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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
19 novembre 2009 (19.11.2009)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2009/138596 A1

(51) Classification internationale des brevets :
G05D 1/00 (2006.01) *G05D 1/06* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2009/000514

(22) Date de dépôt international :
30 avril 2009 (30.04.2009)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0802539 7 mai 2008 (07.05.2008) FR

(71) Déposant *(pour tous les États désignés sauf US)* : **AIRBUS FRANCE** [FR/FR]; 316 Route de Bayonne, F-31060 Toulouse (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant *(pour US seulement)* : **SAUVINET, Frédéric** [FR/FR]; 17 Rue Alphonse Daudet, F-31170 Tournefeuille (FR).

(74) Mandataire : **HAUER, Bernard**; BLOCH & BONNETAT, 23bis, rue de Turin, F-75008 Paris (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, ST, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

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

Publiée :

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

— *avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues (règle 48.2.h))*

(54) **Title** : METHOD FOR REDUCING THE TAKEOFF RUN OF AN AIRCRAFT

(54) **Titre** : PRECEDE POUR LA REDUCTION DE LA COURSE D'ENVOL D'UN AERONEF

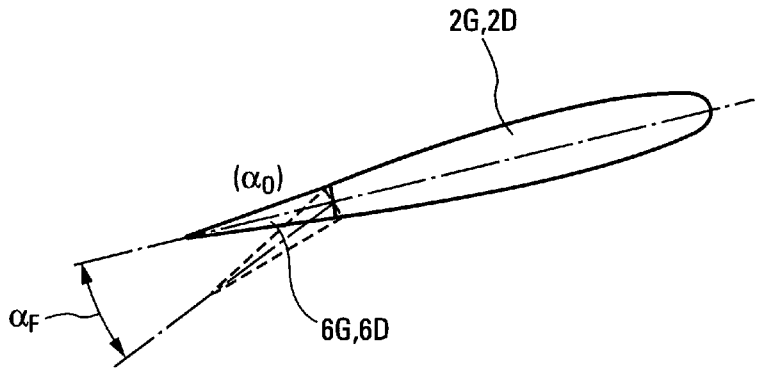

Fig. 6

(57) **Abstract** : The method of the invention comprises imparting to the flaps (6G, 6D) of said aircraft either a nose-up deflection (α_F) corresponding to the maximum sharpness if the nose-up order is higher than a predetermined threshold, or a deflection (α_0) corresponding to the minimum drag if the nose-up order is lower than said threshold.

(57) **Abrégé** : - Procédé pour la réduction de la course d'envol d'un aéronef. - Selon l'invention, on confère aux ailerons (6G, 6D) dudit aéronef soit un braquage à cabrer (α_F) correspondant à la finesse maximale si l'ordre à cabrer est supérieur à un seuil prédéterminé, soit un braquage (α_0) correspondant à la traînée minimale si l'ordre à cabrer est inférieur audit seuil.

WO 2009/138596 A1

Procédé pour la réduction de la course d'envol d'un aéronef

La présente invention concerne un procédé pour la réduction de la course d'envol d'un aéronef.

On sait que, en vue d'un décollage, on confère aux becs de bord d'attaque, aux volets et aux ailerons d'un aéronef une configuration optimisant la finesse (rapport portance/traînée) de ce dernier, afin de rendre maximale la pente de montée. Or, dans une telle configuration d'optimisation de finesse, lesdits ailerons occupent une position partiellement braquée vers le bas. Il en résulte que, alors que l'aéronef présente une finesse optimisée dès qu'il a quitté le sol, la traînée dudit aéronef ne peut être optimale tant que celui-ci roule en accélérant sur le sol.

La présente invention a pour objet de remédier à cet inconvénient.

A cette fin, selon l'invention, le procédé pour la réduction de la course d'envol d'un aéronef pourvu d'au moins un manche de pilotage, d'ailerons portés par les ailes dudit aéronef et de surfaces aérodynamiques mobiles de profondeur, course d'envol au cours de laquelle ledit aéronef roule sur une piste d'envol en accélérant et à la fin de laquelle le pilote dudit aéronef communique audit manche de pilotage une position de décollage fortement basculée à cabrer afin que lesdites surfaces aérodynamiques mobiles de profondeur provoquent l'envol dudit aéronef, est remarquable en ce que :

- on détermine un seuil de basculement dudit manche de pilotage inférieur à ladite position de décollage, mais suffisamment grand pour être représentatif de la volonté du pilote d'effectuer le décollage dudit aéronef ; et
- on commande lesdits ailerons pour qu'ils prennent :
  - une position symétrique partiellement braquée vers le bas correspondant à une finesse maximale pour ledit aéronef, si le basculement à cabrer dudit manche de pilotage est supérieur audit seuil de basculement, et

- une position symétrique au moins sensiblement voisine de celle qui est en prolongement desdites ailes et assurant une traînée minimale pour lesdits ailerons, si le basculement à cabrer dudit manche de pilotage est inférieur audit seuil de basculement.

Ainsi, grâce à la présente invention, lorsque l'aéronef est en phase de roulage en vue d'un réel décollage, la traînée engendrée par lesdits ailerons est éliminée jusqu'à ce que le pilote commande l'envol, ce qui réduit la course d'envol. On peut donc diminuer la longueur de piste nécessaire au décollage ou, inversement, l'aéronef peut emporter une plus grande charge pour une longueur de piste déterminée.

On remarquera que, bien qu'une telle élimination de traînée des ailerons pendant la plus grande partie de la phase de roulage se fasse au détriment de la finesse de l'aéronef, il n'en résulte aucun effet nuisible pour l'aéronef, puisque la finesse n'est pas un paramètre important pendant le roulage.

On sait que, généralement, ladite position de décollage du manche de pilotage correspond approximativement aux deux tiers de la course maximale dudit manche à cabrer. Notamment dans ce cas, une bonne valeur pour ledit seuil de basculement peut correspondre au moins approximativement au tiers de cette course maximale.

Au cours de la vérification du fonctionnement de tous les organes et dispositifs de l'aéronef, préalablement à un décollage et en accord avec une liste d'opérations préétablie (check-list), le pilote peut être amené à braquer à cabrer ledit manche de pilotage alors que l'aéronef roule à faible vitesse. Pour éviter que les ailerons passent alors sans raison d'une des positions à l'autre, il est alors avantageux que la mise en œuvre du procédé de la présente invention soit subordonnée à une condition de vitesse. Ainsi, selon une autre particularité de la présente invention, lesdits ailerons ne peuvent prendre leur position de traînée minimale que si la vitesse de l'aéronef est supérieure à un seuil de vitesse prédéterminé, alors qu'ils prennent leur position de finesse

maximale si ladite vitesse de l'aéronef est inférieure audit seuil de vitesse. Un tel seuil de vitesse peut être de quelques dizaines de kts, par exemple 40 kts.

Par ailleurs, on sait que, en cas de mauvais centrage de l'aéronef, celui-ci peut décoller avec une faible amplitude du basculement du manche de pilotage. Aussi, par sécurité, il est important que, en vol, l'aéronef se trouve avec ses ailerons en position de finesse maximale. Aussi, selon encore une autre particularité de la présente invention, lesdits ailerons ne peuvent prendre leur position de traînée minimale que si l'aéronef est au sol, alors qu'ils prennent leur position de finesse maximale dès que l'aéronef quitte le sol.

Il résulte de ce qui précède que, dans une forme de mise en œuvre préférée du procédé conforme à la présente invention :

- lesdits ailerons sont commandés pour prendre leur position de traînée minimale, lorsque les trois conditions suivantes sont réalisées en même temps :
  - l'aéronef est au sol,
  - et la vitesse de l'aéronef est supérieure audit seuil de vitesse,
  - et le basculement dudit manche de pilotage est inférieur audit seuil de basculement ; et
- lesdits ailerons sont commandés pour prendre leur position de finesse maximale, lorsque au moins l'une des conditions suivantes est réalisée :
  - l'aéronef est en vol,
  - ou la vitesse de l'aéronef est inférieure audit seuil de vitesse,
  - ou le basculement dudit manche de pilotage est supérieur audit seuil de basculement.

Pour la mise en œuvre de la présente invention, on peut :

- établir
  - un critère de sol, qui est égal à 1 lorsque ledit aéronef est en vol et qui est égal à 0 lorsque ledit aéronef est au sol ;

- un critère de vitesse, qui est égal à 1 lorsque la vitesse de roulage dudit aéronef est inférieure audit seuil de vitesse et qui est égal à 0 lorsque ladite vitesse de roulage est supérieure audit seuil de vitesse ; et
- un critère de manche de pilotage, qui est égal à 1 si le basculement à cabrer dudit manche est supérieur audit seuil de basculement et qui est égal à 0 si ledit basculement à cabrer est inférieur audit seuil de basculement ; et

- adresser chacun des trois critères à une entrée respective d'une porte logique OU analogue, dont la sortie commande lesdits ailerons :
  - à ladite position symétrique partiellement braquée vers le bas correspondant à une finesse maximale pour l'aéronef, si un 1 y apparaît ; ou
  - à ladite position symétrique au moins sensiblement voisine de celle qui est en prolongement desdites ailes et assurant une traînée minimale pour les ailerons, si un 0 y apparaît.

Grâce aux dispositions qui précèdent, on peut ainsi aisément implémenter le procédé conforme à la présente invention dans ledit aéronef.

L'invention concerne donc de plus un aéronef mettant en œuvre ledit procédé de l'invention.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 montre schématiquement, en perspective du dessus et de l'arrière, un avion gros porteur pouvant mettre en œuvre la présente invention.

La figure 2 illustre, en vue latérale schématique, l'avion gros porteur de la figure 1 pendant une phase du décollage.

La figure 3 illustre schématiquement le basculement à cabrer dudit manche de pilotage.

La figure 4 illustre, en trois phase successives I, II et III, le décollage de l'avion des figures 1 et 2, la phase représentée sur la figure 2 correspondant à la phase II de la figure 4 et les phases I et II constituant la course d'envol dudit avion gros porteur.

La figure 5 illustre schématiquement la position usuelle des ailerons dudit avion gros porteur pendant les phases I à III de la figure 4.

La figure 6 illustre schématiquement la position des ailerons dudit avion gros porteur conformément à la présente invention pendant la partie la plus rapide de la phase I et pendant la phase II de la figure 4.

La figure 7 est le schéma synoptique de la mise en œuvre du procédé conforme à la présente invention.

Sur les figures 1, 2 et 4, les volets, les becs, les gouvernes, les ailerons, l'empennage horizontal réglable, ainsi que les autres surfaces aérodynamiques mobiles de l'avion gros porteur, sont représentés en position rentrée pour des raisons de clarté des dessins. On comprendra aisément qu'au cours des phases I, II et III de la figure 4, au moins certaines de ces surfaces sont au contraire en position déployée, bien que représentées en position rentrée.

L'avion gros porteur AC, montré schématiquement par les figures 1 et 2, présente un axe longitudinal L-L et comporte un fuselage 1 et deux ailes symétriques 2G et 2D. Lesdites ailes portent des moteurs 3 et une pluralité de becs de bord d'attaque 4G, 4D et de volets de bord de fuite 5G, 5D. De plus, à l'extrémité des ailes 2G, 2D se trouvent des ailerons 6G et 6D, respectivement. Comme le montrent schématiquement les figures 4 et 5, lesdits ailerons 6G et 6D sont articulés en rotation à l'arrière desdites ailes 2G et 2D, respectivement, leur course de rotation α vers le bas pouvant prendre la valeur maximale α_M, comptée à partir de leur position pour laquelle ils se trouvent en prolongement de l'aile 2G ou 2D correspondante. Cette dernière position, qui est représentée sur la figure 6 et pour laquelle la course α est égale à 0°, est généralement celle pour laquelle la traînée engendrée par

lesdits ailerons 6G et 6D est minimale. Toutefois, il peut se faire que la positon de traînée minimale des ailerons 6G et 6D ne soit pas exactement la position correspondant à α égal à 0°, mais une position voisine pour laquelle la course α est proche de 0°, mais non exactement nulle. Aussi, dans ce qui suit, on considèrera que la position de traînée minimale des ailerons 6G et 6D correspond à une valeur α_0 de la course α, cette valeur α_0 étant nulle ou proche de zéro.

A l'arrière du fuselage 1, l'avion AC comporte un empennage horizontal 7 réglable en inclinaison, comme cela est illustré par la double flèche 8. Au bord arrière dudit empennage horizontal réglable 7, sont articulées des gouvernes de profondeur 9G, 9D respectivement, pouvant tourner par rapport audit empennage 7, comme cela est illustré par les doubles flèches 10.

De façon connue, et comme illustré par la figure 3, l'avion AC est commandé en tangage par un manche de pilotage basculant 14, à la disposition du pilote, qui actionne ledit empennage horizontal réglable 7 et lesdites gouvernes de profondeur 9G, 9D. Dans le sens à cabrer le manche de pilotage 14 engendre à cet effet un ordre à cabrer β adressé aux actionneurs (non représentés) dudit empennage horizontal réglable 7 et desdites gouvernes de profondeur 9G, 9D. La course maximale à cabrer du manche de pilotage 14 est désignée par β_M, alors que la position à cabrer généralement utilisée par le pilote lors d'un envol (phase III de la figure 4) est désignée par β_D et correspond à environ $2\,\beta_M/3$.

L'avion AC comporte de plus un train d'atterrissage principal 11, ainsi qu'un train avant 12.

Sur la figure 4, on a illustré trois phases I, II et III du décollage dudit avion permettant d'illustrer le procédé conforme à la présente invention.

Dans la phase I, l'avion AC roule sur la piste d'envol RW en accélérant en vue de son décollage, ledit train principal 11 étant alors comprimé par la masse dudit avion AC et par l'effet de sol.

Pendant cette phase d'accélération I, les becs de bord d'attaque 4G, 4D et les volets de bord de fuite 5G, 5D sont déployés de façon usuelle (non représentée), l'empennage horizontal réglable 7 est incliné à cabrer par action du pilote sur le manche de pilotage et les gouvernes de profondeur 9G, 9D sont, par exemple, dans leur position prolongeant aérodynamiquement ledit empennage horizontal réglable 7. Dans cette configuration usuelle, l'ensemble dudit empennage horizontal réglable 7 et des gouvernes de profondeur 9G, 9D engendre une force aérodynamique à cabrer produisant un moment de tangage à cabrer pour l'avion AC, les configurations des becs de bord d'attaque 4G, 4D et des volets de bord de fuite 5G, 5D permettant d'optimiser la finesse (rapport portance/traînée) de l'avion AC.

Usuellement, dans cette phase d'accélération I, les ailerons 6G, 6D sont également utilisés pour optimiser cette finesse et ils sont symétriquement braqués vers le bas, comme l'illustre la figure 5. A cet effet, ils occupent une position partiellement braquée vers le bas, définie par une valeur α_F de la course α, inférieure à la course maximale α_M

On comprendra aisément que cette position des ailerons 6G, 6D braquée partiellement vers le bas, bien que favorable à la finesse de l'avion AC, est en réalité la cause d'une traînée importante, engendrée par lesdits ailerons et pénalisant les performances de l'avion AC lors de la phase I.

Aussi, selon l'invention, pour remédier à cet inconvénient, dès que, dans la phase I, la vitesse V de l'avion AC a dépassé un seuil de vitesse prédéterminé V_S (par exemple égal à 40 kt) et que le pilote a manifesté son intention de décoller (ce qui peut être matérialisé par le fait que le basculement β du manche 14 à cabrer a dépassé un seuil β_S prédéterminé, par exemple égal à $\beta_M/3$), les ailerons 6G, 6D sont ramenés de leur position de finesse optimale ($\alpha = \alpha_F$), représentée sur la figure 5, à leur position de traînée minimale ($\alpha = \alpha_0$), représentée par la figure 6.

Dans a phase II du décollage (voir également la figure 2), le pilote de l'avion AC, par l'intermédiaire du manche de pilotage 14, actionne les gouvernes de profondeur 9G, 9D et/ou l'empennage horizontal réglable 7 (de façon non représentée) pour que l'ensemble de ces gouvernes 9G, 9D et de cet empennage 7 engendre une force à cabrer et un moment de tangage à cabrer, aptes à conférer à l'avion AC une assiette commandée θ_c de valeur favorable à l'envol de ce dernier. Dans cette phase II, afin de minimiser la traînée engendrée par les ailerons 6G, 6D, ceux-ci restent dans leur position prise dans la phase I et représentée sur la figure 6.

Avec une telle position d'ailerons, l'avion AC continue sa course d'accélération jusqu'à ce que se produise l'envol de ce dernier et le délestage complet du train principal 11, comme cela est représenté par la phase III de la figure 4.

On comprendra aisément que la réduction de traînée apportée par les ailerons 6G, 6D en position de traînée minimale (figure 6) dans la partie finale de la phase I et pendant la phase II, facilite l'envol de l'avion AC et réduit la course d'envol de celui-ci par rapport à la situation dans laquelle lesdits ailerons 6G, 6D seraient dans leur position partiellement braquée de la figure 5.

On notera de plus que, pour faciliter la performance de montée de l'avion AC pendant la phase d'envol III, il est nécessaire de ramener les ailerons 6G, 6D de leur position de braquage de traînée minimale, définie par la valeur α_0 (figure 6), à leur position de braquage partielle vers le bas, définie par la valeur α_F et correspondant à la finesse optimale (figure 5).

Ainsi, de ce qui précède, on voit que la position de traînée minimale des ailerons 6G, 6D ne doit intervenir que pendant les phases I et II, lorsque l'avion est au sol, que sa vitesse V est supérieure audit seuil V_S et que le manche de pilotage est braqué d'un angle β inférieur au seuil β_S.

En revanche, dès que l'avion AC quitte la piste RW (ce qui est par exemple détecté par le délestage du train principal 11), les ailerons 6G, 6D

doivent quitter leur braquage α_0 de traînée minimale pour prendre leur braquage α_F de finesse maximale.

Le schéma synoptique de la figure 7 correspond à un mode préféré de mise en œuvre de la présente invention. Sur cette figure 7, on a représenté :

- un dispositif logique 15, qui reçoit, du train d'atterrissage principal 11, une information concernant son état de compression ou de détente, de sorte que le dispositif logique 15 peut en déduire si l'avion AC est au sol (le train 11 est alors comprimé) ou en vol (le train 11 est alors détendu) et délivre à sa sortie un critère de sol CS qui est égal à 1 si l'avion est en vol et à 0 si l'avion est au sol ;
- un comparateur 16, qui reçoit la vitesse de roulage V de l'aéronef AC, qui connaît le seuil de vitesse V_S et qui délivre à sa sortie un critère de vitesse CV dont la valeur est égale à 1 si la vitesse V est inférieure au seuil V_S et à 0 si la vitesse V est supérieure audit seuil V_S ;
- un comparateur 17, qui reçoit l'ordre à cabrer β engendré par le manche de pilotage 14, qui connaît le seuil de basculement à cabrer β_S et qui délivre à sa sortie un critère de manche Cβ dont la valeur est égale à 1 si le basculement β est supérieur au seuil β_S et à 0 si le basculement β est inférieur au seuil β_S ; et
- une porte OU (ou analogue) 18 aux trois entrées de laquelle sont respectivement appliqués les critères CS, CV, et Cβ et qui commande les ailerons 6G, 6D au braquage symétrique α_F si sa sortie est à 1 et au braquage symétrique α_0 si sa sortie est à 0.

On voit ainsi aisément que la position α_0 de traînée minimale (figure 6) des ailerons 6G, 6D est commandée si les trois conditions suivantes sont réalisées en même temps :

- l'avion AC est au sol, et
- la vitesse de roulage V est supérieure au seuil de vitesse V_S, et

- le manche de pilotage 14 est braqué à cabrer d'un angle β inférieur au seuil de basculement β_S.

En revanche, les ailerons 6G, 6D sont commandés à la position α_F de finesse maximale, si l'une quelconque des conditions suivantes existe :

- l'avion AC est en vol, ou
- la vitesse de roulage V est inférieure au seuil de vitesse V_S, ou
- le manche de pilotage 14 est braqué à cabrer d'un angle β supérieur au seuil de basculement β_S.

On remarquera que la logique illustrée par la figure 7 peut aisément être implémentée dans les calculateurs de bord de l'avion AC, qui, de façon usuelle, disposent des informations concernant le braquage à cabrer β du manche de pilotage 14, la vitesse de roulage V de l'avion AC et le fait que l'avion est au sol ou en vol.

REVENDICATIONS

1. Procédé pour la réduction de la course d'envol d'un aéronef (AC) pourvu d'au moins un manche de pilotage (14), d'ailerons (6G, 6D) portés par les ailes (2G, 2D) dudit aéronef et de surfaces aérodynamiques mobiles de profondeur (7, 9G, 9D), course d'envol au cours de laquelle ledit aéronef (AC) roule sur une piste d'envol (RW) en accélérant et à la fin de laquelle le pilote dudit aéronef communique audit manche de pilotage (14) une position de décollage fortement basculée à cabrer (β_D) afin que lesdites surfaces aérodynamiques mobiles de profondeur (7, 9G, 9D) provoquent l'envol dudit aéronef (AC),

caractérisé en ce que :

- on détermine un seuil de basculement à cabrer (β_S) dudit manche de pilotage (14), inférieur à ladite position de décollage (β_D), mais suffisamment grand pour être représentatif de la volonté du pilote d'effectuer le décollage dudit aéronef ; et
- on commande lesdits ailerons (6G, 6D) pour qu'ils prennent :
  - une position symétrique (α_F) partiellement braquée vers le bas correspondant à une finesse maximale pour ledit aéronef, si le basculement à cabrer (β) dudit manche de pilotage (14) est supérieur audit seuil de basculement (β_S), et
  - une position symétrique (α_0) au moins sensiblement voisine de celle qui est en prolongement desdites ailes (2G, 2D) et assurant une traînée minimale pour lesdits ailerons, si le basculement à cabrer dudit manche de pilotage est inférieur audit seuil de basculement (β_S).

2. Procédé de la revendication 1,

caractérisé en ce que ledit seuil de basculement à cabrer (β_S) correspond au moins approximativement au tiers de la course maximale à cabrer (β_M) dudit manche de pilotage (14).

3. Procédé selon l'une des revendications 1 ou 2,

caractérisé en ce qu'on établit de plus un seuil de vitesse (V_S) pour l'aéronef roulant sur ladite piste d'envol (RW) et en ce que lesdits ailerons (6G, 6D) prennent :

- ladite position symétrique partiellement braquée vers le bas (α_F) correspondant à une finesse maximale pour ledit aéronef, si le basculement à cabrer (β) dudit manche de pilotage est supérieur audit seuil de basculement (β_S) ou si la vitesse de roulage (V) dudit aéronef est inférieure audit seuil de vitesse (V_S) ;et
- ladite position symétrique (α_0), au moins sensiblement voisine de celle qui est en prolongement desdites ailes et assurant une traînée minimale pour lesdits ailerons (6G, 6D), si le basculement à cabrer (β) dudit manche de pilotage (14) est inférieur audit seuil de basculement (β_S) et si la vitesse de roulage (V) dudit aéronef est supérieure audit seuil de vitesse (V_S).

4. Procédé selon la revendication 3,

caractérisé en ce que ledit seuil de vitesse (V_S) est égal à quelques dizaines de nœuds.

5. Procédé selon la revendication 4,

caractérisé en ce que ledit seuil de vitesse (V_S) est au moins approximativement égal à 40 kts.

6. Procédé selon l'une des revendications 3 à 5,

caractérisé en ce qu'on détermine de plus si l'aéronef est au sol ou en vol et en ce que lesdits ailerons prennent :

- ladite position symétrique partiellement braquée vers le bas (α_F) correspondant à une finesse maximale pour l'aéronef, si le basculement à cabrer (β) dudit manche de pilotage est supérieur audit seuil de basculement (β_S), ou si la vitesse de roulage (V) dudit aéronef est inférieure audit seuil de vitesse (V_S), ou si l'aéronef est en vol ; et

- ladite position symétrique (α_0) au moins sensiblement voisine de celle qui est en prolongement desdites ailes et assurant une traînée minimale pour lesdits ailerons, si le basculement à cabrer (β) dudit manche de pilotage est inférieur audit seuil de basculement (β_S), et si la vitesse de roulage (V) dudit aéronef est supérieure audit seuil de vitesse (V_S) et si l'aéronef est au sol.

7. Procédé de la revendication 6,

caractérisé en ce que :

- on établit :
  - un critère de sol (CS), qui est égal à 1 lorsque ledit aéronef est en vol et qui est égal à 0 lorsque ledit aéronef est au sol ;
  - un critère de vitesse (CV), qui est égal à 1 lorsque la vitesse de roulage (V) dudit aéronef est inférieure audit seuil de vitesse (V_S) et qui est égal à 0 lorsque ladite vitesse de roulage (V) est supérieure audit seuil de vitesse(V_S) ; et
  - un critère de manche de pilotage (Cβ), qui est égal à 1 si le basculement à cabrer (β) dudit manche est supérieur audit seuil de basculement (β_S) et qui est égal à 0 si ledit basculement à cabrer (β) est inférieur audit seuil de basculement (β_S) ; et
- on adresse chacun des trois critères (CS, CV, Cβ) à une entrée respective d'une porte logique OU ou analogue (18), dont la sortie commande lesdits ailerons (6G, 6D) :
  - à ladite position symétrique (α_F) partiellement braquée vers le bas correspondant à une finesse maximale pour l'aéronef, si un 1 y apparaît ; ou
  - à ladite position symétrique (α_0) au moins sensiblement voisine de celle qui est en prolongement desdites ailes (2G, 2D) et assurant une traînée minimale pour les ailerons, si un 0 y apparaît.

8. Aéronef,

caractérisé en ce qu'il met en œuvre le procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 7.

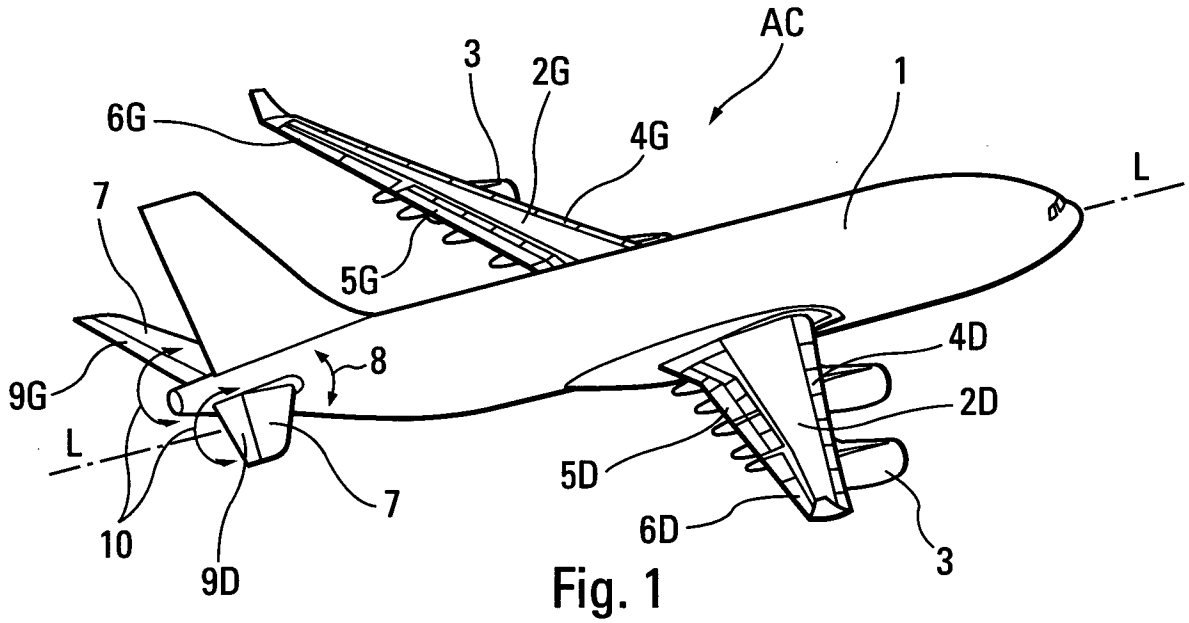

Fig. 1

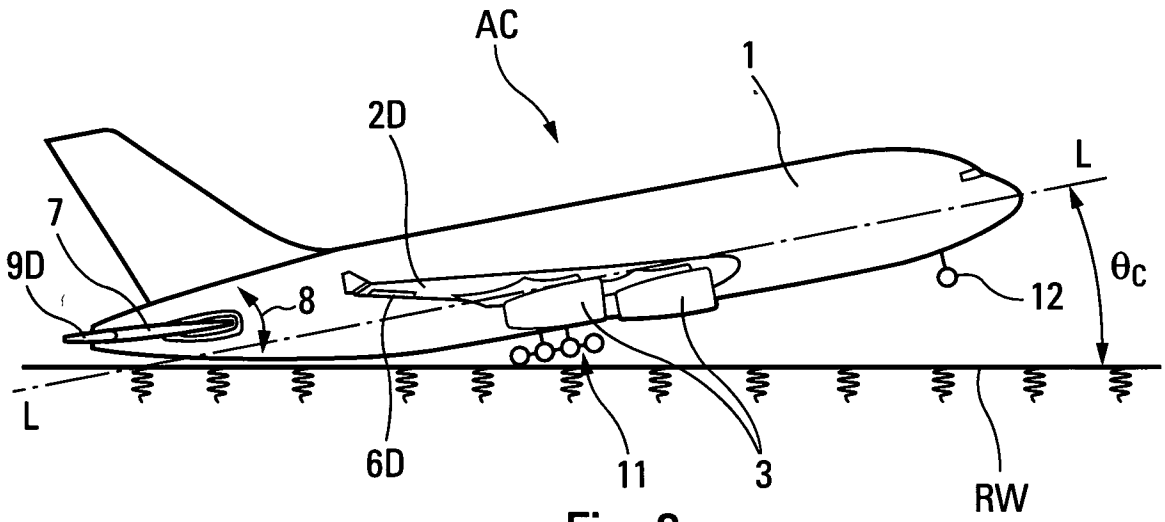

Fig. 2

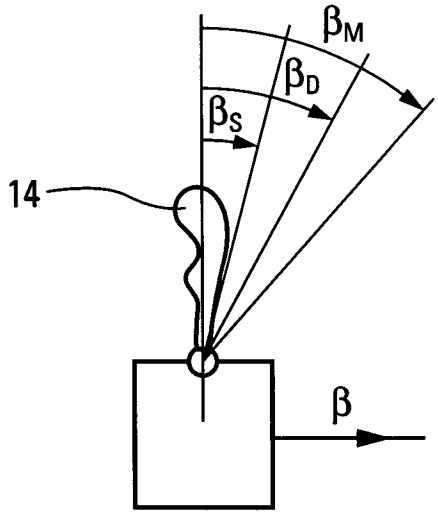

Fig. 3

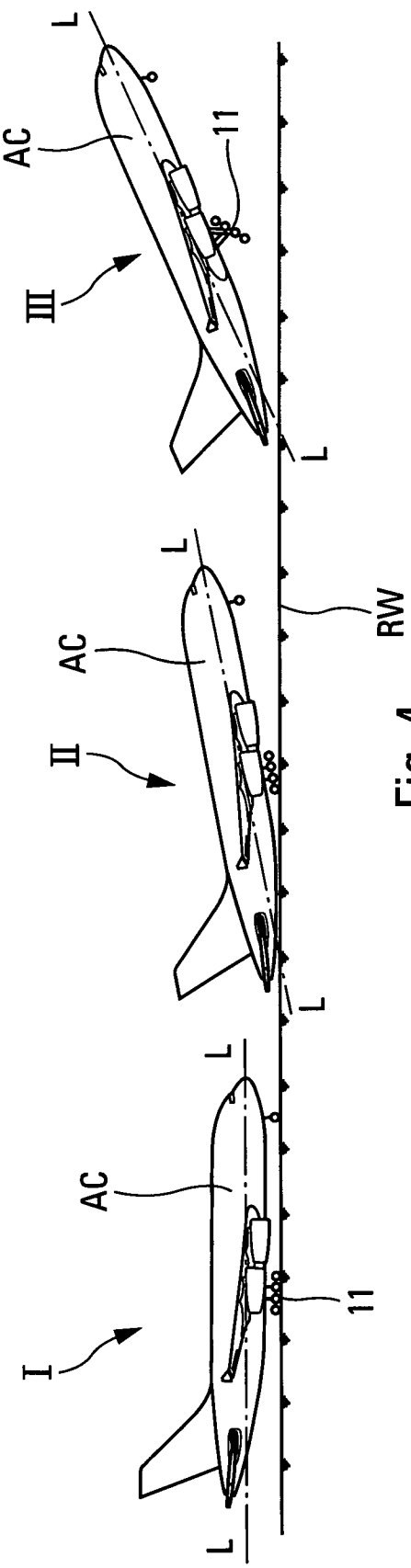

Fig. 4

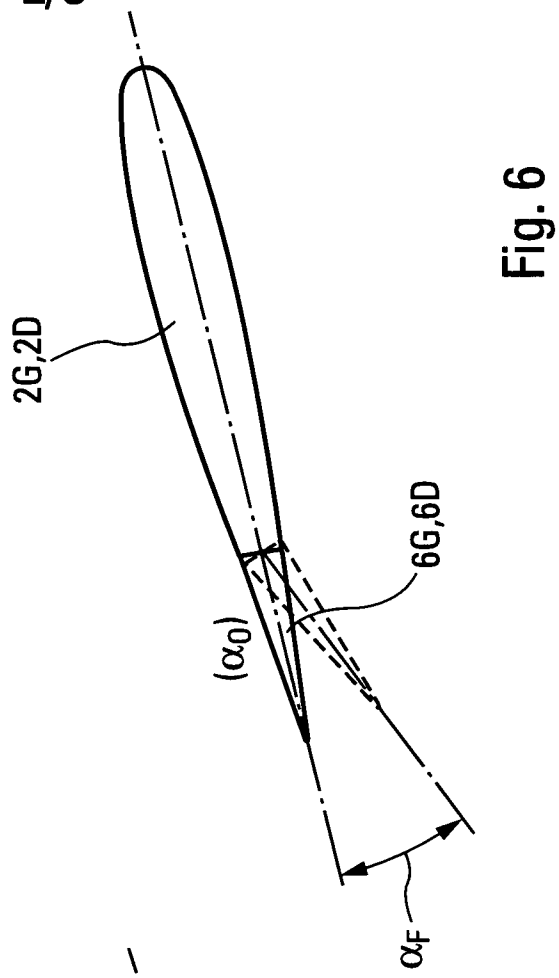

Fig. 6

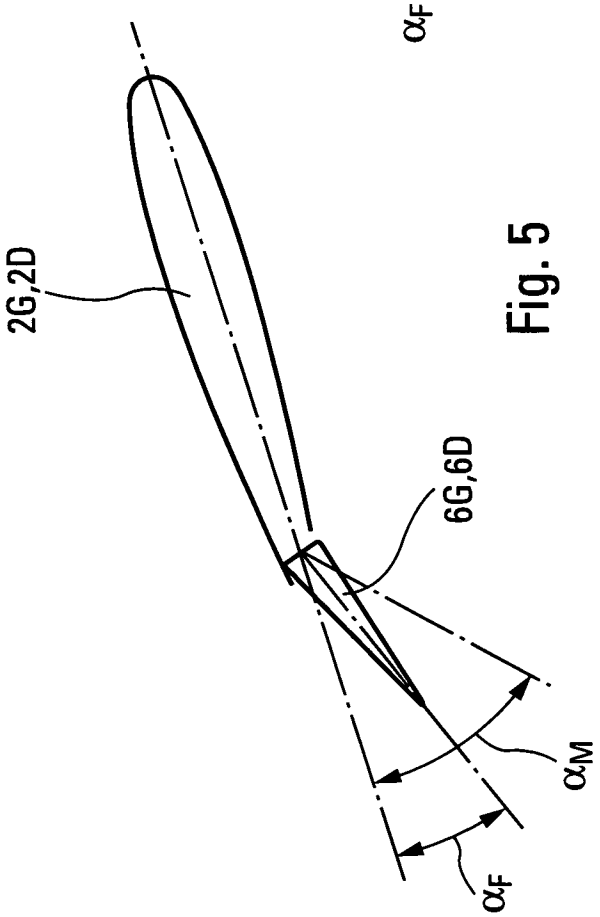

Fig. 5

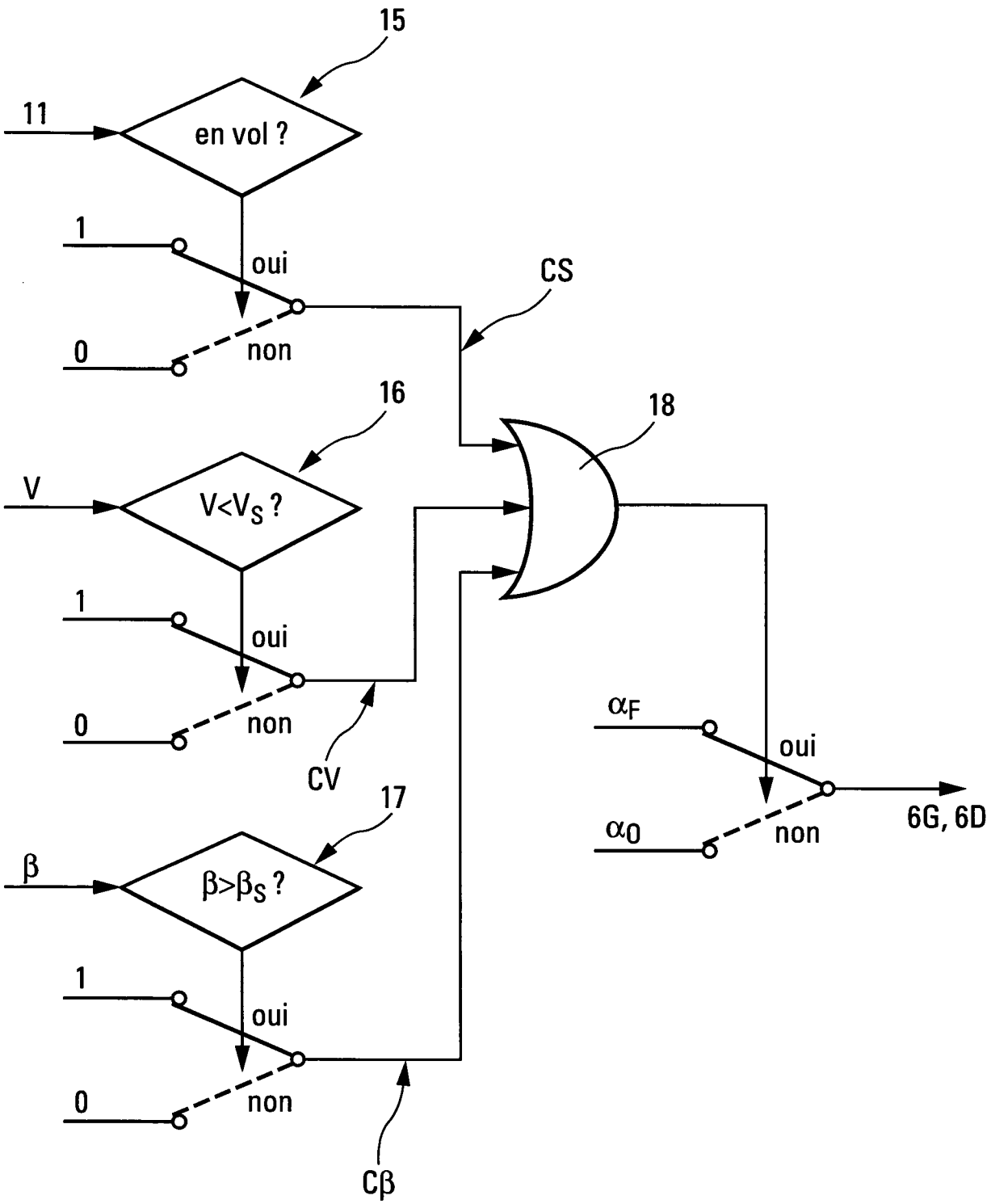
15
11
en vol ?
1
oui
0
non
CS
16
18
V
V<Vs ?
1
oui
0
non
CV
αF
oui
α0
non
6G, 6D
17
β
β>βs ?
1
oui
0
non
Cβ

Fig. 7

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2009/000514

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. G05D1/00 G05D1/06

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
G05D

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	FR 2 901 537 A (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 30 November 2007 (2007-11-30) page 1, line 4 - line 11 page 2, line 12 - line 14 page 5, line 15 - line 24	1-8
A	US 5 702 072 A (NUSBAUM STEVE R [US]) 30 December 1997 (1997-12-30) column 1, line 14 - line 53	1-8
A	US 4 717 097 A (SEPSTRUP JAMES L [US]) 5 January 1988 (1988-01-05) column 1, line 7 - line 41	1-8

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
"E" earlier document but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
30 septembre 2009	08/10/2009

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

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (April 2005)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2009/000514

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)		Publication date
FR 2901537	A	30-11-2007	CA	2647478 A1	06-12-2007
			CN	101454200 A	10-06-2009
			EP	2021239 A1	11-02-2009
			WO	2007138179 A1	06-12-2007
			US	2009230253 A1	17-09-2009
US 5702072	A	30-12-1997	NONE		
US 4717097	A	05-01-1988	DE	3766636 D1	24-01-1991
			EP	0239138 A2	30-09-1987

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2009/000514

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. G05D1/00 G05D1/06

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
G05D

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	FR 2 901 537 A (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 30 novembre 2007 (2007-11-30) page 1, ligne 4 - ligne 11 page 2, ligne 12 - ligne 14 page 5, ligne 15 - ligne 24	1-8
A	US 5 702 072 A (NUSBAUM STEVE R [US]) 30 décembre 1997 (1997-12-30) colonne 1, ligne 14 - ligne 53	1-8
A	US 4 717 097 A (SEPSTRUP JAMES L [US]) 5 janvier 1988 (1988-01-05) colonne 1, ligne 7 - ligne 41	1-8

☐ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent

"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date

"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)

"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens

"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

"X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

"Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée *ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive* lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
30 septembre 2009	08/10/2009

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

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/FR2009/000514

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)		Date de publication
FR 2901537	A	30-11-2007	CA	2647478 A1	06-12-2007
			CN	101454200 A	10-06-2009
			EP	2021239 A1	11-02-2009
			WO	2007138179 A1	06-12-2007
			US	2009230253 A1	17-09-2009
US 5702072	A	30-12-1997	AUCUN		
US 4717097	A	05-01-1988	DE	3766636 D1	24-01-1991
			EP	0239138 A2	30-09-1987