cap,
- un sommateur pour additionner la consigne ( $\theta_p^*$ ) de pas moyen et la consigne ( $\theta_d^*$ ) de différence de pas, et pour délivrer la consigne résultante ( $\theta_p^* + \theta_d^*$ ) à un organe de commande de pas d'une première des deux hélices, et
- un sommateur (utilisé en différentiateur) pour soustraire la consigne ( $\theta_d^*$ ) de différence de pas à la consigne ( $\theta_p^*$ ) de pas moyen et pour délivrer la consigne résultante ( $\theta_p^* - \theta_d^*$ ) à un organe de commande de pas de la seconde hélice.

L'organe d'élaboration d'une consigne ( $\theta d^*$ ) de demi-différence de pas peut comporter :

- une unité de découplage collectif-lacet qui reçoit l'ordre de commande ( $\theta_0$ ) de variation de pas collectif du rotor,
- 5 - une unité de traitement d'un ordre de commande ( $P_{al}$ ) de variation de cap,
- un sommateur connecté à l'unité de découplage et à l'unité de traitement, et
- un filtre recevant en entrée la somme délivrée par le sommateur et  
10 délivrant en sortie la consigne ( $\theta d^*$ ) de demi-différence de pas.

L'organe d'élaboration d'une consigne ( $RPM^*$ ) de vitesse d'entraînement ( $RPM$ ) peut comporter en outre:

- un organe d'élaboration d'une perturbation ( $RPM_{per}$ ) de la consigne  
15 ( $RPM^*$ ) de vitesse d'entraînement en fonction de l'ordre de commande ( $TCL$ ) de variation de propulsion/poussée, et
- un sommateur pour ajouter la perturbation ( $RPM_{per}$ ) de la consigne ( $RPM^*$ ) à la vitesse d'entraînement de référence ( $RPM_{ref}$ ) et pour délivrer cette somme au limiteur délivrant la consigne ( $RPM^*$ ) de vitesse d'entraînement.

20 Les éléments (modules/organes) constitutifs du système de commande peuvent être réalisés, en totalité ou en partie, sous forme de circuits électroniques, et/ou sous forme de segments de code d'un programme installé dans un calculateur embarqué.

25 Ainsi, selon un autre aspect de l'invention, il est proposé un programme comportant un code fixé sur un support – tel qu'une mémoire – ou matérialisé par un signal, le code étant lisible et/ou exécutable par au moins une unité de traitement de données telle qu'un processeur embarqué ou embarquable sur un giravion, pour commander le fonctionnement du

(des) moteur(s) du giravion, le code comportant des segments de code pour effectuer respectivement des opérations caractéristiques de l'invention.

Selon un autre aspect de l'invention, il est proposé un giravion incluant un tel système de commande.

5            Selon un mode préféré de réalisation, en vol de croisière, on contrôle le pas cyclique longitudinal du rotor afin de maintenir l'attitude du fuselage à un angle de tangage (ou angle d'assiette longitudinale) égal à la pente de la trajectoire, de façon à annuler l'angle d'incidence du fuselage par rapport à l'air et minimiser ainsi les traînées dudit fuselage. Par suite et  
10 lors d'un vol de croisière en palier, l'assiette longitudinale de l'hélicoptère hybride sera maintenue à une valeur nulle. Par ailleurs et de façon avantageuse le moment de tangage fuselage doit également être réglé grâce à la manœuvre d'au moins une gouverne de profondeur mobile équipant l'empennage horizontal via par exemple un actionneur électrique de façon à  
15 compenser tout déport du centre de gravité dudit hélicoptère hybride : ce réglage est obtenu en principe quand le moment de flexion exercé sur le mât rotor par rapport à l'axe de tangage, mesuré par des jauges de contrainte par exemple, est annulé.

En effet, il est avantageux de pouvoir régler, voire d'annuler, le  
20 moment de tangage du fuselage car, d'une part celui-ci agit directement sur le moment de flexion dans le mât rotor et donc sur les sollicitations en fatigue de ce dernier, et d'autre part traduit l'équilibre global de l'appareil résultant de la répartition de puissance entre les hélices et le rotor. Or, cette répartition influe sur le bilan global de puissance car les hélices et le  
25 rotor ont des rendements respectifs différents.

Pendant cette opération, la répartition de la puissance entre le rotor et les hélices peut varier significativement en fonction de l'inclinaison du disque rotor en raison de sa contribution aux variations de la traînée totale et de la propulsion de l'appareil. A titre d'exemple, la puissance nécessaire  
30 en vol de croisière à grande vitesse est due principalement à la traînée parasite de l'appareil. A 140 kt, la puissance parasite représente

5       approximativement 50% de la puissance totale requise et peut atteindre 75% à 220 kt, soit trois fois la puissance nécessaire à la sustentation. L'efficacité à grande vitesse dépend donc d'une minimisation de cette traînée parasite, d'où l'intérêt de piloter l'assiette longitudinale dudit hélicoptère hybride.

      Ce pilotage est rendu possible grâce aux deux degrés de liberté offerts par des premiers moyens de braquage d'au moins une gouverne de profondeur et d'autre part, par des deuxièmes moyens de pilotage du pas cyclique des pales du rotor.

10       Les premiers et deuxièmes moyens de commande de sont indépendants les uns des autres.

      En pratique, le réglage de la gouverne de profondeur peut se faire de façon manuelle dans une version simplifiée. Il y a alors nécessité de disposer sur la planche de bord, un indicateur du moment de flexion exercé sur le mât rotor que le pilote doit maintenir dans une plage déterminée  
15       grâce à une action manuelle sur ladite gouverne de profondeur mobile ou encore sur l'actionneur électrique.

      Lorsque la manœuvre de la gouverne de profondeur est effectuée de façon automatique dans une version améliorée, lesdits premiers moyens  
20       comprennent un calculateur qui commande via un actionneur électrique, par exemple, entraînant en rotation ladite au moins une gouverne de profondeur selon un angle de braquage qui adapte le moment de tangage de l'hélicoptère hybride à une première valeur prédéterminée, de préférence égale à zéro.

25       Pour ce faire, ledit calculateur détermine le moment de flexion exercé sur le mât rotor par rapport à l'axe de tangage déduit des informations issues de capteurs, ledit calculateur cessant de braquer ladite gouverne de profondeur quand le moment de flexion exercé sur le mât rotor est dans une plage prédéterminée correspondant sensiblement à la

première valeur de consigne, préférentiellement égale à zéro, du moment de tangage dudit hélicoptère hybride.

Autrement dit, l'expression « première valeur de consigne du moment de tangage » désigne aussi bien une valeur précise qu'une étroite  
5 plage de valeurs de ce moment de tangage en raison notamment de la dépendance du moment de flexion exercé sur le mât rotor vis-à-vis du moment de tangage de l'hélicoptère hybride.

En outre, le moment de tangage étant contrôlé et de préférence annulé, il convient encore de contrôler l'incidence de l'hélicoptère hybride  
10 et notamment de l'annuler pour minimiser les traînées parasites. Les deuxièmes moyens adaptent donc ladite incidence à une deuxième valeur prédéterminée, de préférence égale à zéro. Ces deuxièmes moyens comprennent au moins un manche cyclique qui commande le pas cyclique, notamment longitudinal, des pales du rotor via un plateau cyclique et des  
15 leviers de pas.

Bien entendu, on rappelle que le pas cyclique latéral intervient également pour les évolutions en lacet de l'appareil, les variations du pas collectif des pales du rotor faisant seulement varier la portance de chaque pale dans les mêmes proportions.

Selon un mode de réalisation, il est proposé à partir de 125 nœuds  
20 (kt) environ de réduire progressivement la vitesse de rotation du rotor de la première  $\Omega_1$  à la deuxième  $\Omega_2$  vitesse de rotation dudit rotor pour limiter la vitesse de l'air en bout de pale avançante par exemple à 171 mètres par seconde à une vitesse air sur trajectoire de 220 kt, de façon à  
25 maintenir le nombre de Mach en bout de pale avançante à 0,85 environ.

Bien entendu, cette réduction de vitesse de rotation du rotor est accompagnée d'une diminution de portance dudit rotor. Par conséquent, l'aile compense cette diminution de portance de sorte à contribuer à 31% à la portance à 220 kt comme précisé par la suite à propos d'un exemple  
30 d'application particulier.

Il est encore à noter que l'aile génère une portance quelle que soit la vitesse d'avancement du giravion, sauf en vol stationnaire où elle présente un effet particulier de « déportance » ou portance négative liée à une interaction entre le rotor et ladite aile.

5 En conséquence, la portance du rotor en vol de croisière est contrôlée par un dispositif approprié pour le pilotage du pas collectif et le respect des valeurs de consigne de la vitesse de rotation du rotor.

Dans l'exemple d'application décrit par la suite, la vitesse de rotation  $\Omega$  du rotor est égale à une première vitesse de rotation  $\Omega_1$  de l'ordre de 260 tours par minute jusqu'à la première vitesse d'avancement plus correctement dite première vitesse air sur trajectoire V1, de l'ordre de 125 kt. Au-delà et jusqu'à une deuxième vitesse air sur trajectoire V2 de l'ordre de 220 kt, la vitesse de rotation du rotor est réduite progressivement à une deuxième valeur de rotation  $\Omega_2$  de l'ordre de 205  
10 15 tours par minute.

Par ailleurs, les vitesses de rotation des sorties du (ou des) turbomoteur(s), de la (ou des) hélice(s), du rotor et du système mécanique d'interconnexion sont proportionnelles entre elles, le rapport de proportionnalité étant constant quelle que soit la configuration de vol de l'hélicoptère hybride en conditions normales de fonctionnement de la  
20 chaîne cinématique intégrée.

On comprend ainsi que si l'hélicoptère hybride est équipé d'un seul turbomoteur, celui-ci entraîne en rotation le rotor et la (ou les) hélice(s) via le système mécanique d'interconnexion. Par contre, si deux  
25 turbomoteurs ou plus équipent l'hélicoptère hybride, le rotor et la (ou les) hélice(s) sont alors entraînés en rotation via le système mécanique d'interconnexion par lesdits turbomoteurs.

Autrement dit, la chaîne cinématique fonctionne sans rapport de vitesse de rotation variable entre le (ou les) turbomoteurs, la (ou les)  
30 hélice(s), le rotor et le système mécanique d'interconnexion.

Par conséquent et de façon avantageuse, le rotor demeure toujours entraîné en rotation par le turbomoteur, et développe toujours une portance quelle que soit la configuration de l'appareil.

5 Plus précisément, le rotor est de la sorte destiné à assurer la totalité de la portance de l'hélicoptère hybride pendant les phases de décollage, d'atterrissage et de vol vertical puis partiellement pendant le vol de croisière, l'aile contribuant alors pour partie à supporter ledit hélicoptère hybride.

10 Ainsi, le rotor exerce partiellement la sustentation de l'hélicoptère hybride en vol de croisière avec éventuellement une faible contribution aux forces propulsives ou traction (cas de l'hélicoptère), mais sans aucune contribution à la traînée (cas de l'autogire). Ces conditions de fonctionnement conduisent donc à une fourniture réduite de puissance dédiée à la traction du rotor. A noter qu'une faible contribution aux forces  
15 propulsives se fait par une faible inclinaison du disque rotor vers l'avant de l'appareil. Ce processus dégrade très peu la finesse du rotor et se révèle par suite plus intéressant en terme de bilan de puissance qu'une demande de poussée supplémentaire exercée par la (ou les) hélice(s).

20 De façon avantageuse, l'aile est composée de deux demi-ailes, chaque demi-aile étant de part et d'autre du fuselage. Ces demi-ailes peuvent constituer une aile haute, auquel cas elles présentent de préférence un dièdre négatif. Cependant, elles peuvent aussi constituer soit une aile basse avec de préférence un dièdre positif ou encore une aile intermédiaire avec un dièdre quelconque. La forme en plan de ces demi-ailes, selon les  
25 variantes, peut correspondre à des demi-ailes rectangulaires, effilées, en flèche avant ou arrière,...

De façon favorable, l'envergure de l'aile totale est comprise entre 7 et 9 mètres pour un appareil dont la masse maximale autorisée au décollage est voisine de 8 tonnes.

Dans une version préférée, l'envergure totale de l'aile est sensiblement égale au rayon du rotor, c'est-à-dire sensiblement égale à 8 mètres, la corde de cette aile étant fixée à 1,50 mètre soit un allongement de l'ordre de 5,30.

5 Selon une variante de l'invention, l'aile est munie d'ailerons.

De préférence, l'hélicoptère est équipé de deux hélices propulsives placées de part et d'autre du fuselage, avantageusement à l'extrémité des deux demi-ailes.

10 Pour satisfaire aux performances de l'appareil, chaque hélice a un diamètre compris entre 2,5 et 4,5 mètres, le diamètre des hélices étant de 2,6 mètres comme expliqué ultérieurement dans une version étudiée particulière.

Bien évidemment, le rotor étant toujours entraîné mécaniquement par le ou les turbomoteurs, ce rotor produit un « couple rotor résistant»  
15 ayant tendance à faire tourner le fuselage en sens inverse de celui du rotor. En général, les constructeurs installent à l'arrière du fuselage un rotor anticouple afin de compenser le couple rotor. Ce rotor anticouple d'un hélicoptère conventionnel se situe à l'arrière du fuselage et à une distance de l'ordre de 1,25 fois le rayon du rotor principal, de façon à éviter toute  
20 interférence mécanique entre eux. Un tel rotor requiert généralement environ 12% de la puissance du rotor principal en vol vertical. De plus, la poussée de ce rotor est également utilisée pour le contrôle en direction de l'hélicoptère.

25 Les hélices peuvent être disposées sensiblement en alignement par rapport au plan des cordes des ailes ou demi-ailes mais encore déportées soit au dessus, soit au dessous des ailes ou demi-ailes auxquelles elles sont reliées par un mât support.

Comme vu précédemment l'envergure de l'aile est avantageusement de l'ordre de grandeur du rayon du rotor c'est-à-dire aussi réduite que

possible en raison de la finesse élevée du rotor en vol de croisière, comme cela est expliqué ultérieurement. Il en résulte que la distance de séparation entre les deux hélices est également de l'ordre de grandeur du rayon du rotor. Dans ces conditions, la poussée des hélices est nécessairement  
5 supérieure à celle d'un rotor anticouple.

De plus et sur la base des données géométriques présentées précédemment à titre d'exemple, le diamètre des hélices doit être réduit de 3,0 mètres pour une hélice classique à 2,6 mètres environ pour l'hélicoptère hybride de manière à permettre un espace suffisant entre ledit rotor et  
10 lesdites hélices, d'où une autre augmentation de la puissance nécessaire à la fonction anticouple et cela malgré un effet favorable du dièdre de l'aile.

Quoiqu'il en soit, cette pénalité en terme de puissance est largement compensée par la marge importante de puissance en vol vertical (voir ultérieurement) et les gains de masse et de coût résultant de la suppression  
15 du rotor anticouple et du système de transmission de puissance associé représenté par des lignes d'arbres horizontales et obliques de transmission de puissance et des boîtes d'engrenages dites « intermédiaire » et « arrière ».

On comprend aisément qu'en raison du rapport de proportionnalité  
20 constant entre les vitesses de rotation des différents composants de la chaîne cinématique intégrée, que le (ou les) turbomoteur(s), la (ou les) hélice(s), le rotor et le système mécanique d'interconnexion fonctionnent eux aussi, au rapport de proportionnalité près à une première vitesse de rotation, ainsi qu'à une deuxième vitesse de rotation. En d'autres termes,  
25 on définit une première et une deuxième vitesses de rotation, relatives respectivement à une première et une deuxième vitesses air sur trajectoire, à propos du (ou des) turbomoteur(s), de la (ou des) hélice(s) et du système mécanique d'interconnexion. On note que ces deuxièmes vitesses de rotation correspondent à 78% des premières vitesses de rotation (vitesses  
30 nominales : 100% des premières vitesses de rotation) dans le cas d'application déjà commenté.

Bien évidemment, les vitesses de rotation du (ou des) turbomoteur(s), de la (ou des) hélice(s) et du système mécanique d'interconnexion sont réduites progressivement entre leurs première et deuxième vitesses de rotation respectives, conformément à l'évolution de la  
5 vitesse de rotation du rotor entre ses propres première et deuxième vitesses de rotation selon une loi linéaire ou sensiblement linéaire.

Les différentes fonctionnalités précédemment présentées sont possibles grâce à un système mécanique d'interconnexion approprié pour la transmission de puissance. Un tel système doit permettre la transmission de  
10 couples importants en raison notamment d'un niveau de puissance absorbée élevée et d'une vitesse de rotation du rotor relativement faible. Cela exige de grands rapports de réduction des vitesses de rotation entre différents constituants de la chaîne cinématique tout en respectant une masse aussi faible que possible et en assurant une bonne endurance et une  
15 sécurité totale.

Cette architecture reste valable pour un montage des turbomoteurs aussi bien au niveau du fuselage que sur les demi-aires. Dans ce dernier cas, chaque module de réduction de vitesse est intégré à la deuxième boîte d'engrenages des hélices correspondante au lieu d'être disposé de part et  
20 d'autre de la première boîte d'engrenages principale.

Les deux modules associés comportent un ou deux étages de réduction en fonction de la vitesse de rotation des sorties des turbomoteurs. En général, un étage suffit pour une vitesse de sortie d'un turbomoteur à 6000 tr/mn alors que deux étages sont nécessaires pour une  
25 vitesse de sortie de 21 000 tr/mn.

Par ailleurs, les deux deuxièmes boîtes d'engrenages sont équipées d'un seul étage de réduction de vitesse, la première vitesse de rotation des hélices (régime nominal de rotation) étant de l'ordre de 2 000 tr/mn.

D'autres aspects, caractéristiques, et avantages de l'invention  
30 apparaissent dans la description qui suit avec des exemples de réalisation

donnés à titre illustratif en référence aux figures annexées qui représentent :

- figure 1 : une vue en perspective schématique d'un exemple de réalisation d'un hélicoptère hybride selon l'invention,
- 5 - figure 2 : une vue schématique de la chaîne cinématique.
- figure 3 : un schéma du dispositif de réglage de l'assiette longitudinale de l'hélicoptère hybride.
- figure 4 : un schéma de la loi de variation de la vitesse de rotation du rotor en fonction de la vitesse d'avancement de l'hélicoptère  
10 hybride.
- figure 5 : un organigramme illustrant les principaux composants d'un système de commande du giravion selon un premier mode de réalisation.
- figure 6 : un organigramme illustrant les principaux composants d'un  
15 système de commande du giravion selon un second mode de réalisation.
- figure 7 : un schéma d'un module de calcul de pas collectif différentiel pour un système de commande d'un giravion à deux hélices.
- 20 - figure 8 : un schéma d'un module de calcul d'une consigne de la vitesse commune d'entraînement du rotor et des hélices selon un premier mode de réalisation.
- figure 9 : un schéma d'un module de calcul d'une consigne de pas moyen des hélices selon un premier mode de réalisation.
- 25 - figure 10 : un schéma d'un module de calcul d'une consigne de la vitesse du générateur de gaz d'un turbomoteur.

- figure 11 : un schéma d'un module de calcul d'une consigne de la vitesse commune d'entraînement du rotor et des hélices selon un second mode de réalisation.
- figure 12 : un schéma d'un module de calcul d'une consigne de pas  
5 moyen des hélices selon un second mode de réalisation.

Au sens de la présente demande, l'expression « hélicoptère hybride » désigne un giravion équipé de propulseur(s), avec une régulation adaptée au fonctionnement du rotor d'une part et à celui des hélices d'autre part.

10 Sauf indication contraire, explicite ou implicite, le terme « rotor » désigne une voilure tournante du giravion.

Sauf indication contraire, explicite ou implicite, les éléments présents dans plusieurs figures distinctes sont affectés d'une seule et même référence.

15 Par référence à la figure 1 notamment, l'hélicoptère hybride 1 comprend un fuselage 2, à l'avant duquel est prévu le poste de pilotage 7, un rotor 10 destiné à entraîner en rotation des pales 11 grâce d'une part à deux turbomoteurs 5 disposés sur le dessus du fuselage 2 (non visibles sur la figure 1 en raison de la présence de carénages), de part et d'autre par rapport au plan de symétrie longitudinal de l'appareil, et d'autre part à une  
20 première boîte d'engrenages principale MGB, non représentée sur la figure 1.

De plus, l'hélicoptère hybride 1 est pourvu d'une aile haute 3 composée de deux demi-ailes 8 disposées sur le dessus du fuselage 2, ces demi-ailes 8 ayant une forme en plan sensiblement rectangulaire et  
25 présentant un dièdre négatif.

La propulsion de l'hélicoptère hybride 1 est assurée par deux hélices 6 entraînées par les deux turbomoteurs 5, une hélice 6 étant disposée à chaque extrémité externe de l'aile 3.

Par ailleurs, il est prévu, au voisinage de l'extrémité arrière du fuselage 2, des surfaces de stabilisation et de manœuvre à savoir pour la profondeur, un empennage horizontal 30 avec deux gouvernes de profondeur mobiles 35 par rapport à la partie avant 34 et pour la direction  
5 deux empennages appropriés 40, chacun de chaque côté de l'empennage horizontal 30.

Avantageusement, les empennages 40, verticaux ou inclinés par rapport à la verticale, peuvent être constitués d'une partie avant fixe (ou dérive) 44 avec en arrière une partie mobile, ou gouverne de direction 45  
10 pour le pilotage en lacet.

En l'occurrence, l'empennage horizontal 40 et les empennages verticaux 50 forment un U renversé vers le fuselage 2.

Du point de vue dimensionnel, l'hélicoptère hybride 1 correspond de préférence aux caractéristiques suivantes, relatives à un appareil d'environ  
15 8 tonnes de masse maximale autorisée au décollage :

- diamètre D du rotor : 16 mètres environ,
- diamètre d des hélices : 2,6 mètres,
- envergure L de l'aile : 8 mètres,
- allongement  $\lambda$  de l'aile : 5,3.

20 De plus, l'hélicoptère hybride 1 est équipé d'une chaîne cinématique intégrée 4, qui, outre les deux turbomoteurs 5, le rotor 10 et les deux hélices 6, comprend un système mécanique d'interconnexion 15 entre ces éléments comme schématisé sur la figure 2, qui correspond à une représentation simplifiée de sorte qu'il faut comprendre que le rotor 10 et  
25 les hélices 6 sont en rotation dans des plans orthogonaux et non parallèles.

Avec cette configuration, cet hélicoptère hybride 1 est remarquable en ce que les vitesses de rotation des sorties des turbomoteurs, des hélices, du rotor et du système mécanique d'interconnexion sont proportionnelles entre elles, le rapport de proportionnalité étant constant quelle que soit la

configuration de vol de l'hélicoptère hybride en conditions normales de fonctionnement de la chaîne cinématique intégrée.

Bien évidemment, des dispositifs particuliers, sortant du cadre de l'invention, sont activés lors de pannes mécaniques éventuelles.

5           En référence à la figure 2, le système mécanique d'interconnexion comprend les principaux composants suivants :

- une première boîte d'engrenages principale MGB située au niveau du fuselage 2 entraînant le rotor 10 à 263 tr/mn au régime nominal de rotation (ou la première vitesse de rotation du rotor),
- 10           - deux deuxièmes boîtes d'engrenages PGB d'entraînement des hélices 6, une boîte d'engrenages PGB entraînant chaque hélice 6 à 2000 tr/mn au régime de rotation nominal,
- un premier arbre A1, mis en rotation par la première boîte d'engrenages MGB, pour l'entraînement du rotor 10,
- 15           - deux deuxièmes arbres A2, chacun d'eux étant disposé dans une demi-aile 8 respective, sensiblement au quart de corde, et distribuant la puissance au rotor 10 et aux hélices 6, la vitesse de rotation de ces arbres étant en outre de 3000 tr/mn au régime nominal de rotation ou première vitesse de rotation des deuxièmes arbres,
- 20           - les deux deuxièmes arbres A2 sont entraînés en rotation par les deux turbomoteurs 5 via deux modules associés M qui, selon le type de turbomoteurs, réduisent la vitesse des turbomoteurs 5 de 21000 tr/mn ou de 6000 tr/mn à 3000 tr/mn pour la première vitesse de rotation desdits arbres.
- 25           La première boîte d'engrenages principale MGB comprend deux étages, à savoir :
  - une couronne dentée spiroconique C1 entraînée par deux engrenages coniques C2, connectés chacun à l'un desdits deuxièmes arbres A2,

- cette couronne C1 entraînant à 1000 tr/mn, à la première vitesse de rotation de l'installation, le planétaire P d'un étage épicycloïdal de façon à mettre en rotation le rotor via des pignons satellites S en rotation sur une couronne externe fixe CE.

5           En outre, l'hélicoptère hybride 1 est tel que le pas collectif et le pas cyclique des pales 11 du rotor 10 sont contrôlés et adaptés en fonction des conditions de vol ; les pas sont adaptés à l'évolution de la vitesse de rotation du rotor, en fonction de la vitesse air sur trajectoire (VTAS) de l'appareil.

10           Au sujet des hélices 6, seul le pas collectif est contrôlé et adapté en fonction des conditions de vol ; il est contrôlé automatiquement pour fournir la poussée nécessaire compatible avec le fonctionnement du rotor.

          Par ailleurs, l'hélicoptère hybride 1 est réglé en vol de croisière à grande vitesse de telle sorte que le rotor 10 exerce une portance avec une  
15 éventuelle faible contribution aux forces propulsives mais sans aucune contribution à la traînée. Naturellement, ceci nécessite une puissance absorbée par ledit rotor 10 pour équilibrer le couple généré par la traînée de profil et la traînée induite des pales 11 du rotor 10, mais cette puissance est relativement réduite soit environ 500 kW comme vu précédemment en  
20 raison de la finesse du rotor de l'ordre de 12,2 au-delà de 150 kt.

          La faible contribution aux forces propulsives est faite par une légère inclinaison du disque rotor vers l'avant de l'appareil, cette solution pouvant se révéler plus favorable en terme de bilan de puissance qu'un  
25 supplément de poussée des hélices en raison d'une finesse du rotor peu sensible aux faibles variations d'assiette de l'hélicoptère hybride.

          Par ailleurs, il est avantageux de pouvoir régler, voire d'annuler, le moment de tangage du fuselage car, d'une part celui-ci agit directement sur le moment de flexion dans le mât rotor et donc sur les sollicitations en fatigue de ce dernier, et d'autre part traduit l'équilibre global de l'appareil  
30 résultant de la répartition de puissance entre les hélices et le rotor. Or,

cette répartition influe sur le bilan global de puissance car les hélices et le rotor ont des rendements respectifs différents.

De la sorte, et selon la figure 3, la manœuvre de préférence automatique d'au moins une gouverne de profondeur mobile 35 équipant l'empennage horizontal 30 par un actionneur électrique 70 permet de régler, voire d'annuler tout moment de tangage résultant du déport du centre de gravité par rapport à la ligne d'action de la portance dudit hélicoptère hybride : ce réglage est obtenu quand le moment de flexion exercé sur le mât rotor 12 par rapport à l'axe de tangage mesuré par des jauges de contrainte 71 par exemple, est annulé.

En outre et indépendamment, le pas cyclique longitudinal du rotor 10 est piloté et adapté en fonction des conditions de vol afin de maintenir l'attitude du fuselage à un angle de tangage ou angle d'assiette longitudinale égal à la pente de la trajectoire, de façon à annuler l'angle d'incidence du fuselage par rapport à l'air et minimiser ainsi les traînées dudit fuselage. Par suite, lors d'un vol de croisière en palier, l'assiette longitudinale de l'hélicoptère hybride sera maintenue à une valeur nulle.

En pratique, le réglage de la gouverne de profondeur 35 peut se faire de façon manuelle dans une version simplifiée. Il y a alors nécessité de disposer sur la planche de bord, un indicateur du moment de flexion exercé sur le mât rotor 12 que le pilote doit maintenir dans une plage déterminée grâce à une action manuelle sur ladite gouverne de profondeur mobile 35 ou encore sur l'actionneur électrique 70.

Lorsque la manœuvre de la gouverne de profondeur 35 est effectuée de façon automatique dans une version améliorée, l'actionneur électrique 70 est commandé par un calculateur 60 qui détermine le moment de flexion exercé sur le mât rotor 12, déduit des informations issues des capteurs 71, de préférence des jauges de contrainte disposées sur ledit mât rotor 12. De cette façon, le calculateur 60 cesse de braquer ladite au moins une gouverne de profondeur 35 autour de l'axe AX quand le moment de flexion exercé sur le mât rotor par rapport à l'axe de tangage est dans une plage

prédéterminée correspondant sensiblement à la première valeur de consigne, préférentiellement égale à zéro, du moment de tangage dudit hélicoptère hybride 1.

5 De la sorte, le calculateur 60, l'actionneur électrique 70 et les capteurs 71 constituent des premiers moyens pour commander automatiquement l'angle de braquage de ladite au moins une gouverne de profondeur 35 en fonction du moment de flexion exercé sur le mât rotor 12 par rapport à l'axe de tangage de l'hélicoptère hybride 1. Bien évidemment, on peut utiliser plusieurs gouvernes 35 pour cette opération.

10 De façon indépendante, des deuxièmes moyens (13, 14, 16, 17) commandent le pas cyclique des pales 11 du rotor 10 afin de piloter l'assiette longitudinale de l'hélicoptère hybride 1 en fonction des conditions de vol en l'adaptant à une deuxième valeur prédéterminée relative à ladite assiette longitudinale.

15 Avantageusement, ladite deuxième valeur prédéterminée correspond à un angle d'assiette longitudinale égal à la valeur de la pente de la trajectoire de l'appareil, comme vu ci-dessus.

En conséquence, cette deuxième valeur de l'assiette longitudinale est égale à zéro lors d'un vol en palier de l'hélicoptère hybride 1.

20 Lesdits deuxièmes moyens comprennent un manche cyclique 13 qui commande des servocommandes 14 pour imposer le pas cyclique des pales 11 du rotor 12 via un plateau cyclique 16 et des leviers de pas 17.

25 En pratique, il s'avère que le pilote peut utiliser un horizon artificiel pour assurer une assiette longitudinale nulle en vol de palier via l'utilisation des deuxièmes moyens (13, 14, 16, 17).

Par contre, un système adapté est à mettre en œuvre dans le cas d'une pente quelconque de la trajectoire.

Pour ce faire, lesdits deuxièmes moyens sont complétés par un dispositif d'asservissement automatique 80 de l'assiette longitudinale de l'hélicoptère hybride 1, ce dispositif d'asservissement automatique 80 étant intégré dans un pilote automatique 81 et comprenant spécifiquement un  
5 GPS (Global Positionning System) 82 pour déterminer ladite pente de la trajectoire, et une centrale AHRS (Attitude and Heading Reference System) 83 pour définir l'assiette de l'hélicoptère hybride 1 de façon à en déduire l'incidence du fuselage dudit hélicoptère hybride 1 par rapport à l'air et à  
10 l'annuler avec en complément une installation anémométrique 84 pour corriger les erreurs liées aux perturbations liées au vent.

En fait, cette opération de réglage consiste à bien positionner le fuselage 2 ainsi que le rotor 10 à une incidence sensiblement nulle par rapport à l'écoulement d'air, donc avec une traînée d'ensemble minimale et une finesse maximale. Par rapport à un fonctionnement en mode autogire,  
15 le bilan est favorable, puisque dans le cas de l'autogire, le rotor traîne assez fortement alors que, dans le cas de la présente invention, la traînée du rotor est minimale.

Du point de vue de la mécanique du vol, il est rappelé que le rotor 10 est destiné à assurer la totalité de la portance de l'hélicoptère hybride 1 pendant les phases de décollage, d'atterrissage et de vol vertical puis  
20 partiellement pendant le vol de croisière, l'aile 3 contribuant alors pour partie à supporter ledit hélicoptère hybride 1.

Bien évidemment, le rotor 10 étant toujours entraîné mécaniquement par les turbomoteurs 5, ce rotor 10 produit un « couple rotor résistant »  
25 ayant tendance à faire tourner le fuselage 2 en sens inverse de celui du rotor 10.

L'hélicoptère hybride 1 selon l'invention ne dispose pas de rotor anticouple dans le but de simplifier les ensembles mécaniques et de réduire en conséquence la masse et le coût de l'appareil.

Par conséquent, l'hélicoptère hybride 1 étant équipé de deux hélices 6, chacune étant installée sur une demi-aile 8 de chaque côté du fuselage 2, les fonctions anticouple et de contrôle de direction sont prévues par utilisation d'une poussée différentielle exercée par les hélices.

5 Autrement dit, et en vol vertical, l'hélice 6 à gauche du fuselage exerce une poussée vers l'arrière de l'appareil (ou « poussée arrière ») tandis que l'hélice 6 à droite produit une poussée vers l'avant (ou « poussée avant »), dans l'hypothèse où le rotor 10 tourne dans le sens anti-horaire, vu de dessus.

10 En variante, la fonction anticouple peut également être réalisée de telle sorte que, sur l'exemple précédent, l'hélice droite 6 développe par exemple une poussée doublée, l'hélice gauche 6 ne fournissant pas de poussée, étant entendu que le rotor 10 doit alors être incliné vers l'arrière de l'appareil pour équilibrer la poussée de l'hélice droite. Dans ce cas, on  
15 montre que la puissance est supérieure à celle exigée lorsque les deux hélices fournissent des poussées en sens inverse.

Naturellement, on conçoit, à titre également de variante, qu'une solution intermédiaire peut correspondre à une fonction anticouple réalisée par un mixage des deux concepts précédents (poussée différentielle pure  
20 d'une part et poussée double d'autre part).

Par conséquent et sur la base de l'exemple présentement décrit et de la figure 5, la vitesse de rotation du rotor 10 est égale à une première vitesse de rotation  $\Omega_1$  de 263 tours par minute environ jusqu'à une première vitesse d'avancement  $V_1$  plus correctement dite première vitesse  
25 air sur trajectoire de 125 kt. Au-delà et jusqu'à une deuxième vitesse air sur trajectoire  $V_2$  de 220 kt, la vitesse de rotation du rotor est réduite progressivement à une deuxième valeur de rotation  $\Omega_2$  de 205 tours par minute. La réduction progressive de la vitesse de rotation du rotor 10 entre les première et deuxième vitesses sur trajectoire évolue selon une loi  
30 linéaire de pente  $(-1/R)$ ,  $R$  étant le rayon du rotor, dans un système de

coordonnées où la vitesse  $V$  est en abscisse et la vitesse de rotation  $\Omega$  du rotor 10 en ordonnée.

En effet, il est connu que si la vitesse de l'air augmente, le nombre de Mach à l'extrémité de la pale avançante d'un rotor de giravion atteint le  
5 nombre de Mach dit de divergence de traînée.

Alors et à un nombre de Mach maximal inférieur ou égal au nombre de Mach de divergence de traînée, la vitesse de rotation du rotor doit être progressivement réduite en fonction de l'augmentation de la vitesse d'avancement de l'appareil de façon à ne pas dépasser cette limite.

10 Si l'on désigne par  $c$  la vitesse du son, le nombre de Mach en bout de pale avançante est égal à l'expression  $(V+U)/c$  ou encore  $(V+\Omega R)/c$ . Imposer un nombre de Mach maximal égal à  $M_m$  revient bien à faire varier  $\Omega$  selon la loi linéaire  $[(c.M_m-V)/R]$ .

En supposant un nombre de Mach maximal égal à 0,85 pour une  
15 vitesse de l'air en bout de pale de 220 m/s en vol vertical (vitesse de rotation du rotor de 263 tr/mn), le nombre de Mach des pales 11 en position avançante atteint 0,85 environ à une vitesse air sur trajectoire de 125 kt à une altitude de 1500 mètres dans les conditions ISA (température air extérieure : 5°C).

20 Entre 125 et 220 kt, la vitesse de rotation  $\Omega$  est adaptée conformément à la loi précitée.

A une vitesse air sur trajectoire de l'appareil de 220 kt, la vitesse de l'air en bout de pale due à la rotation vaut alors 171 m/s (vitesse de rotation rotor : 205 tr/mn ou 78% de la vitesse de rotation nominale du  
25 rotor) et le paramètre d'avancement  $\mu$  est égal à 0,66. A cette valeur du paramètre d'avancement, la portance du rotor ne peut pas être maintenue sans un accroissement important de la corde des pales (60% d'accroissement, ce qui conduirait à un hélicoptère conventionnel de quatre pales d'un mètre de corde), afin de garder un coefficient de portance

moyen des pales  $C_{zm}$  inférieur à 0,5 et d'éviter ainsi le décrochage de la pale reculante. Il est clair qu'un tel surdimensionnement des pales à grande vitesse d'avancement conduirait à une augmentation significative de la masse de l'appareil et à une pénalisation des performances. En  
5 conséquence, le rotor de l'hélicoptère hybride 1, d'environ 8 tonnes de masse maximale autorisée au décollage, est progressivement déchargé par une aile 3 d'envergure  $L$  réduite qui développe une portance de l'ordre de 31% à 220 kt. Dans ces conditions, lorsque la vitesse air sur trajectoire augmente, le coefficient de portance  $C_{zm}$  des pales de 0,5 en vol vertical  
10 (déportance de l'aile estimée à 4,5%) diminue pour atteindre 0,43 à 125 kt en raison de l'augmentation de portance de l'aile 3 pour augmenter et atteindre une valeur de 0,54 à 220 kt en raison de la réduction de la vitesse de rotation du rotor à 78% de la vitesse de rotation nominale. Dans ces conditions, le rotor fonctionne à une finesse maximale de l'ordre de 12,2.

15 Sauf indication contraire, explicite ou implicite, les interconnexions entre les blocs/modules fonctionnels représentés figures 6 à 13 sous forme de rectangles sont représentées sous forme de flèches indiquant le sens du flux des signaux/données correspondant(e)s.

Par référence aux figures 6 et 7, le giravion 1 est représenté par un  
20 modèle où la vitesse de rotation RPM des éléments du système de transmission de puissance motrice reliant le moteur 5 au rotor 10 et aux deux propulseurs 6L (propulseur gauche) et 6R (propulseur droit), est la résultante sortant d'un bloc 130 dont la fonction de transfert est égale à  $1/(I*\Omega*s)$ ,  $I$  représentant l'inertie globale des ensembles mécaniques  
25 entraînés, et  $\Omega$  étant égale à RPM .

La variation de cette vitesse RPM est fonction de la différence entre la puissance ESP fournie en sortie par le moteur 5 et la puissance absorbée par le rotor et par les propulseurs ; un additionneur 131 effectue cette différence et l'applique en entrée du bloc 130 ; un autre additionneur 132  
30 cumule les puissances respectivement absorbées par le rotor d'une part et par chacun des propulseurs d'autre part.

La puissance ESP fournie par le moteur résulte des variations du débit  $Q_{\text{fuel}}$  de carburant qui lui est délivré ; ce débit est déterminé en fonction de la différence  $\Delta NG$  délivrée en sortie par un comparateur 133 qui soustrait la vitesse NG du générateur de gaz du turbopropulseur 5 à la  
5 consigne  $NG^*$  de vitesse du générateur de gaz.

Ainsi, la commande /régulation de puissance du turbomoteur 5 s'effectue par l'intermédiaire de la consigne  $NG^*$  de vitesse du générateur de gaz, comme cela se pratique généralement pour un hélicoptère.

La variation du pas collectif du rotor 10 s'effectue par l'intermédiaire d'une consigne  $\theta_0^*$  de pas collectif qui est appliquée à un mécanisme de servocommande (non représenté) prévu pour modifier le pas des pales du rotor.

De façon similaire, la variation du pas collectif des hélices 6R, 6L s'effectue par l'intermédiaire d'une consigne de pas collectif ( $\theta_p^* + \theta_d^*$ ,  
15 respectivement  $\theta_p^* - \theta_d^*$ ) de l'hélice qui est appliquée à un mécanisme de servocommande (non représenté) respectivement prévu pour modifier le pas de l'hélice correspondante.

Le pilote du giravion dispose de plusieurs organes de pilotage ; chaque organe peut par exemple se présenter sous forme d'un levier, d'un  
20 bouton, ou d'une molette, et peut être « réel » ou simulé (sur un écran par exemple). Pour ce qui concerne les organes de pilotage dont la sortie est prise en compte selon l'invention pour commander le fonctionnement du moteur 5, le pilote peut agir sur un organe 121 (par ex. un bouton poussoir équipant un levier de pas collectif du rotor) délivrant un ordre de  
25 commande TCL de variation de poussée, sur un organe 122 (par ex. un levier de pas collectif du rotor) délivrant un ordre de commande  $\theta_0$  de variation de pas collectif, et sur un organe 123 (par ex. un palonnier) délivrant un ordre de commande Pal de variation de cap (ou commande de lacet).

Un capteur/calculateur 120 fournit par ailleurs une mesure (ou une estimation) de la vitesse sur trajectoire VTAS du giravion.

La mesure de vitesse VTAS, les ordres de commande et les consignes se présentent sous forme de signaux ou données.

5 Le capteur 120 et les organes 121-123 de pilotage sont reliés à un système 100 embarqué de calcul/détermination des consignes  $NG^*$  de vitesse de générateur de gaz,  $\theta_0^*$  de pas collectif du rotor,  $(\theta_p^* + \theta_d^*)$  et  $(\theta_p^* - \theta_d^*)$  de pas collectif des hélices, qui sont respectivement délivrés aux servocommandes correspondantes.

10 Le système 100 comporte plusieurs modules de traitement des signaux/données reçus des organes 120-123 (cf. figures 6 et 7):

- un organe/module 101, 101A, 102, 103, 104 élabore les consignes  $(\theta_p^* + \theta_d^*, \theta_p^* - \theta_d^*)$  de pas des hélices en fonction notamment d'un ordre de commande (TCL) de variation de poussée,
- 15 - un organe/module 105, 105A élabore une consigne  $RPM^*$  de vitesse d'entraînement  $RPM$  du rotor et de l'hélice (ou des hélices), en fonction notamment de la vitesse VTAS de déplacement du giravion, et
- un organe/module 106 élabore une consigne  $NG^*$  de vitesse du  
20 moteur, en fonction notamment de l'ordre de commande TCL de poussée, de la consigne  $RPM^*$  de vitesse d'entraînement, et d'un ordre de commande  $\theta_0$  de pas collectif du rotor.

Dans chacun des deux modes de réalisation correspondant aux figures 6 et 7, la vitesse VTAS est délivrée en entrée des modules 101 (ou  
25 101A) et 105 (ou 105A). L'ordre de commande TCL de poussée est délivré en entrée du module 106. L'ordre de commande  $\theta_0$  de pas collectif du rotor est délivré en entrée des modules 106, 102 et d'un module 140 d'élaboration d'une consigne  $\theta_0^*$  du rotor 10, et l'ordre de commande Pal est délivré en entrée du module 102.

Dans le mode de réalisation de la figure 7, l'ordre de commande TCL de poussée est délivré directement au module 101A, tandis que dans le mode de réalisation de la figure 6, cet ordre de commande TCL de poussée est délivré au module 105, et la consigne RPM\* délivré par ce dernier est appliquée en entrée du module 101.

Dans les deux modes de réalisation des figures 6 et 7, la vitesse RPM effective du système de transmission de puissance est délivrée en entrée du module 106 de calcul de la consigne NG\* ; cette vitesse RPM est en outre délivrée au module 101 dans le mode de réalisation de la figure 6.

L'organe 105 (fig. 6) ou 105A (fig. 7) d'élaboration d'une consigne RPM\* de vitesse d'entraînement RPM comporte (cf. fig. 9 et 12):

- un organe/module 107 qui élabore et fournit en sortie une vitesse d'entraînement de référence RPMref en fonction de la vitesse VTAS de déplacement du giravion reçue en entrée, et
- un limiteur 108 connecté au module 107, qui est sensible à la vitesse d'entraînement de référence RPMref délivrée par le module 107, et qui délivre la consigne RPM\* de vitesse d'entraînement.

Ainsi, le module 107 calcule la vitesse RPMref selon la loi de décroissance décrite ci-avant en relation avec la figure 5, lorsque la vitesse VTAS dépasse la vitesse V1.

L'organe 106 d'élaboration de la consigne NG\* de vitesse du moteur comporte (cf. fig. 11):

- un organe/module 109 « feed-forward » qui calcule un premier ordre anticipé (pré-commande) de variation de la vitesse du moteur en fonction de l'ordre de commande  $\theta_0$  de pas collectif du rotor ; le module 109 permet d'anticiper l'augmentation de puissance nécessaire par un ordre d'augmentation de pas collectif ;

- un organe/module 110 qui calcule un second ordre anticipé de variation de la vitesse du moteur en fonction de l'ordre de commande TCL de poussée,
- un premier sommateur 111 pour additionner les premier et second ordres anticipés de variation de la vitesse du moteur et pour délivrer en sortie une première composante NG1\* de la consigne NG\* de vitesse du moteur,
- un comparateur 114 qui soustrait la vitesse d'entraînement RPM à la consigne RPM\*,
- un régulateur 113 qui délivre une seconde composante NG2\* de la consigne NG\* en fonction de la différence délivrée par le comparateur 114 ; ce régulateur peut être un régulateur PI (proportionnel-intégral) qui élabore la composante NG2\* permettant d'annuler la différence entre RPM et RPM\* qui lui est présentée en entrée ; et
- un sommateur 112 qui détermine la consigne NG\* de vitesse du moteur, par addition des première et seconde composantes NG1\* et NG2\*.

Pour un giravion comportant (au moins) deux hélices (6L, 6R) de propulsion à pas variable qui sont disposées de part et d'autre du fuselage du giravion, le système 100 comporte :

- un organe/module 101, 101A d'élaboration d'une consigne  $\theta_p^*$  de pas moyen  $\theta_p$  des deux hélices en fonction de l'ordre de commande TCL de variation de propulsion/poussée,
- un organe/module 102 d'élaboration d'une consigne  $\theta_d^*$  de demi-différence de pas  $\theta_d$  entre les deux hélices en fonction de l'ordre de commande  $\theta_0$  de variation de pas collectif du rotor et d'un ordre de commande Pal de variation de cap/lacet,

- un sommateur 103 pour additionner la consigne  $\theta_p^*$  de pas moyen et la consigne  $\theta_d^*$  de différence de pas, et pour délivrer la consigne résultante  $(\theta_p^* + \theta_d^*)$  à un organe de commande de pas d'une première des deux hélices,
- 5 - un sommateur utilisé en différentiateur 104 pour soustraire la consigne  $\theta_d^*$  de différence de pas à la consigne  $\theta_p^*$  de pas moyen et pour délivrer la consigne résultante  $(\theta_p^* - \theta_d^*)$  à un organe de commande de pas de la seconde hélice.

Dans le mode de réalisation correspondant aux figures 6 et 10,  
10 l'organe 101 d'élaboration d'une consigne  $\theta_p^*$  de pas moyen comporte un comparateur 118 qui soustrait la consigne de vitesse RPM\* à la vitesse d'entraînement mesurée RPM, un module 119 qui est de préférence un régulateur PI tendant à annuler la différence (RPM-RPM\*) qui lui est présentée en entrée, et un filtre 129 de sortie qui assure la stabilité en  
15 torsion de la chaîne de transmission de puissance aux hélices.

L'organe 102 d'élaboration d'une consigne  $\theta_d^*$  de demi-différence de pas comporte (cf. figure 8):

- une unité/module 141 de découplage collectif-lacet qui reçoit l'ordre de commande  $\theta_0$  de variation de pas collectif du rotor et qui délivre  
20 une pré-commande pour anticiper une variation de la consigne  $\theta_d^*$  nécessaire pour équilibrer la variation de couple et donc le cap résultant d'une variation de la commande  $\theta_0$ ,
- une unité/module 142 de traitement d'un ordre de commande Pal de variation de cap,
- 25 - un sommateur 143 connecté à l'unité de découplage 141 et à l'unité de traitement 142, et
- un filtre passe-bas 144 recevant en entrée la somme délivrée par le sommateur 143 et délivrant en sortie la consigne  $\theta_d^*$  de demi-

différence de pas, le filtre 144 limitant la vitesse de variation de cette consigne  $\theta d^*$ .

Dans le mode de réalisation correspondant aux figures 6 et 9, l'organe 105 d'élaboration d'une consigne RPM\* de vitesse d'entraînement  
5 RPM comporte en outre:

- un organe/module 115 qui élabore une variation transitoire RPM<sub>per</sub> de la consigne RPM\* de vitesse d'entraînement en fonction de l'ordre de commande TCL de variation de propulsion/poussée, et
- un sommateur 116 qui ajoute la variation transitoire RPM<sub>per</sub> de la  
10 consigne RPM\* à la vitesse d'entraînement de référence RPM<sub>ref</sub> et qui délivre cette somme au limiteur 108 délivrant la consigne RPM\* de vitesse d'entraînement.

Le module 115, qui agit comme un filtre passe-haut, permet, en réponse à une action du pilote sur l'organe 121, de provoquer une  
15 augmentation (respectivement une diminution) transitoire de la consigne RPM\*, afin d'inhiber la boucle de régulation « hélicoptère » (incluant notamment les modules 112 à 114, fig.11) pendant une durée suffisante pour que la boucle de régulation 101-105 des hélices adapte le pas de celles-ci. Ceci permet d'éviter que la régulation de type hélicoptère ne  
20 s'oppose aux variations de NG\* nécessaires à la commande (indirecte) de variation du pas des hélices de propulsion.

Si l'augmentation de l'ordre de commande TCL est lente, la variation transitoire RPM<sub>per</sub> est sensiblement nulle.

Dans le mode de réalisation correspondant aux figures 7, 12 et 13, la  
25 régulation est plus simple car le pas moyen des hélices est directement contrôlé au moyen d'une servocommande hydraulique et n'est plus lié au régime de l'hélice. Cependant il est nécessaire dans ce cas de limiter la vitesse de variation de l'ordre de commande de pas moyen, en particulier à grande vitesse d'avancement VTAS car la variation transitoire de couple

qui en résulterait pourrait endommager les hélices. La consigne de pas moyen  $\theta_p^*$  est donc élaborée à partir de la position TCL du levier 121 de commande de poussée des hélices ; la variation de l'ordre de commande est limitée par le module limiteur 117, en fonction le cas échéant de la vitesse de déplacement VTAS ; la vitesse de cette variation est limitée par un filtre passe-bas 128 (figure 13), et puis l'ordre résultant est transmis aux hélices (par l'intermédiaire des sommateurs 103, 104).

Pour les deux modes de réalisation, le découplage collectif-lacet ainsi que la commande de direction sont réalisés au moyen d'une application de pas collectif différentiel  $\theta_d^*$  aux hélices gauche et droite.

Par ailleurs, les « précommandes » 109, 110 directes « pas-gaz » sont prévues au niveau du rotor et des hélices afin d'atténuer (par anticipation) les variations de la vitesse RPM qui pourraient résulter de variations rapides de l'ordre de commande de pas.

Naturellement, la présente invention est sujette à de nombreuses variations quant à sa mise en œuvre. En particulier, il importe de noter que l'invention telle que décrite concerne notamment un hélicoptère hybride de l'ordre de 8 tonnes de masse totale. Toutefois, cette invention est applicable à tout giravion d'une masse quelconque, d'un drone à faible masse par exemple jusqu'à un appareil de très gros tonnage. Bien que plusieurs modes de réalisations aient été décrits, on comprend bien qu'il n'est pas concevable d'identifier de manière exhaustive tous 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.

REVENDICATIONS

1. Système (100) de commande d'un giravion (1) comportant un rotor (10), au moins une hélice (6L, 6R) de propulsion à pas variable, et un moteur (5) d'entraînement du rotor et de l'hélice (ou des hélices),  
5 caractérisé en ce qu'il comporte :

- un organe (101, 101A, 102, 103, 104) d'élaboration d'une consigne ( $\theta_p^* + \theta_d^*$ ,  $\theta_p^* - \theta_d^*$ ) de pas de l'hélice en fonction au moins d'un ordre de commande (TCL) de variation de poussée,

- un organe (105, 105A) d'élaboration d'une consigne (RPM\*) de  
10 vitesse d'entraînement (RPM) du rotor et de l'hélice (ou des hélices), en fonction au moins de la vitesse (VTAS) de déplacement du giravion et le cas échéant en fonction de la température ambiante, et

- un organe (106) d'élaboration d'une consigne (NG\*) de vitesse du  
15 moteur, en fonction au moins de l'ordre de commande (TCL) de poussée, de la consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement, et d'un ordre de commande ( $\theta_0$ ) de pas collectif du rotor.

2. Système selon la revendication 1, dans lequel l'organe (105, 105A) d'élaboration d'une consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement (RPM) comporte :

20 - un organe (107) d'élaboration d'une vitesse d'entraînement de référence (RPMref) en fonction de la vitesse (VTAS) de déplacement du giravion, et

- un limiteur (108) sensible à la vitesse d'entraînement de  
25 référence (RPMref) et délivrant la consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement.

3. Système selon la revendication 1 ou 2, dans lequel l'organe (106) d'élaboration de la consigne (NG\*) de vitesse du moteur comporte :

- un organe (109) d'élaboration d'un premier ordre anticipé de variation de la vitesse du moteur en fonction de l'ordre de commande ( $\theta_0$ ) de pas collectif du rotor,
  - un organe (110) d'élaboration d'un second ordre anticipé de variation de la vitesse du moteur en fonction de l'ordre de commande (TCL) de poussée,
  - un premier sommateur (111) pour additionner les premier et second ordres anticipés de variation de la vitesse du moteur et pour délivrer en sortie une première composante (NG1\*) de la consigne (NG\*) de vitesse du moteur, et
  - une unité (112, 113, 114) d'élaboration de la consigne (NG\*) de vitesse du moteur, en fonction de la première composante (NG1\*), de la consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement, et d'une mesure (RPM) de la vitesse d'entraînement.
4. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, pour un giravion (1) comportant (au moins) deux hélices (6L, 6R) de propulsion à pas variable qui sont disposées de part et d'autre du fuselage du giravion, qui comporte :
- un organe (101, 101A) d'élaboration d'une consigne ( $\theta_p^*$ ) de pas moyen ( $\theta_p$ ) des deux hélices en fonction de l'ordre de commande (TCL) de variation de propulsion/poussée,
  - un organe (102) d'élaboration d'une consigne ( $\theta_d^*$ ) de demi-différence de pas ( $\theta_d$ ) entre les deux hélices en fonction de l'ordre de commande ( $\theta_0$ ) de variation de pas collectif du rotor et d'un ordre de commande (Pal) de variation de cap/lacet,
  - un sommateur (103) pour additionner la consigne ( $\theta_p^*$ ) de pas moyen et la consigne ( $\theta_d^*$ ) de différence de pas, et pour délivrer la consigne résultante ( $\theta_p^* + \theta_d^*$ ) à un organe de commande de pas d'une première des deux hélices,

- un (sommateur utilisé en) différentiateur (104) pour soustraire la consigne ( $\theta_d^*$ ) de différence de pas à la consigne ( $\theta_p^*$ ) de pas moyen et pour délivrer la consigne résultante ( $\theta_p^* - \theta_d^*$ ) à un organe de commande de pas de la seconde hélice.

5           5.    Système selon la revendication 4, dans lequel l'organe (102) d'élaboration d'une consigne ( $\theta_d^*$ ) de demi-différence de pas comporte :

- une unité (141) de découplage collectif-lacet qui reçoit l'ordre de commande ( $\theta_0$ ) de variation de pas collectif du rotor,
- 10           - une unité (142) de traitement d'un ordre de commande (Pal) de variation de cap,
- un sommateur (143) connecté à l'unité de découplage et à l'unité de traitement, et
- un filtre passe-bas (144) recevant en entrée la somme délivrée par le sommateur et délivrant en sortie la consigne ( $\theta_d^*$ ) de  
15           demi-différence de pas.

6.    Système selon l'une quelconque des revendications 2 à 5, dans lequel l'organe (105) d'élaboration d'une consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement (RPM) comporte en outre:

- 20           - un organe (115) d'élaboration d'une variation transitoire (RPM<sub>per</sub>) de la consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement en fonction de l'ordre de commande (TCL) de variation de propulsion/poussée, et
- 25           - un sommateur (116) pour ajouter la variation transitoire (RPM<sub>per</sub>) de la consigne (RPM\*) à la vitesse d'entraînement de référence (RPM<sub>ref</sub>) et pour délivrer cette somme au limiteur (108) délivrant la consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement.

7. Programme de commande d'un giravion (1) comportant un rotor (10), au moins une hélice (6L, 6R) de propulsion à pas variable, et un moteur (5) d'entraînement du rotor et de l'hélice (ou des hélices), caractérisé en ce qu'il comporte :

- 5           - un segment de code pour l'élaboration d'une consigne ( $\theta_p^* + \theta_d^*$ ,  $\theta_p^* - \theta_d^*$ ) de pas de l'hélice en fonction au moins d'un ordre de commande (TCL) de variation de poussée,
- un segment de code pour l'élaboration d'une consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement (RPM) du rotor et de l'hélice (ou des  
10           hélices), en fonction au moins de la vitesse (VTAS) de déplacement du giravion, et
- un segment de code pour l'élaboration d'une consigne (NG\*) de vitesse du moteur, en fonction au moins de l'ordre de commande (TCL) de poussée, de la consigne (RPM\*) de vitesse  
15           d'entraînement, et d'un ordre de commande ( $\theta_0$ ) de pas collectif du rotor.

8. Programme selon la revendication 7, dans lequel segment de code pour l'élaboration d'une consigne (RPM\*) de vitesse d'entraînement (RPM) comporte un segment de code pour l'élaboration d'une vitesse  
20           d'entraînement de référence (RPMref) qui décroît en fonction de la vitesse (VTAS) de déplacement du giravion, lorsque la vitesse VTAS dépasse une vitesse V1 déterminée.

9. Giravion (1) comportant un rotor (10), au moins une hélice (6L, 6R) de propulsion à pas variable, et un moteur (5) d'entraînement du rotor  
25           et de l'hélice (ou des hélices), qui comporte un système (100) de commande selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, ou un programme de commande selon l'une quelconque des revendications 7 ou 8.

10. Giravion selon la revendication 9 qui comporte deux hélices (6L, 6R) de propulsion à pas variable qui sont disposées de part et d'autre du

fuselage du giravion, qui est dénué de rotor anti-couple, et qui comporte un système de transmission directe de puissance motrice entre le(s) moteur(s) et le rotor et les hélices.



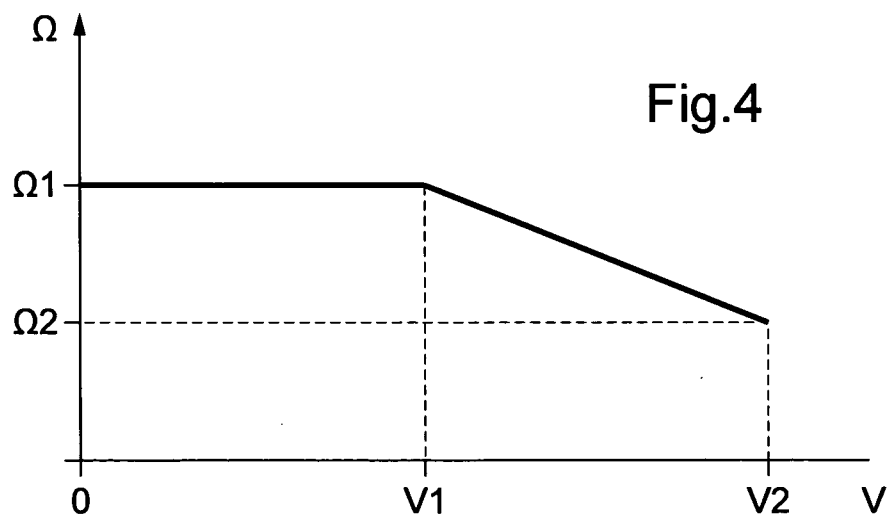
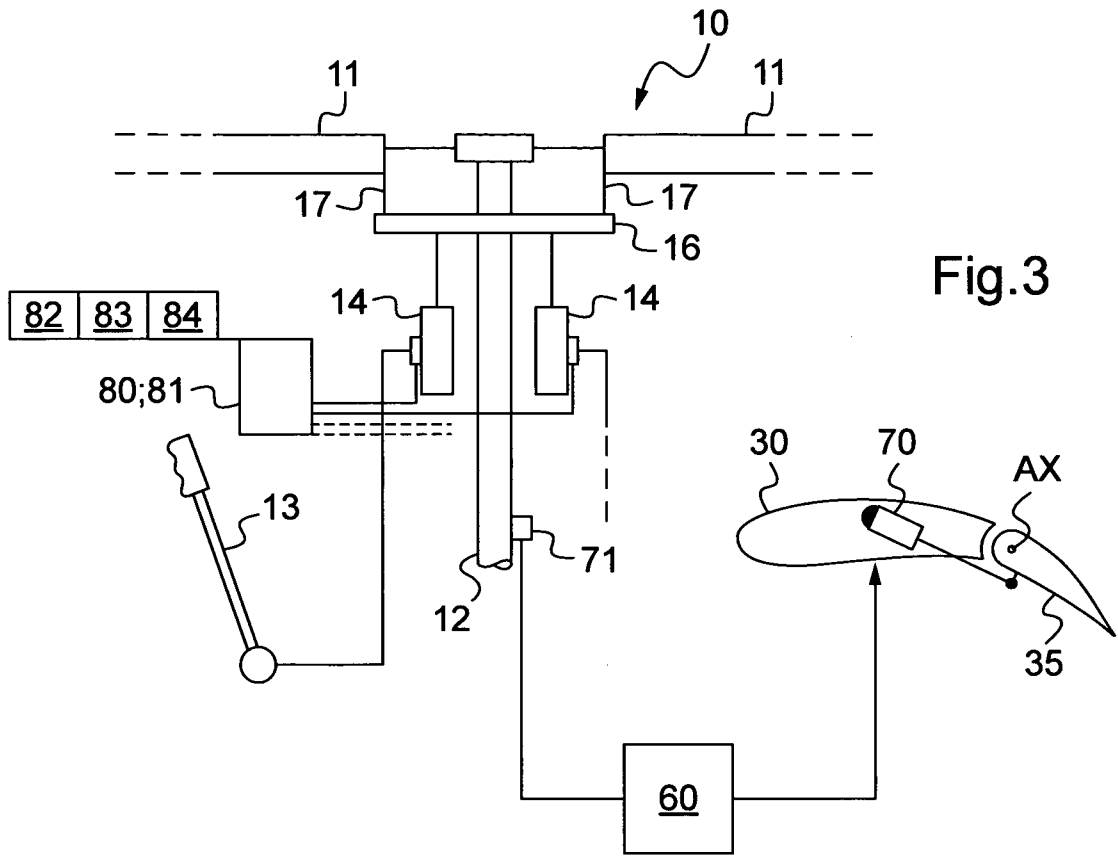


Fig.5

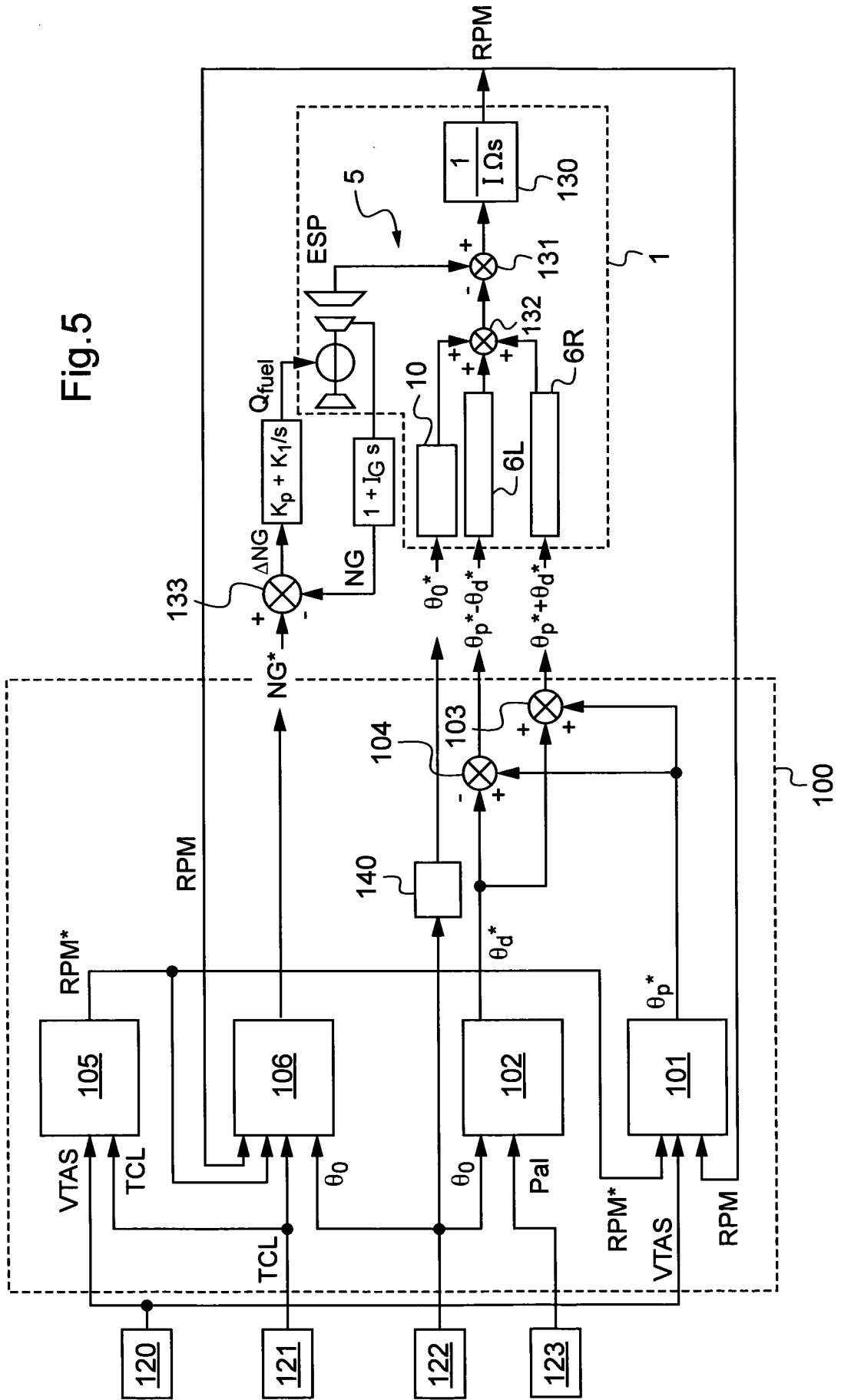




Fig.8

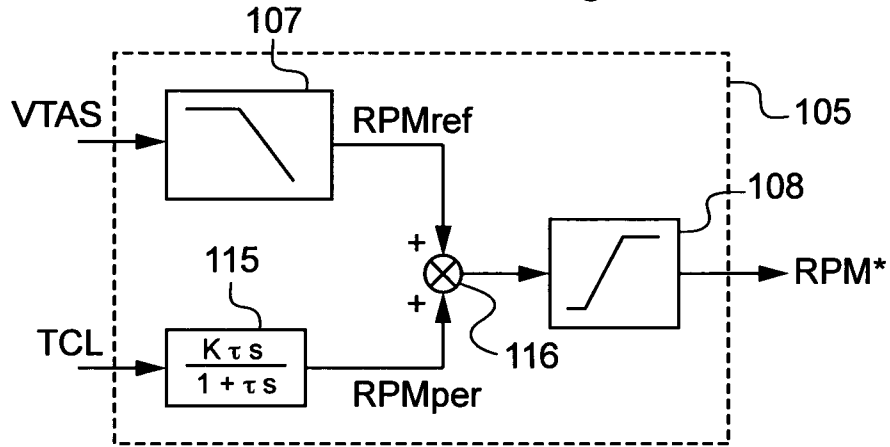


Fig.10

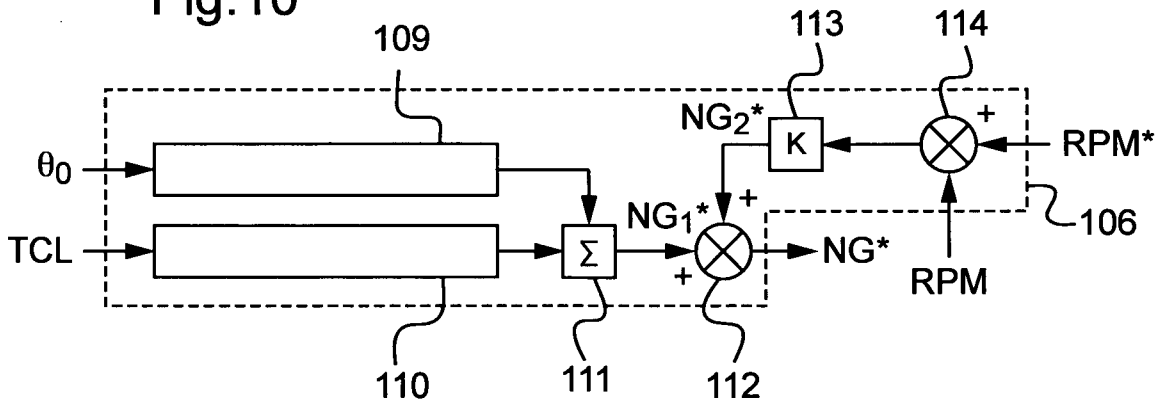


Fig.7

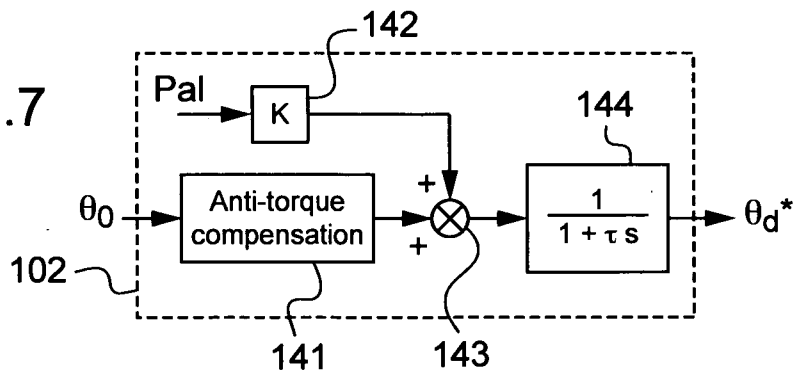


Fig.9

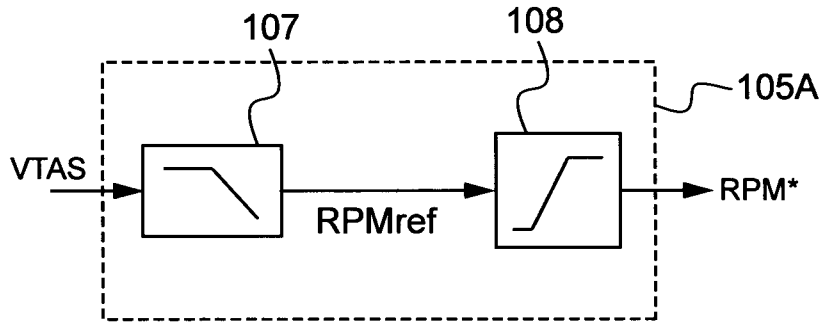
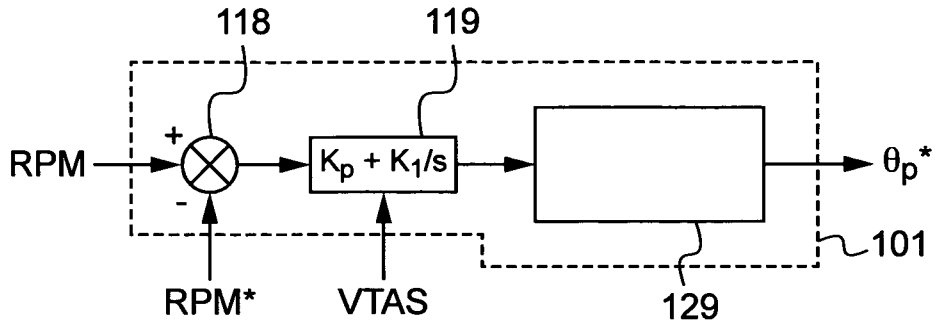


Fig.11

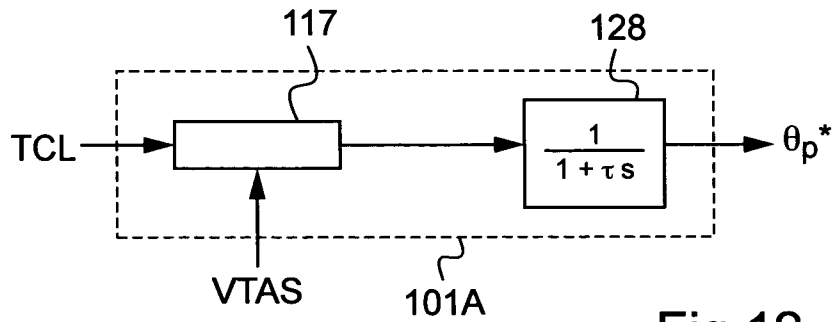


Fig.12