

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
COURBEVOIE

①1 N° de publication : **3 035 978**  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)  
②1 N° d'enregistrement national : **15 00921**

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : **G 05 D 1/06 (2016.01), G 01 L 1/00, 23/00**

①2 **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

**A1**

②2 **Date de dépôt** : 04.05.15.

③0 **Priorité** :

④3 **Date de mise à la disposition du public de la demande** : 11.11.16 Bulletin 16/45.

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  
BYZERY ROMEO.

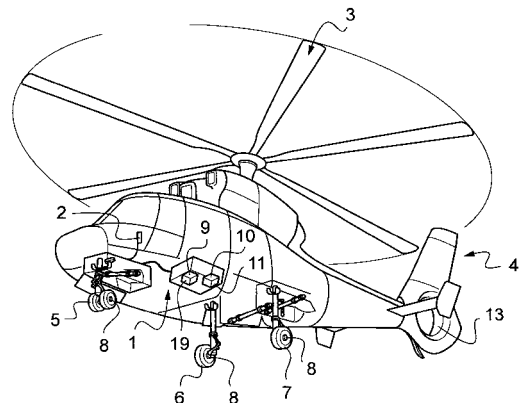
⑦3 **Titulaire(s)** : AIRBUS HELICOPTERS.

⑦4 **Mandataire(s)** : GPI & ASSOCIES.

⑤4 **SYSTEME DE COMMANDE DE GIRAVION, GIRAVION ASSOCIE ET METHODE DE COMMANDE CORRESPONDANTE.**

⑤7 La présente invention concerne un système de commande (1) de giravion (4) comportant au moins un organe de commande (2) permettant de piloter un rotor (3, 13) d'un giravion (4), le giravion (4) comportant au moins trois trains d'atterrissage indépendants (5, 6, 7), chaque train d'atterrissage (5, 6, 7) comportant des moyens de détection (8) d'une force de réaction F1, F2, F3 du sol s'exerçant sur le train d'atterrissage (5, 6, 7) lorsque le giravion (4) est en contact avec le sol, le système de commande (1) étant apte à recevoir des informations issues des moyens de détection (8).

L'invention concerne également le giravion (4) et une méthode de commande correspondant au système de commande (1).



FR 3 035 978 - A1



Système de commande de giravion, giravion associé et  
méthode de commande correspondante.

La présente invention concerne un système de commande de giravion comportant au moins un organe de commande tel un  
5 manche de pas cyclique, un levier de pas collectif ou encore des  
pédales de palonnier. Un tel organe de commande permet ainsi de  
modifier l'orientation angulaire des pales d'un rotor de giravion.  
Plus précisément, le manche collectif et le levier de pas  
commandent respectivement le pas collectif et le pas cyclique des  
10 pales d'un rotor principal de giravion et le palonnier commande  
notamment le pas collectif des pales d'un rotor arrière anticouple.

En outre, un tel organe de commande est apte à être  
manœuvré directement par un pilote ou automatiquement que ce  
soit dans un cockpit de pilotage ou à l'extérieur du giravion lorsque  
15 celui-ci n'embarque pas de pilote.

Ainsi, le rotor piloté par le système de commande peut être  
un rotor principal pour assurer la sustentation de l'aéronef ou  
encore un rotor arrière tel un rotor anticouple permettant de contrer  
le mouvement de rotation en lacet généré par un rotor principal.  
20 Bien entendu, un tel système de commande peut également  
permettre de piloter simultanément un rotor principal et un rotor  
anticouple de giravion.

Toutefois, un tel système de commande peut également avoir  
d'autres applications et notamment s'appliquer à des giravions  
25 hybrides ou combinés également désignés par le terme anglais de  
"compound" et à des giravions à deux rotors principaux agencés en  
tandem ou contrarotatifs.

L'invention concerne également un giravion équipé d'un tel  
système de commande d'un rotor et une méthode de commande

d'un rotor au moyen d'un organe de commande. En outre, l'invention vise plus spécialement la fonction d'adaptation du contrôle du giravion dans les phases de décollage et d'atterrissage.

5           En effet, en fonction de la mission à laquelle il est affecté, un giravion peut être amené à opérer depuis des terrains d'atterrissage très divers. Ainsi, la topographie du sol ou des terrains d'atterrissage peut-être très variée. En particulier, ces terrains peuvent être en pente, surélevés tels que des plateformes  
10   ou bien encore mobiles comme le pont d'un bateau.

          Leur état de surface ou niveau de préparation peut lui aussi être différent d'un terrain à l'autre. Il peut ainsi se présenter sous la forme d'une piste en béton signalisée ou d'un terrain en sable ou en terre non préparé.

15           Enfin, l'environnement direct des terrains d'atterrissage peut être plus ou moins riche en termes de repères visuels pour le pilote. Dans certains cas extrêmes, cet environnement peut même fortement perturber la visibilité du pilote et se révéler dangereux dans le cas d'un atterrissage dit "posé poussière" également  
20   désigné en langue anglaise par le terme de "brown-out" ou encore dans le cas d'un atterrissage sur sol enneigé désigné en langue anglaise par le terme de "white-out".

          En outre, les stratégies de décollage et d'atterrissage peuvent varier en fonction du terrain et de la mission, et  
25   comprennent notamment des manœuvres purement verticales, ou bien des manœuvres dites "roulées".

          Ainsi, l'éventail de situations auxquelles peuvent être confrontés les équipages impose de doter le giravion d'un système

de commande qui soit à la fois robuste, précis et rapide dans les phases complexes d'atterrissage et de décollage.

Parmi ces situations figurent notamment les opérations entre le vol et un état complètement posé du giravion. C'est typiquement le cas lors du débarquement de personnes, telles des médecins ou des secouristes, sur un terrain en pente. La manœuvre s'opère alors généralement en positionnant l'avant du giravion face au relief, train d'atterrissage avant en contact avec le sol, et trains arrières non posés sur le sol. Les personnes qui doivent généralement descendre ou monter à bord du giravion le plus rapidement possible peuvent alors utiliser deux portes latérales. D'une manière générale, les états posés sur pente figurent parmi les manœuvres les plus délicates auxquelles sont confrontés les équipages.

En effet, le contrôle d'un giravion diffère selon qu'il est en vol ou en contact avec le sol. Ainsi, il est classique d'utiliser différentes lois de pilotage pour piloter un rotor en fonction du contact ou non avec le sol. En conservant la loi de pilotage vol telle quelle au contact du sol, la tenue d'objectif de pilotage serait alors perturbée par ce contact avec le sol. Une telle loi de pilotage vol utilisée au contact du sol pourrait alors engendrer par exemple un basculement du rotor ou encore une amplification de la résonance sol.

Ainsi, il est classique d'utiliser une loi de pilotage au sol très différente de la loi de pilotage en vol. La structure et les gains de la loi sol diffèrent donc généralement fortement de ceux de la loi de pilotage en vol. La loi de pilotage en vol privilégie la tenue de paramètres de vol alors que la loi de pilotage au sol s'attache à contrôler directement la position du rotor. Il faut donc adapter le contrôle de l'hélicoptère entre ces deux modes de fonctionnement, tout en conservant un niveau d'assistance maximale et la

pilotabilité du véhicule durant la phase de transition entre les situations au sol et en vol. Cette adaptation de la commande suppose de disposer d'informations sur la situation de la machine par rapport au sol : ces informations sont généralement regroupées  
5 sous la dénomination de "logique sol/vol".

Par ailleurs, les lois de commande d'un giravion font généralement usage d'un correcteur défini par un gain proportionnel et une constante de temps intégrale. Ainsi, le correcteur comporte un intégrateur permettant d'assurer la tenue à  
10 long terme d'un paramètre ou objectif comme une assiette du giravion ou encore une vitesse de déplacement du giravion.

De tels intégrateurs sont notamment décrits dans les documents EP 2 672 357 A1 et WO 2008/108787 A2, où la constante de temps intégrale est alors introduite dans la loi de  
15 commande par une commande d'un système d'assistance au pilotage généralement désigné par le terme anglais de boîtier de "trim". Un tel boîtier permet de faciliter le maintien de l'organe de commande dans une position déterminée. Le gain proportionnel contribue quant à lui à la tenue du paramètre à court terme. De  
20 telles lois de commande sont donc généralement utilisées pour piloter le giravion en vol.

Or, lorsqu'ils sont activés au sol, les gains proportionnels et les constantes de temps intégrales peuvent avoir des effets dangereux comme précisé dans le paragraphe [0024] du brevet WO  
25 2008/108787 A2 tel qu'un basculement de l'hélicoptère au sol, également désigné par le terme anglais de "roll-over".

En effet, au contact du sol, le giravion n'a plus les mêmes degrés de liberté qu'en vol. Les gains proportionnels et les constantes de temps intégrales cherchent donc à annuler une  
30 erreur qui ne peut pas l'être compte-tenu de la contrainte exercée

par le sol sur le giravion. Cette erreur résiduelle provoque alors une dérive de la commande, appelée aussi embarquement, qui peut amener le rotor dans une position telle que la force qu'il développe fait littéralement basculer le giravion.

5           En outre, les lois de commande propres à un état "en vol" du giravion comportent généralement un niveau de gain proportionnel élevé. Ces gains importants sont alors destinés à assurer la stabilité du giravion, permettent la réjection de perturbations et une grande rapidité de réponse à une consigne de l'organe de  
10 commande.

Cependant, un niveau de gain élevé fait alors apparaître un nouveau risque spécifique au sol couramment désigné par le phénomène de "résonance sol". Les pilotes peuvent s'entraîner à éviter ce risque, au moyen par exemple de simulateurs dédiés  
15 comme décrits par le brevet US3346969 A. L'occurrence de la résonance sol dépend en effet à la fois des caractéristiques propres du giravion, de son système de commande et de la nature du terrain d'atterrissage.

De plus, pour s'affranchir de ces risques, il est également  
20 connu d'activer des lois de commande plus simples et de diminuer les gains proportionnels des lois de commande quand le contact avec le sol est détecté.

Par ailleurs, le contact avec le sol peut être identifié au moyen de capteurs dédiés, souvent désignés en langue anglaise  
25 par les expressions de "weight-on-wheel" (WoW) ou "weight-on-gear" (WoG) selon leur emplacement sur le train d'atterrissage. Ils produisent généralement un état discret comme dans le document WO 2008/108787 A2, et plus rarement un état continu permettant de définir plusieurs états distincts du train comme dans le  
30 document EP 2 672 357 A1.

Ainsi, ce document EP 2 672 357 A1 décrit en outre une simplification des lois de commande lors d'un atterrissage du giravion en annulant la correction intégrale au premier signe de contact avec le sol. Une telle annulation de la correction intégrale est désignée dans ce document par l'expression "grounded" au  
5 paragraphe [0068] désignant l'état des correcteurs intégrateurs longitudinaux.

Un tel état des correcteurs consiste alors à geler la sortie de l'intégrateur, par exemple en mettant une entrée nulle.  
10 L'intégrateur n'opère plus, mais il garde la mémoire de la dernière commande exécutée, assurant la continuité de l'ordre envoyé aux servocommandes de commande d'un rotor.

L'erreur correspondant à la différence entre la consigne et la mesure passe à travers un système de contrôle du gain et ensuite  
15 à travers un correcteur, comportant au moins un intégrateur, pouvant être mis à l'état "grounded", c'est-à-dire rendu inopérant au moyen d'un aiguillage positionnant son entrée à zéro en fonction des états sol/vol.

Or, lorsque l'intégrateur est rendu inopérant,  
20 l'asservissement de la mesure sur la consigne n'est plus réalisé. Ainsi, l'autorité de paramètre s'en trouve réduite de même que l'autorité de la commande associée. Par exemple, au paragraphe [0064], il est précisé que le gain de contrôle est réduit. Ainsi, la commande en sortie du correcteur est immédiatement réduite  
25 d'autant et cela permet également de réduire l'autorité de commande. Pour un même déplacement de l'organe de commande, la commande résultante est alors plus faible.

A l'inverse, en conservant un intégrateur actif dans cette phase d'atterrissage, l'intégrateur effectue une intégration jusqu'à  
30 ce que l'erreur devienne nulle. Le maintien d'un intégrateur actif

constitue donc une garantie de maintenir l'autorité. Il faut noter que cela est indépendant du niveau de gain. Même avec un gain de contrôle réduit, la consigne de commande va rejoindre le même niveau final plus lentement.

5 Or, le maintien de l'autorité allouée au pilote est capital dans les phases d'atterrissage sur pente, pendant lesquelles on atteint fréquemment des commandes stabilisées proches des butées mécaniques des actionneurs.

La présente invention et le document EP 2672357A1  
10 entretiennent donc des différences de réalisation et d'objectifs majeures.

Il convient de noter que la présente invention se généralise sans difficulté aux commandes de vol mécaniques, ce qui n'est évidemment pas le cas des enseignements du document EP  
15 2672357A1. L'invention est ainsi particulièrement adaptée pour permettre un mode d'atterrissage et de décollage automatique.

Par ailleurs, même si les systèmes de commande de l'art antérieur permettent de se prémunir de certains risques spécifiques à des missions du giravion au sol, ces systèmes de  
20 commande ne sont pas satisfaisants en termes de contrôle du giravion.

En effet, d'une part de tels systèmes de commande changent considérablement la philosophie de pilotage du giravion dans une phase délicate des opérations. Ce changement de philosophie  
25 s'accompagne, pour le pilote, d'un surcroît de charges de travail où le risque de pompage piloté (PIO) est non négligeable. D'autre part, de tels systèmes de commande sont orientés vers la manœuvre d'atterrissage/décollage standard, et non pas vers des



missions correspondant à des états intermédiaires entre vol et sol du giravion.

Ainsi, un équipage faisant un atterrissage sur pente peut se retrouver dépourvu d'assistance depuis le touché jusqu'à l'état  
5 posé complet du giravion, dans une manœuvre pourtant très délicate. De tels systèmes de commande ne sont alors pas adaptés pour réaliser le débarquement de personnes depuis un giravion positionné face au relief.

La présente invention a alors pour objet de proposer un  
10 système de commande de giravion, un giravion équipé d'un tel système de commande et la méthode de commande de ce giravion permettant de s'affranchir des limitations mentionnées ci-dessus.

Ce système de commande permet en outre de garantir un pilotage sûr et efficace d'un giravion lors des phases de  
15 débarquement ou d'embarquement de personnes sur une pente d'un relief.

L'invention concerne donc un système de commande comportant au moins un organe de commande permettant de piloter un rotor d'un giravion. Un tel giravion comporte en outre au  
20 moins trois trains d'atterrissage indépendants, chaque train d'atterrissage comportant des moyens de détection d'une force de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  du sol s'exerçant sur le train d'atterrissage lorsque le giravion est en contact avec le sol. Le système de commande est alors apte à recevoir des informations issues des  
25 moyens de détection.

Ce système de commande est remarquable en ce qu'il comporte :

- des moyens d'identification permettant d'identifier un état courant parmi au moins deux états distincts du giravion, à

savoir un état "touché" avec le sol et un état "vol", en comparant les forces de réaction F1, F2, F3 mesurées par les moyens de détection avec des valeurs de seuil prédéterminées basse  $S_B$  et haute  $S_H$ ,

5 - l'état "touché" étant identifié lorsque les deux conditions suivantes sont vérifiées :

▪ la force de réaction F1 mesurée par l'un des moyens de détection est supérieure à la valeur de seuil basse  $S_B$  mais inférieure à la valeur de seuil haute  $S_H$  et

10

▪ les forces de réaction F2, F3 mesurées par au moins deux autres moyens de détection sont chacune inférieures à la valeur de seuil basse  $S_B$ ,

15

- l'état "vol" étant quant à lui identifié lorsque les forces de réaction F1, F2, F3 mesurées simultanément par les au moins trois moyens de détection sont chacune inférieures à la valeur de seuil basse  $S_B$ ,

• des moyens de commande pour commander le rotor du giravion selon au moins deux lois de commande distinctes l'une de l'autre en fonction de l'état courant dudit giravion identifié par les moyens d'identification :

20

- une première loi de commande mise en œuvre par les moyens de commande lorsque l'état courant est identifié comme étant ledit état "vol" et

25

- une seconde loi de commande mise en œuvre par les moyens de commande lorsque l'état courant est identifié comme étant l'état "touché".

30

Autrement dit, un tel système de commande permet d'identifier une faible sollicitation individuelle de l'un des trains d'atterrissage de l'aéronef et de modifier quasi instantanément la loi de commande du rotor lorsque cette sollicitation est identifiée.

Les moyens de détection permettant de mesurer des efforts de réaction F1, F2, F3 dans les différents trains d'atterrissage peuvent ainsi comporter des capteurs visant à identifier un déplacement dans un train d'atterrissage. De tels capteurs sont  
5 connus et notamment décrits par le demandeur dans le document FR 2986322.

Les signaux issus de ces capteurs sont alors transmis à un ordinateur et traités par une logique sol/vol qui permet d'identifier les différents états du giravion. Une telle distinction entre les  
10 différents états est donc permise par la nature proportionnelle des informations issues des capteurs de train.

L'état vol est défini par une absence de contact entre le giravion et le sol, dans les limites de précision des capteurs. L'état touché est défini quant à lui par la détection par au moins un des  
15 trains d'une sollicitation comprise entre une valeur de basse  $S_B$  et une valeur de seuil haute  $S_H$ .

Ainsi, dès que les moyens d'identification identifient un changement entre ces deux états, les moyens de commande modifient la loi de commande permettant de piloter le rotor.

Avantageusement, les moyens de commande peuvent  
20 comporter un ordinateur permettant de mettre en œuvre les première et seconde lois de commande au moyen de correcteurs intégrateurs et un premier réglage de la dynamique du correcteur intégrateur correspondant à la première loi de commande peut  
25 générer des variations de commande plus rapides que celles obtenues avec un second réglage de la dynamique du correcteur intégrateur correspondant à la seconde loi de commande.

En d'autres termes, lorsque l'état touché est détecté, le ordinateur des moyens de commande permet de limiter la

dynamique des correcteurs intégrateurs en procédant à un écrêtage du signal d'erreur issu d'un comparateur entre la consigne de commande et le retour du signal mesuré. Par ailleurs, le réglage de la dynamique des correcteurs intégrateurs peut  
5 notamment être réalisé en adaptant un gain de contrôle ou en effectuant des limitations sur le signal intégré.

Le pilote conserve alors toute l'autorité de la commande dans cette phase critique de l'état touché du giravion.

Par ailleurs, les valeurs de seuil basse  $S_B$  et haute  $S_H$   
10 permettant de définir les plages d'identification de l'état courant du giravion peuvent être différentes d'un giravion à un autre. En effet, même dans le cas de giravions identiques, ces giravions peuvent comporter des masses de chargement et des préférences de pilotage spécifiques. Enfin, les valeurs de seuil basse  $S_B$  et haute  
15  $S_H$  sont fonction du type de giravion et ne sont donc a priori pas identiques pour deux types différents de giravion.

De tels correcteurs intégrateurs présentent donc au moins une composante intégrale différente entre les deux correcteurs. Dès lors, ils peuvent être du même type, c'est à dire mis en œuvre  
20 au moyen d'un même algorithme dont certains paramètres de calculs sont modifiés entre les deux lois de commande. Les correcteurs intégrateurs sont avantageusement choisis parmi le groupe comportant notamment les correcteurs intégrateurs purs et les correcteurs Proportionnels Intégraux Dérivés (PID).

25 Selon un mode de réalisation particulier, le premier réglage de la dynamique du correcteur intégrateur correspondant à la première loi de commande peut générer des variations de commande deux fois plus rapides que celles obtenues avec le second réglage de la dynamique du correcteur intégrateur  
30 correspondant à la seconde loi de commande.

Ainsi en pratique, la valeur de seuil haute  $S_H$  peut être comprise entre 2500 Newtons et 20000 Newtons.

En effet, au dessus de ce niveau de sollicitations, l'état touché du giravion n'est plus détecté. L'état courant identifié  
5 correspond alors à au moins un état posé du giravion dans lequel une nouvelle loi de commande est mise en œuvre avec une structure différente des premières et seconde lois de commande. Une telle nouvelle loi peut notamment être une loi directe ou proportionnelle et ne pas comporter de correcteur intégrateur.

10 De même, et selon un mode de réalisation particulier, la valeur de seuil basse  $S_B$  peut être comprise entre 0 Newton et 10000 Newtons.

De cette manière, tant que l'effort mesuré dans un des trains est inférieur à cette faible valeur, l'état courant est identifié comme  
15 étant l'état vol.

Comme déjà évoqué précédemment, l'invention concerne également un giravion comportant au moins un organe de commande permettant de piloter un rotor d'un giravion. Par ailleurs, un tel giravion comporte au moins trois trains  
20 d'atterrissage indépendants, chaque train d'atterrissage comportant des moyens de détection d'une force de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  du sol s'exerçant sur le train d'atterrissage lorsque le giravion est en contact avec le sol.

Ce giravion est alors remarquable en ce qu'il comporte un  
25 système de commande tel que décrit précédemment.

L'invention concerne également une méthode de commande d'un giravion par au moins un organe de commande permettant de piloter un rotor du giravion. Ce giravion comporte au moins trois trains d'atterrissage indépendants, chaque train d'atterrissage

comportant des moyens de détection d'une force de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  du sol s'exerçant sur le train d'atterrissage lorsque le giravion est en contact avec le sol.

5 Selon une caractéristique remarquable de l'invention, une telle méthode de commande comporte des étapes consistant à :

- stocker dans une mémoire des valeurs de seuil prédéterminées basse  $S_B$  et haute  $S_H$ ,
- mesurer les forces de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  du sol sur chaque train d'atterrissage,
- 10 • comparer les forces de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  avec les valeurs de seuil prédéterminées basse  $S_B$  et haute  $S_H$ ,
- identifier un état courant parmi au moins deux états distincts du giravion, à savoir un état "touché" avec le sol et un état "vol",
  - 15 - l'état "touché" étant identifié lorsque les deux conditions suivantes sont vérifiées :
    - la force de réaction  $F_1$  mesurée par l'un des moyens de détection est supérieure à la valeur de seuil basse  $S_B$  mais inférieure à la valeur de seuil haute  $S_H$  et
    - les forces de réaction  $F_2$ ,  $F_3$  mesurées par au moins deux autres moyens de détection sont chacune inférieures à la valeur de seuil basse  $S_B$ ,
  - 20 - l'état "vol" étant quant à lui identifié lorsque les forces de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  mesurées simultanément par les au moins trois moyens de détection sont chacune inférieures à la valeur de seuil basse  $S_B$ ,
- commander le rotor du giravion selon au moins deux lois de commande distinctes l'une de l'autre en fonction de l'état courant du giravion identifié :
  - 25
  - 30

- une première loi de commande mise en œuvre lorsque l'état courant est identifié comme étant l'état "vol" et
- une seconde loi de commande mise en œuvre lorsque l'état courant est identifié comme étant l'état "touché".

5            Une telle méthode de commande permet ainsi de modifier la loi de commande du rotor d'un giravion dès qu'une sollicitation est mesurée dans un des trains d'atterrissage. Une telle sollicitation indépendante d'un des trains d'atterrissage est notamment identifiée lors d'un atterrissage sur pente du giravion.

10           Comme déjà évoqué, l'étape consistant à commander le rotor est mise en œuvre par des moyens de commande et plus précisément par un calculateur apte à recevoir les consignes de pilotage transmises par le pilote à au moins un organe de pilotage. Le calculateur génère alors ensuite les lois de commande du rotor  
15 en fonction des efforts mesurés dans les au moins trois trains d'atterrissage.

              Selon un mode de réalisation particulier, on peut mettre en œuvre les première et seconde lois de commande au moyen de correcteurs intégrateurs, et on peut choisir un premier réglage de  
20 la dynamique du correcteur intégrateur correspondant à la première loi de commande de manière à générer des variations de commande plus rapide que celles obtenues avec un second réglage de la dynamique du correcteur intégrateur correspondant à la seconde loi de commande.

25            De cette manière, une telle méthode de commande permet de limiter la dynamique du système de commande dès qu'on identifie l'état courant comme étant un état touché avec le sol. La limitation du signal d'erreur engendre alors un écrêtage du signal d'erreur issu d'un comparateur entre la consigne de commande et le retour  
30 du signal mesuré.

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

- 5       • la figure 1, une vue en perspective d'un giravion conforma à l'invention,
- la figure 2, un diagramme fonctionnel d'un système de commande conforme à l'invention,
- la figure 3 un schéma illustrant des moyens de commande,
- 10       conformément à l'invention,
- la figure 4, un schéma de principe de la méthode de commande conforme à l'invention.

Comme déjà évoqué, l'invention concerne un système de commande de giravion, une méthode de commande et un giravion  
15 associé.

Tel que représenté à la figure 1, le giravion 4 est équipé d'un système de commande 1 comportant un organe de commande 2 permettant de piloter le ou les rotors 3, 13 du giravion 4. Le rotor 3 est un rotor de sustentation voire de propulsion du giravion 4 et le  
20 rotor 13 est un rotor arrière avec une fonction anticouple et de guidage de ce giravion.

Un tel giravion 4 est par ailleurs équipé d'au moins trois trains d'atterrissage 5, 6, 7 et chacun de ces trains d'atterrissage 5, 6, 7 comporte des moyens de détection 8 tels des capteurs  
25 aptes à mesurer un déplacement relatif dans un train d'atterrissage 5, 6, 7. Les signaux issus de ces moyens de détection 8 sont transmis au système de commande 1 dans lequel des moyens d'indentification 9 les analysent et les comparent avec au moins une valeur de seuil basse  $S_B$  et au moins une valeur de seuil haute  
30  $S_H$ .



De tels moyens d'identification 9 comportent ainsi notamment une mémoire 19 permettant de stocker au moins temporairement les valeurs de seuil basse  $S_B$  et haute  $S_H$  et des moyens d'analyse tels que par exemple un calculateur ou un microprocesseur.

En outre, le système de commande 1 est également connecté à un organe de commande 2 manœuvré par le pilote du giravion 4. Ainsi, en fonction des forces de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  du sol mesurées par les différents moyens de détection 8, le système de commande 1 génère et modifie des lois de commande du ou des rotors 3, 13.

Selon la méthode de commande conforme à l'invention, les moyens d'identification 9 permettent notamment d'identifier un état courant du giravion 4 parmi un état "touché" avec le sol et un état "vol". L'état "touché" est identifié lorsque les deux conditions suivantes sont vérifiées :

- la force de réaction  $F_1$  mesurée par l'un des moyens de détection 8 est supérieure à la valeur de seuil basse  $S_B$  mais inférieure à la valeur de seuil haute  $S_H$  et
- les forces de réaction  $F_2$ ,  $F_3$  mesurées par au moins deux autres moyens de détection 8 sont chacune inférieures à la valeur de seuil basse  $S_B$ .

L'état "vol" est quant à lui identifié lorsque les forces de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  mesurées simultanément par les au moins trois moyens de détection 8 sont chacune inférieures à la valeur de seuil basse  $S_B$ .

Par ailleurs, le système de commande 1 comporte également des moyens de commande 10 aptes à générer différentes lois de commande propres à chaque état identifié du giravion 4. De tels moyens de commande 10 comporte ainsi généralement un

calculateur 11 apte mettre en œuvre les différentes lois de commande du système de commande 1.

Tels que représentés à la figure 2, les moyens d'identifications 9 peuvent comporter un organe d'analyse 18 tel un  
5 calculateur ou un microprocesseur recevant les signaux issus des moyens de détections 8 représentatifs des forces de réaction F1, F2 et F3 des trains d'atterrissage 5, 6, 7 avec le sol. Par ailleurs les valeurs de seuil basse  $S_B$  et haute  $S_H$ , enregistrées dans la mémoire 19 des moyens d'identification 9, sont destinées à être  
10 comparées aux forces de réaction F1, F2, F3.

Une fois la comparaison effectuée par l'organe d'analyse 18, l'état courant est identifié puis transmis aux moyens de commande  
10 comportant un calculateur 11 afin de générer l'une des différentes lois de commande du rotor 3, 13. Ainsi, les moyens de commande 10 reçoivent également une consigne de commande  
15 générée par l'organe de commande 2 et permettent en sortie de piloter les servocommandes des actionneurs des rotors 3, 13 d'un tel giravion 4.

De plus, les moyens de commande 10 permettent de  
20 commander le rotor 3, 13 du giravion 4, ou plus précisément des servocommandes des actionneurs du rotor 3, 13, selon au moins deux lois de commande distinctes l'une de l'autre en fonction de l'état courant du giravion 4 identifié par les moyens d'identification 9. Ces deux lois de commande sont avantageusement générées  
25 par un même calculateur et alternativement par un même algorithme de calcul dans lequel on modifie des paramètres propres à chaque état du giravion.

Par ailleurs, selon un autre exemple de réalisation les deux lois de commande peuvent également être mises en œuvre en  
30 parallèle via deux calculateurs distincts et deux algorithmes de

calcul distincts mais qui peuvent néanmoins être identiques dans leur structure.

Dans les deux cas de figure ci-dessus présentés, une première loi de commande est ainsi mise en œuvre par les moyens de commande 10 lorsque l'état courant du giravion 4 est identifié  
5 comme étant l'état "vol" et une seconde loi de commande est mise en œuvre par les moyens de commande 10 lorsque l'état courant du giravion 4 est identifié comme étant l'état "touché".

Tels que représentés à la figure 3, les moyens de commande  
10 10 peuvent comporter un calculateur 11 comprenant des correcteurs intégrateurs 12, 22 aptes à mettre en œuvre les première et seconde lois de commande des servocommandes des actionneurs des rotors 3, 13 d'un tel giravion 4. Comme déjà évoqué ci-dessus, une telle représentation logique de deux  
15 correcteurs intégrateurs différents peut en pratique être mise en œuvre au moyen d'un unique algorithme dont on modifie successivement certains paramètres de calcul ou encore de façon alternative et/ou en parallèle au moyen de deux algorithmes de calcul différents. Par ailleurs, la dynamique de l'intégrateur de la  
20 première loi de commande mise en œuvre par l'intégrateur 12 est avantageusement choisi plus rapide que la dynamique de l'intégrateur de la seconde loi de commande mise en œuvre par l'intégrateur 22.

De tels correcteurs intégrateurs 12, 22 présentent au moins  
25 une composante intégrale. Les correcteurs intégrateurs 12, 22 peuvent ainsi être de types différents et choisis notamment parmi le groupe comportant notamment les correcteurs intégrateurs purs et les correcteurs Proportionnels Intégraux Dérivés (PID).

Avantageusement, l'intégrateur 22 peut permettre de réaliser  
30 une limitation de la dynamique du giravion 4. En outre, une telle

limitation peut être calculée de façon à rendre l'éventuel embarquement de la commande plus facilement contrôlable par un pilote humain. Ainsi, la vitesse de la commande du pilote automatique peut être avantageusement choisie inférieure à la  
5 vitesse de commande que peut obtenir un pilote au moyen des organes de commande tels le manche de pas collectif, le levier de pas cyclique ou encore le palonnier.

Par ailleurs, la vitesse de commande du rotor 3, 13 peut être rendue dépendante du niveau de vitesse angulaire du giravion 4  
10 sur un axe déterminé. Ainsi, pour de très faibles vitesses angulaires de déplacement de l'organe de commande, caractéristiques d'un atterrissage très progressif, la vitesse de la commande du rotor 3, 13 est très limitée. En particulier dans les cas de blocage du giravion 4 qui peuvent entraîner un  
15 embarquement des organes de commandes 2, la vitesse angulaire du giravion 4 peut être rendue résiduelle et l'embarquement de l'organe de commande 2 est ainsi évité. En revanche, dans les cas de forte vitesse angulaire du giravion 4, comme lors d'une glissade suite à un atterrissage sur pente par exemple, la loi de commande  
20 peut disposer de la dynamique suffisante pour contrer l'écart de trajectoire du giravion 4.

Comme déjà évoqué et telle que représentée à la figure 4, l'invention se rapporte également à une méthode de commande d'un giravion comportant plusieurs étapes successives 31, 32, 33.  
25 Ainsi, selon cette méthode, au moins un organe de commande 2 permet de piloter un rotor 3, 13 du giravion 4. En outre, un tel giravion 4 comporte au moins trois trains d'atterrissage indépendants 5, 6, 7, chaque train d'atterrissage 5, 6, 7 comportant des moyens de détection 8 d'une force de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  du sol s'exerçant sur le train d'atterrissage 5, 6, 7 lorsque le giravion  
30 4 est en contact avec le sol.

Ainsi, une telle méthode de commande 30 comporte une première étape 31 qui consiste à stocker dans une mémoire 19 des valeurs de seuil prédéterminées basse  $S_B$  et haute  $S_H$ . Une deuxième étape 32 consiste ensuite, grâce aux moyens de détection 8, à mesurer les forces  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$ .

Une troisième étape 33 de la méthode de commande 30 consiste alors à effectuer une comparaison entre les forces  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  mesurées et les valeurs de seuil prédéterminées basse  $S_B$  et haute  $S_H$  stockées dans la mémoire 19.

Une fois l'étape 33 de comparaison effectuée, on identifie un état courant parmi au moins deux états distincts du giravion 4. L'identification d'un état "touché" avec le sol s'effectue à l'étape 331 et alternativement l'identification d'un état "vol" s'effectue à l'étape 341.

Comme indiqué précédemment pour le système 1, l'état "touché" du giravion est identifié à l'étape 331 lorsque les deux conditions suivantes sont vérifiées lors de l'étape 33 de comparaison :

- la force de réaction  $F_1$  mesurée par l'un des moyens de détection 8 est supérieure à la valeur de seuil basse  $S_B$  mais inférieure à la valeur de seuil haute  $S_H$  et
- les forces de réaction  $F_2$ ,  $F_3$  mesurées par au moins deux autres moyens de détection 8 sont chacune inférieures à la valeur de seuil basse  $S_B$ ,

L'état "vol" du giravion est quant à lui identifié à l'étape 341 lorsque, lors de l'étape 33 de comparaison, on identifie que les forces de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  mesurées simultanément par les au moins trois moyens de détection 8 sont chacune inférieures à la valeur de seuil basse  $S_B$ .

Une fois l'une de ces étapes 331, 341 d'identification effectuée, la méthode de commande passe à une étape 332, 342 consistant à commander le rotor 3, 13 du giravion 4 selon une loi de commande choisie parmi au moins deux lois de commande distinctes l'une de l'autre en fonction de l'état courant du giravion 4 identifié à l'étape 331 ou à l'étape 341.

Ainsi à l'étape 342, une première loi de commande est mise en œuvre lorsque l'état courant est identifié comme étant l'état "vol" du giravion et à l'étape 332 une seconde loi de commande est mise en œuvre lorsque l'état courant est identifié comme étant l'état "touché" du giravion.

Par ailleurs, lors de l'étape 342, la première loi de commande est mise en œuvre au moyen d'un correcteur intégrateur 22. De même, lors de l'étape 332, la seconde loi de commande est mise en œuvre au moyen d'un correcteur intégrateur 12. Comme déjà évoqué, ces première et seconde lois de commande sont mises en œuvre par des moyens de commande 10 comportant au moins un calculateur 11. De plus avantageusement, on peut choisir le correcteur intégrateur 22 mis en œuvre par le calculateur 11 de telle sorte qu'il comporte un premier intervalle d'intégration supérieur à un second intervalle d'intégration correspondant au correcteur intégrateur 12 mettant en œuvre la seconde loi.

De plus comme déjà évoqué précédemment, les correcteurs intégrateurs 12, 22 peuvent être choisis comme étant des intégrateurs purs ou encore des correcteurs PID comprenant notamment une composante intégrale.

Il ressort de ce qui précède qu'un système de commande, un giravion associé et une méthode de commande d'un rotor de giravion présentent de nombreux avantages et notamment :

- la possibilité de faciliter les opérations d'atterrissage et d'embarquement de personnes sur un terrain en pente,
- la garantie d'un niveau de sécurité optimal pour le contrôle d'un giravion en réduisant les risques de résonance sol, d'embarquement des organes de commande et/ou de basculement du giravion,
- une transition plus progressive des lois de commande en vol, aux lois de commande au sol qui ne comportent ni intégrateur ni retour pour éviter les risques d'embarquement et de résonance sol.

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

## REVENDEICATIONS

1. Système de commande (1) comportant au moins un organe de commande (2) permettant de piloter un rotor (3, 13) d'un giravion (4), ledit giravion (4) comportant au moins trois trains d'atterrissage indépendants (5, 6, 7), chaque train d'atterrissage (5, 6, 7) comportant des moyens de détection (8) d'une force de réaction F1, F2, F3 du sol s'exerçant sur ledit train d'atterrissage (5, 6, 7) lorsque ledit giravion (4) est en contact avec le sol, ledit système de commande (1) étant apte à recevoir des informations issues desdits moyens de détection (8),

caractérisé en ce que ledit système de commande (1) comporte :

- des moyens d'identification (9) permettant d'identifier un état courant parmi au moins deux états distincts dudit giravion (4), à savoir un état "touché" avec le sol et un état "vol", en comparant lesdites forces de réaction F1, F2, F3 mesurées par lesdits moyens de détection (8) avec des valeurs de seuil prédéterminées basse  $S_B$  et haute  $S_H$ ,
  - ledit état "touché" étant identifié lorsque les deux conditions suivantes sont vérifiées :
    - la force de réaction F1 mesurée par l'un desdits moyens de détection (8) est supérieure à ladite valeur de seuil basse  $S_B$  mais inférieure à ladite valeur de seuil haute  $S_H$  et
    - les forces de réaction F2, F3 mesurées par au moins deux autres moyens de détection (8) sont chacune inférieures à ladite valeur de seuil basse  $S_B$ ,
  - ledit état "vol" étant quant à lui identifié lorsque les forces de réaction F1, F2, F3 mesurées simultanément par lesdits au moins trois moyens de détection (8) sont chacune inférieures à ladite valeur de seuil basse  $S_B$ ,



- des moyens de commande (10, 20) pour commander le rotor (3, 13) du giravion (4) selon au moins deux lois de commande distinctes l'une de l'autre en fonction de l'état courant dudit giravion (4) identifié par lesdits moyens d'identification (9) :
  - une première loi de commande mise en œuvre par les moyens de commande (10, 20) lorsque l'état courant est identifié comme étant ledit état "vol" et
  - une seconde loi de commande mise en œuvre par les moyens de commande (10, 20) lorsque l'état courant est identifié comme étant ledit état "touché".

## 2. Système de commande selon la revendication 1,

caractérisé en ce que lesdits moyens de commande (10) comportent un calculateur (11) permettant de mettre en œuvre lesdites première et seconde lois de commande au moyen de correcteurs intégrateurs (12, 22), et en ce qu'un premier réglage de la dynamique dudit correcteur intégrateur (12) correspondant à ladite première loi de commande génère des variations de commande plus rapides que celles obtenues avec un second réglage de la dynamique dudit correcteur intégrateur (22) correspondant à ladite seconde loi de commande.

## 3. Système de commande selon la revendication 2,

caractérisé en ce que ledit premier réglage de la dynamique dudit correcteur intégrateur (12) correspondant à ladite première loi de commande génère des variations de commande deux fois plus rapide que celles obtenues avec ledit second réglage de la dynamique dudit correcteur intégrateur (22) correspondant à ladite seconde loi de commande.

4. Système de commande selon l'une quelconque des revendications 1 à 3,

ladite valeur de seuil haute  $S_H$  est comprise entre 2500 Newtons et 20000 Newtons.

5 5. Système de commande selon l'une quelconque des revendications 1 à 4,

ladite valeur de seuil basse  $S_B$  est comprise entre 0 Newton et 10000 Newtons.

6. Giravion (4) comportant au moins un organe de commande  
10 (2) permettant de piloter un rotor (3, 13) dudit giravion (4), ledit giravion (4) comportant au moins trois trains d'atterrissage indépendants (5, 6, 7), chaque train d'atterrissage (5, 6, 7) comportant des moyens de détection (8) d'une force de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  du sol s'exerçant sur ledit train d'atterrissage (5, 6, 7)  
15 lorsque ledit giravion (4) est en contact avec le sol,

caractérisé en ce que ledit giravion (4) comporte un système de commande (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5.

7. Méthode de commande d'un giravion (4) par au moins un organe de commande (2) permettant de piloter un rotor (3, 13)  
20 dudit giravion (4), ledit giravion (4) comportant au moins trois trains d'atterrissage indépendants (5, 6, 7), chaque train d'atterrissage (5, 6, 7) comportant des moyens de détection (8) d'une force de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  du sol s'exerçant sur ledit train d'atterrissage (5, 6, 7) lorsque ledit giravion (4) est en contact  
25 avec le sol,

caractérisée en ce que ladite méthode comporte des étapes consistant à :

- stocker dans une mémoire des valeurs de seuil prédéterminées basse  $S_B$  et haute  $S_H$ ,
- mesurer lesdites forces de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  du sol sur chaque train d'atterrissage (5, 6, 7),
- 5 • comparer lesdites forces de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  avec lesdites valeurs de seuil prédéterminées basse  $S_B$  et haute  $S_H$ ,
- identifier un état courant parmi au moins deux états distincts dudit giravion (4), à savoir un état "touché" avec le sol et un état "vol",
- 10 - ledit état "touché" étant identifié lorsque les deux conditions suivantes sont vérifiées :
  - la force de réaction  $F_1$  mesurée par l'un desdits moyens de détection (8) est supérieure à ladite valeur de seuil basse  $S_B$  mais inférieure à ladite valeur de seuil haute  $S_H$  et
  - 15 ▪ les forces de réaction  $F_2$ ,  $F_3$  mesurées par au moins deux autres moyens de détection (8) sont chacune inférieures à ladite valeur de seuil basse  $S_B$ ,
- 20 - ledit état "vol" étant quant à lui identifié lorsque les forces de réaction  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  mesurées simultanément par lesdits au moins trois moyens de détection (8) sont chacune inférieures à ladite valeur de seuil basse  $S_B$ ,
- commander le rotor (3, 13) du giravion (4) selon au moins
- 25 deux lois de commande distinctes l'une de l'autre en fonction de l'état courant dudit giravion (4) identifié :
  - une première loi de commande mise en œuvre lorsque l'état courant est identifié comme étant ledit état "vol" et
  - 30 - une seconde loi de commande mise en œuvre lorsque l'état courant est identifié comme étant ledit état "touché".

8. Méthode de commande selon la revendication 7,

caractérisée en ce qu'on met en œuvre lesdites première et  
seconde lois de commande au moyen de correcteurs intégrateurs  
(12, 22), et en ce qu'on choisit un premier réglage de la dynamique  
5 du correcteur intégrateur (12) correspondant à ladite première loi  
de commande de manière à générer des variations de commande  
plus rapides que celles obtenues avec un second réglage de la  
dynamique du correcteur intégrateur (22) correspondant à ladite  
seconde loi de commande.

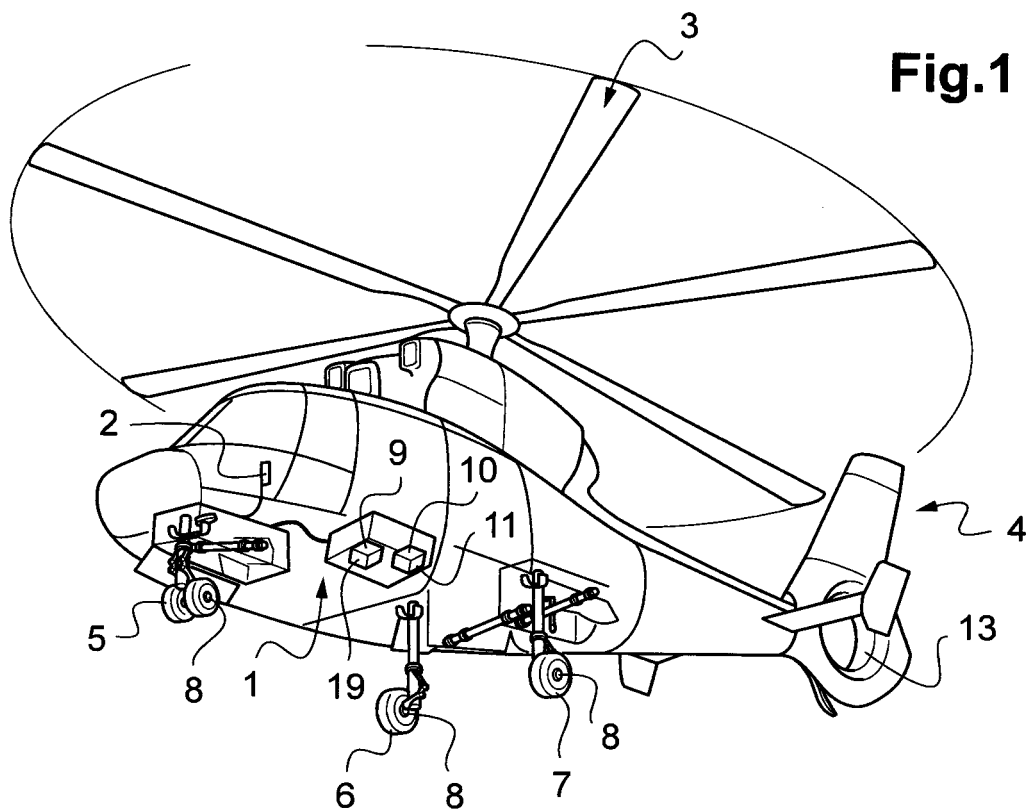


Fig.1

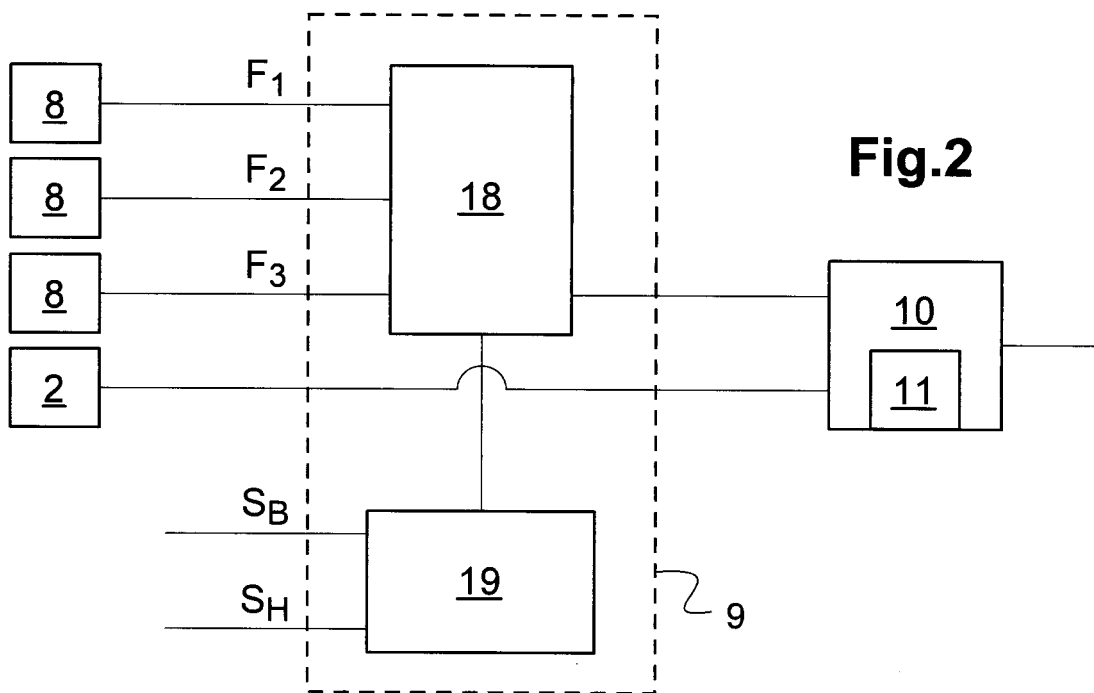
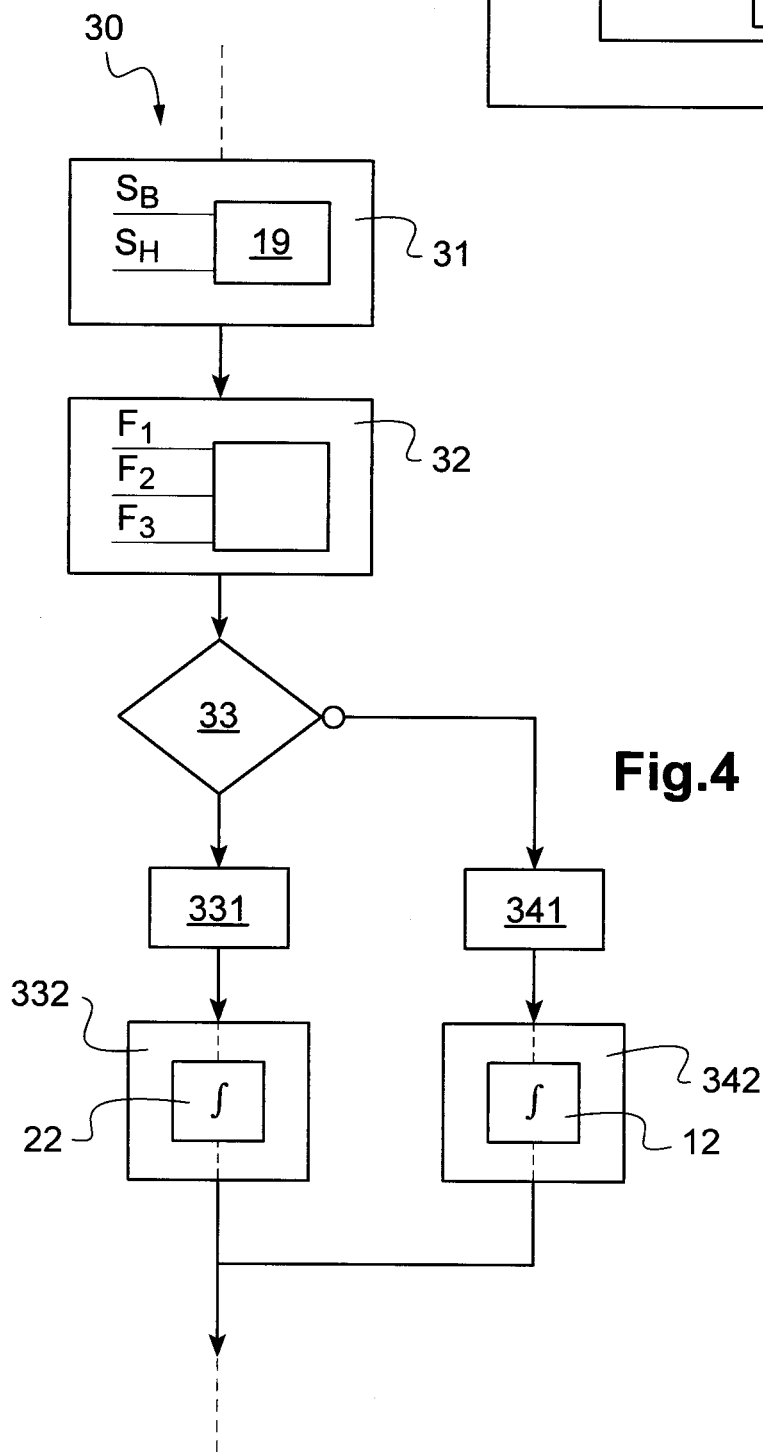
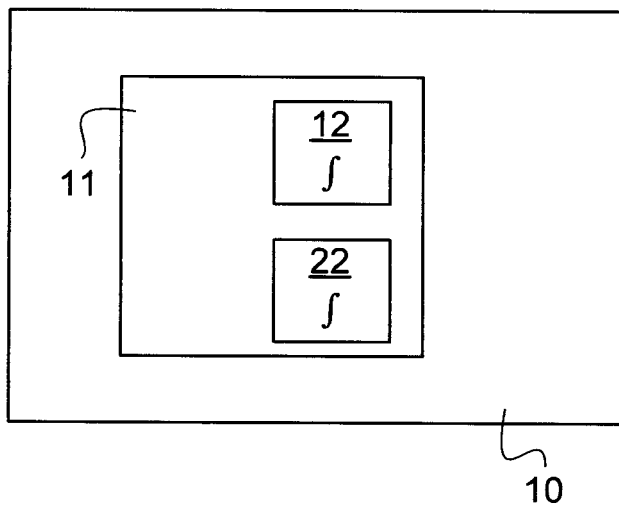


Fig.2

**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 812325  
FR 1500921

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X,D	EP 2 672 357 A1 (BELL HELICOPTER TEXTRON INC [US]) 11 décembre 2013 (2013-12-11) * le document en entier *	1-8	G05D1/06 G01L1/00 G01L23/00
A	YOUNG-SHIN KANG ET AL: "Ground test results of flight control system for the Smart UAV", CONTROL AUTOMATION AND SYSTEMS (ICCAS), 2010 INTERNATIONAL CONFERENCE ON, IEEE, PISCATAWAY, NJ, USA, 27 octobre 2010 (2010-10-27), pages 2533-2536, XP031836936, ISBN: 978-1-4244-7453-0 * le document en entier *	1-8	
A	US 6 043 759 A (PATERSON NOEL S [US] ET AL) 28 mars 2000 (2000-03-28) * le document en entier *	1-8	
A	US 5 446 666 A (BAUER CARL J [US]) 29 août 1995 (1995-08-29) * le document en entier *	1-8	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			G05D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
15 mars 2016		Schriefl, Josef	
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	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un		à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date	
autre document de la même catégorie		de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
A : arrière-plan technologique		D : cité dans la demande	
O : divulgation non-écrite		L : cité pour d'autres raisons	
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 1500921 FA 812325**

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 **15-03-2016**

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

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 2672357	A1	11-12-2013	CA 2816318 A1	05-12-2013
			CN 103466084 A	25-12-2013
			EP 2672357 A1	11-12-2013
			US 2013325221 A1	05-12-2013
-----				
US 6043759	A	28-03-2000	US 6043759 A	28-03-2000
			US 6259379 B1	10-07-2001
-----				
US 5446666	A	29-08-1995	AUCUN	
-----				