

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
—  
**INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE**  
—  
COURBEVOIE  
—

①① N° de publication : **3 075 984**

(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)

②① N° d'enregistrement national : **17 01340**

⑤① Int Cl<sup>8</sup> : **G 02 B 27/01 (2018.01), B 64 D 47/02, G 06 F 3/01**

⑫

## BREVET D'INVENTION

**B1**

⑤④ PROCÉDE ET SYSTÈME DE RECALAGE D'UNE SYMBOLOGIE DE PILOTAGE D'UN AÉRO-NEF SUR UN AFFICHEUR TÊTE HAUTE PORTE CONFORME AVEC LE MONDE REEL EXTERIEUR VIA UN SYSTÈME DE VISION SYNTHÉTIQUE SVS.

②② Date de dépôt : 21.12.17.

③③ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public de la demande : 28.06.19 Bulletin 19/26.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du brevet d'invention : 15.11.19 Bulletin 19/46.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de recherche :

*Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑥⑥ Références à d'autres documents nationaux apparentés :

Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : THALES — FR.

⑦② Inventeur(s) : GANILLE THIERRY, MAULET DANIEL et LEMOINE OLIVIER.

⑦③ Titulaire(s) : THALES.

⑦④ Mandataire(s) : MARKS & CLERK FRANCE Société en nom collectif.

**FR 3 075 984 - B1**



**PROCEDE ET SYSTEME DE RECALAGE D'UNE SYMBOLOGIE DE  
PILOTAGE D'UN AERONEF SUR UN AFFICHEUR TETE HAUTE PORTE  
CONFORME AVEC LE MONDE REEL EXTERIEUR VIA UN SYSTEME  
DE VISION SYNTHETIQUE SVS**

5

La présente invention concerne un procédé et un système de recalage d'une symbologie conforme sur une tête haute via un système de vision synthétique SVS.

L'invention se situe dans le domaine technique de l'Interface Homme  
10 Système (IHS) de pilotage pour des aéronefs, comme par exemple des hélicoptères ou des avions, équipés d'un système d'affichage en tête haute ou monté sur casque (en anglais Head Worn Display HWD ou Helmet Mounted Display HMD) et d'un Dispositif de Détection de Posture de tête DDP.

15 Les dispositifs d'affichage tête haute, qu'ils soient portés ou non, permettent d'afficher notamment une « symbologie » conforme au monde extérieur, c'est-à-dire un ensemble de symboles dont la position face à l'œil du pilote permet une superposition avec les éléments correspondants dans le monde extérieur. Il peut s'agir par exemple d'un vecteur vitesse, d'une  
20 cible au sol ou en l'air, d'une représentation synthétique du terrain ou encore d'une image de capteur.

Cet affichage conforme nécessite de connaître la position et l'attitude de l'aéronef et, pour les dispositifs d'affichage portés sur la tête, l'attitude de l'afficheur par rapport à un repère fixe lié à l'aéronef. Ces différentes  
25 positions et attitudes sont fournies par les systèmes avioniques pour celles de l'aéronef, et par le Dispositif de Détection de posture DDP pour celles de l'afficheur.

Par exemple et notamment, les systèmes avioniques de fourniture de position et de l'attitude d'un aéronef peuvent être respectivement :

30 .- un dispositif de positionnement global de type GPS (en anglais Global Positioning System), et

.- un Système de Référence Inertielle IRS (en anglais Inertial Reference System) ou un système de référence en attitude et en direction de cap AHRS (en anglais Attitude and Heading Reference System AHRS).

De manière connue, une harmonisation est effectuée à l'installation d'un système d'affichage tête haute, porté ou non porté, dans un cockpit afin de calculer les corrections d'angles à apporter pour passer du repère afficheur au repère aéronef, et afin d'obtenir un affichage tête haute conforme.

Or, certains dispositifs d'affichage tête haute portés de nos jours présentent une certaine mobilité entre le dispositif d'affichage ou afficheur et la partie portée du système de détection de posture DDP, du fait d'une non rigidité mécanique entre ces deux éléments, i.e. l'afficheur et la partie portée mobile du DDP, par exemple lorsqu'un dispositif de basculement de l'afficheur seul en dehors du champ de vision de l'opérateur existe. Il convient alors lors d'un nouveau basculement de l'afficheur dans le champ de vision de l'opérateur, de procéder à nouveau à une harmonisation afin de calculer de nouvelles corrections d'angle à apporter à la tête une fois la tête haute installée et ainsi de pouvoir afficher une symbologie conforme dans le dispositif d'affichage porté sur la tête.

Afin de permettre et de faciliter ce besoin de ré-harmonisation relativement fréquent, il est fréquent d'installer à bord de l'aéronef un instrument dédié, dénommé unité d'axe de visée de référence ou unité de réticule d'axe de visée BRU (en anglais Boresight Reference Unit ou Boresight Reticule Unit).

L'unité d'axe de visée de référence BRU, installée dans le cockpit face à la tête de l'opérateur affiche un symbole collimaté avec une orientation fixe et connue du système tête haute.

A chaque besoin de recalage de la symbologie conforme, i.e. de ré-harmonisation, l'opérateur aligne un symbole affiché dans sa tête haute avec le symbole collimaté de l'unité d'axe de visée de référence BRU.

Lorsque le symbole affiché dans la tête haute, i.e. l'afficheur est aligné sur le symbole collimaté, le système d'harmonisation de la sortie du dispositif de détection calcule alors une matrice de rotation à partir de trois angles de correction, afin de ré-harmoniser l'attitude du repère de l'afficheur par rapport au repère de l'aéronef.

Le défaut principal de ce système d'harmonisation basé sur l'utilisation d'une unité d'axe de visée de référence BRU est l'emport d'un équipement supplémentaire dédié à cette seule fonction de recalage ou d'harmonisation,

induisant un coût en termes de complexité d'installation, un encombrement et un poids supplémentaires pouvant être rédhibitoires, en particulier pour les petits avions civils. Cet équipement BRU doit être alimenté au travers d'un câblage électrique et installé de façon robuste. Cet équipement BRU requiert une procédure d'harmonisation lors de son installation et introduit un poste d'erreur supplémentaire, appelé l'erreur d'harmonisation du BRU. Un risque de désalignement par déplacement est possible par exemple lorsque le pilote entre ou sort de son cockpit ou lors d'une opération de maintenance.

En outre, les paramètres exacts d'orientation de cette unité d'axe de visée de référence BRU sur le porteur, i.e. la structure porteuse de l'avion, doivent également être introduits dans le système d'affichage monté sur casque HMD, et l'unité BRU doit donc toujours rester parfaitement fixe par rapport au porteur. Or les technologies mécaniques actuelles ne permettent pas de garantir un montage de l'unité BRU dans le cockpit sans risque de variations au cours du temps. En effet l'environnement vibratoire, les interventions du pilote et des opérateurs de maintenance notamment peuvent provoquer de légères rotations ou déplacements de l'unité d'axe de visée de référence BRU, ce qui a pour conséquence d'introduire une erreur sur la ligne de visée non compensable et dans de nombreux cas non détectable, et donc d'empêcher toute ré-harmonisation ultérieure.

Un premier problème technique est de fournir un système et un procédé de recalage qui permette de recalibrer la symbologie sur le monde extérieur lorsque le système d'affichage de vision tête haute HWD/HMD dispose d'un mécanisme de dégagement et réengagement de l'afficheur dans le champ de vision du pilote, source de décalage, et évite l'utilisation d'un amer de calibration installé dans le cockpit et également source d'erreur.

Un deuxième problème technique est de déterminer avec plus de précision l'orientation relative entre l'afficheur D0 et le dispositif solide de la tête partie mobile sous-système de détection de posture de la tête lorsque le système de vision tête haute HWD/HMD dispose d'un mécanisme de dégagement et réengagement de l'afficheur dans le champ de vision du pilote.

Un troisième problème technique est de corriger l'orientation de l'avion fournie par sa centrale inertielle par rapport à la terre, en particulier

pour le cap dont la valeur n'est généralement pas connue avec suffisamment de précision pour un affichage conforme lorsque cette centrale est une AHRS.

A cet effet, l'invention a pour objet un procédé de recalage d'un affichage tête haute porté via un système de visualisation synthétique SVS d'informations de pilotage d'un aéronef conformes avec le monde réel extérieur, le procédé de recalage étant mis en œuvre par un système d'affichage tête haute porté comprenant : un afficheur D0 tête haute porté ; un sous-système de détection de posture de tête DDP ayant un premier élément mobile de poursuite D1 attaché solidairement à l'afficheur D0, un deuxième élément fixe D2 lié solidairement à la plateforme de l'aéronef, et un moyen de mesure et de détermination de l'orientation relative M12 du premier élément mobile de poursuite D1 par rapport à un repère de référence du deuxième élément fixe D2 lié à la plateforme ; un dispositif inertiel D3 de fourniture de l'attitude relative M3t de la plateforme par rapport à la Terre et un dispositif Dp de fourniture de la position de l'aéronef par rapport à la Terre ; un Système de Vision Synthétique de fourniture d'une image de terrain synthétique sur l'afficheur D0, asservie à et fonction de la position et de l'attitude relative M3t de l'aéronef mesurées respectivement par le dispositif inertiel et le dispositif de positionnement de l'aéronef, et l'orientation relative M12 du premier élément mobile de poursuite D1 par rapport au deuxième élément fixe D2 d sous-système de détection de posture; et un sous-système d'harmonisation duale pour aligner l'afficheur D0, le sous-système de détection de posture DDP et le dispositif inertiel D3 entre eux.

Le procédé de recalage est caractérisé en ce qu'il comprend des étapes consistant à : lancer le procédé de recalage, en activant un mode de recalage à un instant de début  $t_{1c}$  d'état de recalage, en affichant tout ou partie d'informations de pilotage conformes, mises dans un état recalage, figées sur l'afficheur par rapport au mouvement de l'élément mobile de poursuite D1 et libres par rapport au mouvement de l'aéronef, et mémorisant ensemble l'instant de début  $t_{1c}$  d'état de recalage et l'orientation relative correspondante entre le premier élément mobile de poursuite D1 et le deuxième élément fixe D2 du sous-système de détection de posture DDP ; puis effectuer une série d'un nombre prédéterminé N de mesures d'orientations relatives  $\hat{K}_i$ , i variant de 1 à N, du premier élément de

poursuite D1 par rapport au deuxième élément fixe D2, lié à la plateforme, du sous-système de détection de posture DDP, correspondant à des visées  $V_i$ ,  $i$  variant de 1 à N, dans lesquelles des éléments différents des informations de pilotage mises dans l'état de recalage sont superposés avec des amers correspondants du monde réel extérieur ; puis par un algorithme d'harmonisation duale, déterminer conjointement l'orientation relative M01 entre l'afficheur D0 et l'élément mobile de poursuite D1 et l'orientation M3t relative du dispositif inertiel D3 par rapport à la Terre à partir des matrices de rotation  $\hat{K}_i$  mesurées par le sous-système DDP, et des matrices théoriques  $\hat{U}_i$  de rotation de DDP attendues correspondantes, étant supposé que l'orientation relative du deuxième élément fixe D2 par rapport au dispositif inertiel d'attitude D3 est égale en permanence à la matrice identité de rang 3.

Suivant des modes particuliers de réalisation, le procédé de recalage de l'affichage tête haute porté via un système de visualisation synthétique SVS d'informations de pilotage d'un aéronef conformes avec le monde réel extérieur comporte l'une ou plusieurs des caractéristiques suivantes :

- les informations de pilotage conformes sont compris dans l'ensemble formé d'une symbologie conforme, notamment une piste d'atterrissage synthétique, d'une représentation synthétique de terrain SVS et d'une image issue d'un capteur électromagnétique, notamment une caméra infrarouge ;

- le procédé de recalage de l'affichage tête haute porté comprend en outre une étape dans laquelle les matrices de correction droite M01 et de correction gauche M3t harmonisées sont fournies au système de vision synthétique SVS, le mode de recalage est désactivé par le sous-système d'harmonisation, et le système de vision synthétique SVS recalc son affichage en appliquant les matrices de correction recalées M01 et M3t ;

- l'algorithme d'harmonisation duale calcule la matrice d'orientation relative M01 entre l'afficheur D0 et l'élément de poursuite du sous-système DDP et la matrice d'orientation relative M3t du dispositif inertiel d'attitude D3, lié à l'aéronef, par rapport à la Terre respectivement comme la matrice de rotation de correction à droite  $\hat{D}$  et la matrice de rotation de correction à gauche  $\hat{G}$  comme solutions conjointes du système d'équations d'harmonisation duale :  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{K}_i \cdot \hat{D}$ ,  $i$  variant de 1 à N ;

5       .- le minimum du nombre de mesures N requis dépend du nombre L de degrés de liberté angulaire des rotations M01 et M3t du système d'affichage HMD erronées ou inexploitable, ledit nombre L étant un entier supérieur ou égal à 1 et inférieur ou égal à 6, et la résolution du système d'équations  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$ , i variant de 1 à N utilise un opérateur de redressement  $\pi(\cdot)$  qui transforme une matrice quelconque A en une matrice carré 3x3 de rotation  $\pi(A)$  la plus proche au sens des moindres carrés sur l'ensemble des termes de la matrice  $\pi(A) - A$  sur l'ensemble des matrice de rotation 3 x3, pour déterminer la rotation à droite  $\hat{D}$  et la rotation à gauche  $\hat{G}$  ;

10       .- le nombre N est supérieur ou égal à 3, et l'étape de résolution du système d'équations d'harmonisation duale comprend un premier ensemble (312) de sous étapes consistant à : dans une première sous-étape, choisir une mesure "pivot" comme étant la première mesure parmi les N mesures et correspondant à i égal à 1, et pour  $i = 2, \dots, N$  on calcule les matrices de rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{R}_{1,i}$  à l'aide des équations :  $\hat{U}_{1,i} = \hat{U}_1^T \cdot \hat{U}_i$  et  $\hat{R}_{1,i} = \hat{R}_1^T \cdot \hat{R}_i$  ; puis dans une deuxième sous-étape, déterminer pour  $i = 2, \dots, N$ , les vecteurs unitaires principaux des rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{R}_{1,i}$ , désignés respectivement par  $\vec{u}_i$  et  $\vec{k}_i$  ; ensuite dans une troisième sous-étape, calculer la matrice droite  $\hat{D}$ , i.e. M01, à l'aide de l'équation :

20       
$$\hat{D} = \pi \left( \sum_{i \geq 2} (\vec{k}_i \cdot \vec{u}_i^T) \right)$$
 ; ensuite dans une quatrième sous-étape, déterminer la matrice de rotation à gauche  $\hat{G}$  ; i.e. M3t, à partir de la matrice  $\hat{D}$  calculée dans la troisième sous-étape (318), à l'aide de l'équation :  $\hat{G} = \pi \left( \sum_{i \geq 1} (\hat{U}_i \cdot \hat{D}^T \cdot \hat{R}_i^T) \right)$  ;

25       .- le nombre de degrés de liberté angulaire de la rotation à droite  $\hat{D}$ , c'est-à-dire la matrice M01, erronés ou inexploitable, est égal à trois et le seul degré de liberté angulaire erroné ou inexploitable de la rotation à gauche  $\hat{G}$ , c'est-à-dire la matrice M3t, est l'angle de cap, étant supposé que les angles de tangage et de roulis sont supposés connus avec une précision  
30       suffisante ; et le nombre total N de mesures est supérieur ou égal à 4 ; et l'étape de résolution du système d'équations d'harmonisation duale comprend un premier ensemble de sous étapes consistant à : dans une quatrième sous-étape (414), pour  $i = 2, \dots, N$ , calculer les matrices  $\hat{U}_{1,i}$  et les vecteurs  $\vec{q}_i$  à l'aide des équations :  $\hat{U}_{1,i} = \hat{U}_1^T \cdot \hat{U}_i$  et  $\vec{q}_i = \hat{Q}_i^T \cdot \vec{k}_i$ , le

vecteur  $\vec{k}$  étant défini par l'équation  $\vec{k} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$ ; puis dans une cinquième sous-étape d'initialisation, initialiser une première suite de matrices  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$ ,  $[s]$  désignant le rang entier courant de parcours de la suite  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$ , en mettant  $\widehat{D}_{[0]}$  égale à  $I_3$ ,  $I_3$  désignant la matrice identité; ensuite répéter une sixième sous-étape itérative faisant passer de l'itération  $[s]$  à  $[s+1]$  en calculant la valeur vectorielle  $\vec{d}_{[s+1]}$ , puis la valeur  $\widehat{D}_{[s+1]}$  de la première suite matricielle  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$ , à l'aide des équations suivantes :

$$\vec{d}_{[s+1]} = \frac{\sum_{i \geq 2} (\widehat{U}_{1,i} \cdot \widehat{D}_{[s]}^T \cdot \vec{q}_i)}{\|\sum_{i \geq 2} (\widehat{U}_{1,i} \cdot \widehat{D}_{[s]}^T \cdot \vec{q}_i)\|}$$

$$\widehat{D}_{[s+1]} = \pi \left( \sum_{i \geq 2} (\vec{q}_i \cdot \vec{d}_{[s+1]}^T \cdot \widehat{U}_{1,i}) \right)$$

la suite  $\{\vec{d}_{[s]}\}$  désignant une deuxième suite auxiliaire de vecteurs et la suite  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$  convergeant vers  $\widehat{D}$ ; et arrêter dans une septième sous-étape le processus itératif effectué au travers de la sixième sous-étape lorsque la limite  $\widehat{D}$  est approximée avec une précision suffisante définie par une valeur de seuil prédéterminée;

10 - le nombre totale N de mesures est ajusté en fonction du nombre L de degrés de liberté à corriger du système HMS et de précision souhaitée de l'estimation des matrices de rotation à droite et à gauche,  $\widehat{D}$  et  $\widehat{G}$ .

L'invention a également pour objet un système d'affichage tête haute porté d'informations de pilotage d'un aéronef, conformes au monde réel extérieur et fournies via un système de visualisation synthétique SVS, comprenant: un afficheur D0 tête haute porté; un sous-système de 20 détection de posture de tête DDP ayant un premier élément mobile de poursuite D1, attaché solidairement à l'afficheur D0, un deuxième élément fixe D2 lié solidairement à la plateforme de l'aéronef, et un moyen de mesure et de détermination de l'orientation relative M12 du premier élément mobile de poursuite D1 par rapport à un repère de référence du deuxième élément 25 fixe D2 lié à la plateforme; un dispositif inertiel D3 de fourniture d'une attitude relative M3t de la plateforme par rapport à un repère terrestre; un dispositif Dp de fourniture de la position de l'aéronef par rapport à la Terre; un Système de Vision Synthétique SVS de fourniture d'une image de terrain synthétique sur l'afficheur D0, asservie à et fonction de; la position et 30 l'attitude relative M3t de l'aéronef mesurées respectivement par le dispositif



inertiel d'attitude D3 et le dispositif de positionnement de l'aéronef, et l'orientation relative M12 du premier élément mobile de poursuite D1 par rapport au deuxième élément fixe D2 du sous-système de détection porteuse DDP; et un sous-système d'harmonisation pour aligner l'afficheur D0, le sous-système de détection de posture DDP, et le dispositif inertiel s'attitude D3, entre eux.

Le système d'affichage tête haute porté d'informations de pilotage conformes au monde réel extérieur terrestre est caractérisé en ce que :

- 10 .- le sous-système d'harmonisation comporte un calculateur d'harmonisation duale et une interface homme-système IHS intégrant une fonction de recalage de l'affichage en tête haute conforme ; et
- 15 .- le sous-système d'harmonisation duale est configuré pour : lancer le procédé de recalage, en activant un mode de recalage à un instant de début  $t_{1c}$  d'état de recalage, en affichant tout ou partie d'informations de pilotage conformes, mises dans un état recalage, figées sur l'afficheur par rapport au mouvement de l'élément mobile de poursuite D1 et libres par rapport au mouvement de l'aéronef, et mémorisant ensemble l'instant de début  $t_{1c}$  d'état de recalage et l'orientation relative correspondante entre le premier élément mobile de poursuite D1 et le deuxième élément fixe D2 du sous-
- 20 système de détection de posture DDP ; puis effectuer une série d'un nombre prédéterminé N de mesures d'orientations relatives  $\hat{K}_i$ , i variant de 1 à N, du premier élément de poursuite D1 par rapport au deuxième élément fixe D2, lié à la plateforme, du sous-système de détection de posture DDP, correspondant à des visées  $V_i$ , i variant de 1 à N, dans lesquels des éléments différents des informations de pilotage mises dans l'état de
- 25 recalage sont superposés avec des amers correspondants du monde réel extérieur ; puis par un algorithme d'harmonisation duale, déterminer conjointement l'orientation relative M01 entre l'afficheur D0 et l'élément mobile de poursuite D1 et l'orientation M3t relative du dispositif inertielle D3
- 30 par rapport à la Terre à partir des matrices de rotation  $\hat{K}_i$  mesurées par le sous-système DDP, et des matrices théoriques  $\hat{U}_i$  de rotation de DDP attendues correspondantes, étant supposé que l'orientation relative du deuxième élément fixe D2 par rapport au dispositif inertiel d'attitude D3 est égale en permanence à la matrice identité de rang 3.

Suivant des modes particuliers de réalisation, le système d'affichage tête haute porté comporte l'une ou plusieurs des caractéristiques suivantes :

5           .- le sous-système d'harmonisation duale est configuré pour calculer la matrice d'orientation relative M01 entre l'afficheur D0 et l'élément de poursuite du sous-système DDP et la matrice d'orientation relative M3t du dispositif inertiel d'attitude D3, lié à l'aéronef, par rapport à la Terre respectivement comme la matrice de rotation de correction à droite  $\hat{D}$  et la matrice de rotation de correction à gauche  $\hat{G}$  comme solutions conjointes du système d'équations :  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$  , i variant de 1 à N ;

10           .- le minimum du nombre de mesures N requis dépend du nombre L de degrés de liberté angulaire des rotations M01 et M3t du système d'affichage HMD erronés ou inexploitable, ledit nombre L étant un entier supérieur ou égal à 1 et inférieur ou égal à 6 ; et la résolution du système d'équations  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$  , i variant de 1 à N, utilise un opérateur de redressement  $\pi(\cdot)$  qui transforme une matrice quelconque A en une matrice carré 3x3 de rotation  $\pi(A)$  la plus proche au sens des moindres carrés sur l'ensemble des termes de la matrice  $\pi(A) - A$  sur l'ensemble des matrice de rotation 3 x3, pour déterminer la rotation à droite  $\hat{D}$  et la rotation à gauche  $\hat{G}$  ;

20           .- le nombre N est supérieur ou égal à 3 ; et le calculateur d'harmonisation duale conjointe est configuré pour mettre en œuvre une étape de résolution du système d'équations d'harmonisation duale en exécutant un premier ensemble de sous étapes consistant à : dans une première sous-étape, choisir une mesure "pivot" comme étant la première mesure parmi les N mesures et correspondant à i égal à 1, et pour i = 2, ..., N on calcule les matrices de rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{R}_{1,i}$  à l'aide des équations :  $\hat{U}_{1,i} = \hat{U}_1^T \cdot \hat{U}_i$  et  $\hat{R}_{1,i} = \hat{R}_1^T \cdot \hat{R}_i$  ; puis dans une deuxième sous-étape, déterminer pour i = 2, ..., N , les vecteurs unitaires principaux des rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{R}_{1,i}$ , désignés respectivement par  $\vec{u}_i$  et  $\vec{k}_i$  ; ensuite dans une troisième sous-étape, calculer la matrice droite  $\hat{D}$  , i.e. M01, à l'aide de l'équation :

30           
$$\hat{D} = \pi \left( \sum_{i \geq 2} \left( \vec{k}_i \cdot \vec{u}_i^T \right) \right) ;$$
 ensuite dans une quatrième sous-étape, déterminer la matrice de rotation à gauche  $\hat{G}$  ; i.e. M3t, à partir de la matrice  $\hat{D}$  calculée dans la troisième sous-étape, à l'aide de l'équation :

$$\hat{G} = \pi \left( \sum_{i \geq 1} \left( \hat{U}_i \cdot \hat{D}^T \cdot \hat{R}_i^T \right) \right) ;$$

.- le nombre de degrés de liberté angulaire de la rotation à droite  $\widehat{D}$  , c'est-à-dire la matrice M01, erronés ou inexploitable, est égal à trois et le seul degré de liberté angulaire erroné ou inexploitable de la rotation à gauche  $\widehat{G}$  , c'est-à-dire la matrice M3t, est l'angle de cap, étant supposé que les angles de tangage et de roulis sont supposés connus avec une précision suffisante ; et le nombre total N de mesures est supérieur ou égal à 4 ; et le calculateur d'harmonisation duale est configuré pour mettre en œuvre une étape de résolution du système d'équations d'harmonisation duale en exécutant un premier ensemble de sous étapes consistant à : dans une quatrième sous-étape, pour  $i = 2, \dots, N$  , calculer les matrices  $\widehat{U}_{1,i}$  et les vecteurs  $\vec{q}_i$  à l'aide des équations :  $\widehat{U}_{1,i} = \widehat{U}_1^T \cdot \widehat{U}_i$  et  $\vec{q}_i = \widehat{Q}_i^T \cdot \vec{k}$ , le vecteur  $\vec{k}$  étant défini par l'équation  $\vec{k} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$  ; puis dans une cinquième sous-étape d'initialisation, initialiser une première suite de matrices  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$ , [s] désignant le rang entier courant de parcours de la suite  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$ , en mettant  $\widehat{D}_{[0]}$  égale à  $I_3$  ,  $I_3$  désignant la matrice identité ; ensuite répéter une sixième sous-étape itérative faisant passer de l'itération [s] à [s+1] en calculant la valeur vectorielle  $\vec{d}_{[s+1]}$  , puis la valeur  $\widehat{D}_{[s+1]}$  de la première suite matricielle  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$ , à l'aide des équations suivantes :

$$\vec{d}_{[s+1]} = \frac{\sum_{i \geq 2} (\widehat{U}_{1,i} \cdot \widehat{D}_{[s]}^T \cdot \vec{q}_i)}{\|\sum_{i \geq 2} (\widehat{U}_{1,i} \cdot \widehat{D}_{[s]}^T \cdot \vec{q}_i)\|}$$

$$\widehat{D}_{[s+1]} = \pi \left( \sum_{i \geq 2} (\vec{q}_i \cdot \vec{d}_{[s+1]}^T \cdot \widehat{U}_{1,i}) \right)$$

la suite  $\{\vec{d}_{[s]}\}$  désignant une deuxième suite auxiliaire de vecteurs et la suite  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$  convergeant vers  $\widehat{D}$  ; et arrêter dans une septième sous-étape le processus itératif effectué au travers de la sixième sous-étape lorsque la limite  $\widehat{D}$  est approximée avec une précision suffisante définie par une valeur de seuil prédéterminée ;

.- le sous-système d'harmonisation duale est configuré lors de la mise en œuvre des mesures de recalage pour représenter les informations de pilotage servant aux visées, c'est-à-dire la symbologie et/ou la représentation synthétique du terrain et/ou l'image d'un capteur électromagnétique suivant un mode de représentation propre au mode de mesure par une couleur ou de style de trait distinctif.

L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description de plusieurs formes de réalisation qui va suivre, donnée uniquement à titre d'exemple et faite en se référant aux dessins sur lesquels :

5           .- la Figure 1 est une vue d'un système d'affichage tête haute porté d'informations de pilotage d'un aéronef, conformes au monde réel extérieur et fournies via un système de visualisation synthétique SVS, dans lequel un procédé de recalage utilisant le SVS est mis en œuvre ;

10           .- la Figure 2 est un ordinogramme d'un procédé selon l'invention d'harmonisation du système d'affichage tête haute porté se la Figure 1, et de recalage de l'affichage des informations de pilotage, conformes avec le monde réel extérieur et fournies par le système de vision synthétique SVS ;

          .- la Figure 3 est une vue opérationnelle d'un exemple de déroulement des étapes du procédé de recalage selon l'invention de la Figure 2 ;

15           .- la Figure 4 est un ordinogramme détaillé d'un premier mode de réalisation de l'étape de résolution du système d'équations d'harmonisation duale du procédé de recalage de la Figure 2 ;

          .- la Figure 5 est un ordinogramme détaillé d'un deuxième mode de réalisation de l'étape de résolution du système d'équations d'harmonisation duale du procédé de recalage de la Figure 2.

20           Le principe de base du procédé selon l'invention de recalage d'informations de pilotage d'un aéronef, conformes avec le monde extérieur et fournies par le système SVS, repose sur :

25           .- l'utilisation de la représentation synthétique du terrain terrestre survolé ou un symbole, fournie par le système de visualisation conforme SVS, ou l'utilisation d'une image d'un objet provenant d'un capteur de rayonnement électromagnétique, par exemple une caméra infrarouge IR fixe regardant vers l'avant de l'aéronef, ou mobile et asservie à l'orientation de la tête du pilote, ou l'utilisation de tout autre symbole conforme affiché sur la

30           tête haute portée ; et

          .- l'aptitude conférée à l'opérateur, i.e. le pilote dans le cas d'un aéronef, de :

          .\* déplacer et superposer la représentation synthétique du terrain fourni par le SVS ou l'image capteur ou le symbole conforme sur l'élément

35           correspondant du terrain réel vu au travers de l'afficheur tête haute, puis

. \* une fois la superposition obtenue, mémoriser ce recalage de manière similaire à l'emploi d'une unité d'axe de visée de référence BRU, c'est-à-dire sous la forme de trois angles d'attitude de détection de posture de la tête DDP, mais cette fois-ci sans créer d'erreur supplémentaire compte tenu que le terrain réel est pris comme la référence fixe absolue ; et

.- l'aptitude du système de recalage de la symbologie conforme à :

. \* déterminer des corrections d'attitude à appliquer au système d'affichage de la symbologie conforme sous la forme de deux matrices de rotation, l'une gauche l'autre droite, de correction de la détection de posture DDP de la tête, puis

. \* appliquer les corrections d'attitude à toute la symbologie conforme.

Suivant la Figure 1, un système d'affichage tête haute 2 selon l'invention est configuré pour afficher des informations de pilotage d'un aéronef 4 sur un affichage en les rendant conformes avec le monde réel extérieur 6.

Les informations conformes de pilotage comprennent par exemple un vecteur vitesse, une cible au sol ou en l'air, une représentation synthétique du terrain ou encore d'une image de capteur.

Le système d'affichage tête haute porté 2 comprend les dispositifs et moyens suivants :

.- un dispositif d'affichage ou afficheur 12 tête haute porté transparent, désigné par D0, positionné devant l'œil 14 d'un pilote et pouvant lui servir de viseur, par exemple une lentille ;

.- un sous-système 16 de détection de posture DDP, ayant un premier élément mobile de poursuite 18, désigné par D1, attaché rigidement à la tête 19 ou au casque 20 du pilote et attaché rigidement à l'afficheur D0 lorsque l'afficheur D0 est mis dans le champ de vision du pilote, un deuxième élément fixe 22 D2, lié solidairement à la plateforme 24 (désignée également par « pl ») de l'aéronef 4 et servant de repère de référence vis-à-vis du sous-système 16 détection de posture DDP, et un moyen 26 de mesure et de détermination de l'orientation relative M12 du premier élément mobile de poursuite 18 D1 par rapport à un repère de référence du deuxième élément fixe 22 D2 lié à la plateforme,

.- un dispositif inertiel d'attitude 30 D3, par exemple une centrale inertielle AHRS, de fourniture de l'attitude relative M3t de la plateforme par rapport à un repère terrestre « t » lié à la Terre, fixé à la plateforme,

5 .- un dispositif 32 Dp de fourniture de la position de l'aéronef par rapport au repère terrestre lié à la Terre, par exemple un système de positionnement par satellite de type GPS ou un système de radionavigation ;

10 .- un sous-système de vision synthétique 36 SVS de fourniture d'un flot d'images synthétisées conformes avec le monde réel extérieur 6, vues par la pilote au travers de l'afficheur D0 en étant asservies à l'évolution de l'orientation de la posture de la tête, fournie par le sous-système de détection de posture 16 DDP, et à l'évolution de la position et l'attitude de l'aéronef 4 par rapport à la Terre, fournies respectivement par le dispositif de positionnement Dp de l'aéronef et le dispositif inertiel d'attitude D3 ;

15 .- un sous-système d'harmonisation 38 duale et de recalage de la symbologie du système d'affichage tête haute 2 pour rendre conforme et recalculer l'affichage d'informations de pilotage sur l'afficheur 12 D0 avec le monde réel extérieur 6, le sous-système d'harmonisation duale 36 et de recalage ayant un calculateur d'harmonisation duale 38 et une Interface Homme Système 408, configurés pour réaliser et gérer les opérations  
20 d'interface entre l'opérateur et les composantes du système d'affichage tête haute 2 pendant la mise en œuvre du procédé d'harmonisation duale et du recalage de la symbologie.

Le calculateur d'harmonisation duale 36 peut être un calculateur électronique, dédié spécifiquement à la mise en œuvre du procédé  
25 d'harmonisation duale, ou un calculateur électronique à vocation plus générale que prévu pour mettre en œuvre également d'autres fonctions du système d'affichage tête haute 2.

De même, l'Interface Homme Système 38 peut être une interface Homme Système dédiée uniquement à la réalisation du procédé  
30 d'harmonisation duale ou une interface Homme Système plus générale réalisant de manière partagée d'autres fonctions du système d'affichage tête haute.

Le système d'affichage comporte également un moyen 42 pour définir, mesurer ou déterminer l'orientation angulaire relative M2t du deuxième  
35 élément fixe 22 D2 par rapport à la Terre, et un moyen 44 permettant de

connaitre l'orientation relative M23 du deuxième élément fixe 22 D2, lié à la plateforme 24, par rapport au dispositif inertiel d'attitude 30 D3.

Le moyen 44 est mis en œuvre sous la forme d'une procédure réalisée à l'installation du système d'affichage tête haute porté 2 et l'orientation M23 est supposée constante dans le temps.

Le moyen 42 utilise les données du dispositif inertiel d'attitude D3, attaché à la plateforme de l'aéronef et configuré pour mesurer sa propre orientation M3t par rapport à la Terre, et l'orientation angulaire M23 fourni par le moyen 44.

Les informations conformes de pilotage comprennent par exemple un vecteur vitesse, une cible au sol, une représentation synthétique du terrain ou encore d'une image d'un capteur électromagnétique, par exemple d'un capteur infrarouge.

Il est à remarquer que dans l'état de l'art actuel des systèmes d'affichage tête haute porté, les sous-systèmes de détection de posture DDP peuvent être de type électromagnétique ou de type inertiel, et qu'un sous-système de détection de posture de type inertiel est relativement complexe en pratique car il met en œuvre deux mesures :

- une mesure inertielle de l'orientation angulaire relative M2t du deuxième élément fixe 22 D2 par rapport à la Terre, et

- une mesure directe de l'orientation relative du premier élément mobile de poursuite 18 D1 par rapport au deuxième élément fixe 22 D2, souvent sous la forme d'un traitement d'images,

et utilise la connaissance de l'orientation relative M2t du deuxième élément fixe 22 D2 par rapport à la Terre. Toutefois, si cette particularité rend les algorithmes plus complexes, cette particularité n'a pas d'impact sur le système d'affichage tête haute porté et le procédé d'harmonisation duale de la présente invention, et on pourra considérer par la suite que l'orientation relative M12 du premier élément de poursuite D1 par rapport au deuxième élément fixe D2 est simplement fourni par une mesure directe du sous-système de détection de posture DDP.

Ici et suivant un mode de réalisation préférée par la suite, le sous-système de détection de posture 16 DDP est configuré pour fournir des données brutes de sortie DDP issues prioritairement de mesures directes

optiques de l'orientation relative entre le premier élément de poursuite D1 par rapport au deuxième élément fixe D2.

Il est à remarquer également qu'ici pour des raisons de simplification, la plateforme et le dispositif inertiel d'attitude D3 sont assimilés. De manière générale le moyen 44 de fourniture de l'orientation relative M23 est configuré pour réaliser cette fonction en deux étapes : une première étape de passage par la plateforme dans laquelle le repère triaxial du dispositif inertiel d'attitude D3 est « aligné » sur le repère triaxial de la plateforme, puis une deuxième étape dans laquelle l'orientation du deuxième élément fixe D2 est harmonisée sur le repère de la plateforme.

Ces remarques sont sans incidence ici sur le contenu de la présente invention.

Par la suite, les moyens Mij permettant de connaître l'orientation relative d'un repère « i » à un autre « j » sont assimilés dans la suite de ce document à la matrice décrivant cette orientation. En effet, l'orientation Mij d'un repère par rapport à un autre peut être décrite indifféremment par :

- trois angles appelés angles d'Euler, qui conventionnellement en aéronautique, correspondent à l'ordre des rotations pour les angles suivants :
  - \* Gisement pour la posture de tête ou lacet pour l'aéronef : rotation autour de l'axe z qui est orienté vers le bas (ou vers la Terre) ;
  - \* Site pour la posture de tête ou tangage pour l'aéronef : rotation autour de l'axe y qui est orienté vers la droite (ou vers l'est de la Terre) ;
  - \* Roulis pour la posture de tête et l'aéronef : rotation autour de l'axe x qui est orienté vers l'avant (ou vers le nord de la Terre),
- une matrice 3x3 décrivant cette rotation.

Par la suite, la matrice Mij pourra être notée également  $M(i/j)$ , la matrice Mij ou  $M(i/j)$  décrivant l'orientation relative du repère « i » par rapport à « j » (ou de « i » vers « j »). Si  $v_i$  est l'expression d'un vecteur dans le repère « i » et  $v_j$  l'expression de ce vecteur dans le repère « j », alors on a la relation :  $v_i = M(i/j) * v_j$  et la relation de passage entre repères :  $M(i/k)$  (de i vers k) =  $M(j/k) * M(i/j)$ .

Le système d'affichage tête haute porté 2 selon l'invention est configuré pour mettre en œuvre un procédé de recalage de la symbologie et/ou d'une image synthétisée de terrain fournis par le sous-système de vision synthétique SVS dans lequel la symbologie et/ou le terrain affichés



sur l'afficheur sont rendus conformes au monde réel extérieur vu par l'opérateur au travers de l'afficheur, en permettant :

5           .- à l'opérateur du système d'affichage tête haute d'effectuer des visées en superposant sur le paysage réel ou monde réel extérieur, une image de terrain conforme ou un symbole tridimensionnel conforme synthétisé et fourni par le sous-système de synthèse SVS, ou une image issue d'un capteur électromagnétique, par exemple un capteur infrarouge, affiché sur l'afficheur, figé à partir d'un instant de début de visée vis-à-vis seulement des mouvements de tête jusqu'à un instant de fin de visée ;

10           .- pour chaque visée, mémoriser les angles d'orientation de la posture de la tête à l'instant de début de visée et à l'instant de fin de visée, et calculer la matrice de rotation mesurée entre l'instant de début de visée et l'instant de fin de visée ; puis

15           .- calculer conjointement à l'aide d'un algorithme d'harmonisation duale deux matrices de rotation, gauche et droite, de correction de la détection de posture DDP de la tête, puis

20           .- appliquer les deux matrices de correction d'attitude pour harmoniser les composantes de l'afficheur de tête haute et permettre au système de visualisation synthétique SVS de rendre conforme la symbologie et le terrain avec le monde réel extérieur.

25           Le calcul des deux matrices de rotation de correction utilise le procédé d'harmonisation duale décrit dans la demande de brevet intitulée « Procédé et système d'harmonisation duale d'un système de détection de posture », déposée à la même date que la présente demande, dans son premier et deuxième modes de réalisation.

30           Il est à remarquer que plusieurs niveaux de recalage peuvent être définis en fonction de la nature des performances du système d'affichage tête haute et de la qualité de recalage recherchée. De manière générale, un affichage conforme d'un symbole affiché en tête haute avec le monde réel extérieur dépend de manière générale de six degrés de liberté angulaires formés par trois angles d'attitude de la tête et trois angles d'attitude de l'aéronef. Par le procédé d'harmonisation duale et de recalage de la symbologie, on cherche idéalement à corriger les trois angles donnant le moyen M01 et les trois angles donnant le moyen M3t, mais on ne cherche pas à recalibrer une éventuelle erreur de position ou d'altitude de l'aéronef.

35

Ainsi, avec une seule mesure d'attitude de tête, i.e. angle de site, angle de gisement et angle de roulis de tête, on n'acquiert pas suffisamment de données pour corriger les six angles recherchés. Mais en itérant les prises de mesures d'angles de correction, il est possible d'acquérir le nombre de données suffisant permettant la correction recherchée.

Ainsi pour corriger les six angles, on a besoin au minimum de trois mesures d'attitude différentes, chaque mesure d'attitude comportant une mesure de site, une mesure de gisement, et une mesure de roulis de tête. Par exemple, une procédure de recalage complet peut être définie dans laquelle il est demandé à l'utilisateur ou pilote d'effectuer trois mesures successives correspondant respectivement à une première station de mesure dans laquelle la tête regarde horizontalement vers la droite de l'aéronef, puis une deuxième station de mesure dans laquelle la tête regarde vers le centre penchée vers le haut ou vers le bas, et enfin une troisième station de mesure où la tête regarde horizontalement vers la gauche. L'interface Homme Machine spécifique aide alors le pilote par des messages affichés sur sa tête haute pour le guider pendant cette procédure.

Suivant la Figure 2, un procédé de recalage 202 d'un affichage tête haute porté d'informations de pilotage d'un aéronef, fournies par un sous-système SVS pour les rendre conformes avec le monde réel extérieur, comporte un ensemble 203 d'étapes.

Dans une première étape de lancement 204, un déclenchement de la procédure de recalage des informations conformes de pilotage de l'aéronef du SVS (terrain et/ou symbole de la symbologie) est actionné à un instant de début t1c du mode de recalage par l'opérateur du système d'affichage tête haute 2, par exemple par un premier appui bref sur un bouton de l'IHS 40, situé dans le cockpit dédié à ce déclenchement du mode de recalage.

A partir de cet instant t1c de début du recalage, tout ou partie des informations de pilotage, c'est-à-dire soit une image seule du terrain visualisé de manière synthétique par le SVS, soit une image seule d'un capteur électromagnétique par exemple d'un capteur infrarouge, soit un symbole représentatif d'un élément particulier du terrain comme par exemple d'une piste d'atterrissage, soit une image d'ensemble de toutes les informations du SVS conformes (terrain synthétisé et symboles), est mis dans un état de recalage.

Dans cet état de recalage, les symboles et/ou le terrain synthétisé SVS concernés sont affichés sur l'afficheur dans un mode d'affichage dit de « recalage » en fonction des angles d'attitude de tête (site, gisement et roulis) fixes, mesurés par le sous-système de détection de posture DDP de la tête à l'instant du déclenchement t1c du procédé de recalage et mémorisés, et en fonction des mouvements de l'aéronef.

Ainsi, pendant toute la durée du procédé de recalage, c'est-à-dire jusqu'à la sortie du mode de recalage, la symbologie et le terrain synthétisé par le SVS continuent à être alimentés par les paramètres de mouvement de l'aéronef, i.e. la position et l'attitude de l'aéronef, et donc à être mobile en fonction des mouvements de l'aéronef.

Optionnellement, les symboles concernés peuvent changer d'aspects de représentation pour matérialiser l'état de recalage, par exemple par un changement de couleur, de style de trait (par exemple trait pointillé au lieu de trait plein), de mode de représentation du terrain SVS (filaire pour des contours, plein pour des éléments de surface).

Dans la première étape de lancement 204, un mode de mesure est actionné dans lequel un compteur de parcours d'une série d'un nombre entier prédéterminé N de mesures ou visées  $V_i$  met un indice  $i$  de parcours des mesures égal à 1.

Puis, dans une deuxième étape 206, l'interface homme-système IHS invite l'opérateur à effectuer la mesure actuelle «  $i$  » de rang  $i$ . L'opérateur débute et déclenche la mesure de rang  $i$ , par exemple par un appui maintenu sur un bouton, dédié à la mesure, qui ne cessera que lors de la validation de visée actuelle  $V_i$ .

Dès que la prise de mesure est enclenchée, l'appui sur le bouton de mesure étant maintenu, dans une troisième étape de mesure 208, l'opérateur superpose un élément différent des informations de pilotage, figés sur l'afficheur par rapport aux mouvements du premier élément de poursuite 18 D1, sur l'amer correspondant du monde réel extérieur.

Par exemple, la superposition sera celle de l'image d'une portion du terrain synthétisé SVS sur le terrain réel, celle de l'image d'un capteur infrarouge IR sur le terrain réel, celle de l'image d'un symbole de piste ou d'héliport sur l'élément réel correspondant, en opérant de légers mouvements de tête.

Ensuite, lorsque la superposition de l'image sur l'élément de paysage a été obtenue, dans une quatrième étape 210 de validation de la mesure actuelle, la mesure actuelle  $V_i$  de rang  $i$  est validée, ici sur le relâchement de l'appui du bouton, et les trois angles de détection de posture DDP de la tête, i.e. un angle de site, un angle de gisement et un angle de roulis, correspondant à l'attitude de la tête de l'opérateur lors de cette visée  $V_i$  sont mémorisés.

Puis, dans une cinquième étape 212 de test, on vérifie si le nombre  $N$  de mesures souhaitées a été atteint.

Tant que le nombre  $N$  n'a pas été atteint, le mode de recalage restant activé, les deuxième, troisième, quatrième étapes 206, 208, 210 sont réitérées, en ayant au préalable dans une sixième étape 214 incrémenté d'une unité l'indice  $i$  de parcours actuel du compteur «  $i$  ».

Lorsque le nombre total  $N$  de mesures souhaitées a été atteint, dans une septième étape 216, les éléments de la symbologie et de terrain du SVS, mis dans un état de recalage lors de la première étape 204, sont désactivés de cet état de recalage à un instant  $t_{2c}$  de fin d'état de recalage, et replacés dans un état de suivi de conformité fonction des mouvements de la tête et des mouvements de l'aéronef.

Dans cette même septième étape 216, une harmonisation duale du système d'affichage tête haute est effectuée dans laquelle l'orientation relative  $M_{01}$  entre l'afficheur 12 D0 et l'élément mobile de poursuite 18 D1 et l'orientation  $M_{3t}$  relative du dispositif inertielle D3 par rapport à la Terre sont déterminés conjointement à partir des matrices de rotation  $\hat{K}_i$  mesurées par le sous-système DDP entre l'instant de début de l'état de recalage  $t_{1c}$  et l'instant de fin de l'état de recalage, et des matrices théoriques  $\hat{U}_i$  de rotation de DDP attendues correspondantes, étant supposé que l'orientation relative du deuxième élément fixe D2 par rapport au dispositif inertielle d'attitude D3 est égale en permanence à la matrice identité de rang 3.

En variante, lorsque le système d'affichage tête haute porté, de par sa conception, requiert plusieurs mesures pour une correction suffisante, des messages ou une symbologie spécifique peuvent s'afficher sur l'écran de l'interface IHS du système de recalage pour inviter l'utilisateur de réitérer le recalage en regardant dans une autre direction et des matrices de correction  $M_{01}$  et  $M_{3t}$  peuvent être calculées après la dernière itération.

Il est à remarquer que lorsqu'une image d'un capteur, par exemple une caméra infrarouge, fixe par rapport à l'aéronef est utilisée, en considérant que l'axe du capteur est connu et invariable, la solution décrite ici corrige uniquement les erreurs de détection de posture DDP, c'est à dire la matrice de rotation M01, mais pas celles sur les attitudes de l'aéronef, c'est-à-dire la matrice de rotation M3t, et cela a l'avantage de réduire le nombre de mesures requises.

Il est recommandé d'effectuer cette procédure d'harmonisation au sol, ou si cela s'avère nécessaire en cours de vol, lors d'une phase de vol peu dynamique, idéalement en vol à plat et rectiligne afin d'optimiser l'efficacité des calculs.

Ensuite dans une huitième étape 218, les nouvelles matrices corrigées de rotation M01 et M3t sont appliquées sur toutes les informations de pilotage conformes (symbologie et images de terrain SVS) jusqu'à une prochaine opération de recalage.

Suivant un premier mode de réalisation du procédé de recalage et une première configuration du système d'affichage HMD, une série d'un nombre entier N, supérieur ou égal à 3, de mesures identifiées par l'indice « i » variant de 1 à N sont effectuées en supposant que les trois degrés de liberté angulaire correspondant à la matrice M01 de correction à droite des mesures d'attitude de la tête fournies par le sous-système de détection de posture DDP sont tous erronés de manière fixe dans le temps et que les trois degrés de liberté de l'attitude de l'aéronef fournis par le dispositif inertiel D3 et correspondants à la matrice M3t de correction à gauche des mesures d'attitude de la tête fournis par le sous-système de détection de posture DDP sont tous erronés de manière fixe dans le temps.

Suivant ce premier mode de réalisation particulier et la Figure 4, la septième étape est désignée par la référence numérique 302.

Dans cette septième étape 302, le calculateur d'harmonisation résout le système d'équations d'harmonisation duale suivantes :  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$ , i variant de 1 à N, dans lequel :

- la matrice  $\hat{G}$  de correction à gauche qui n'est autre que la matrice de passage M3t que l'on cherche ici ;
- les matrices  $\hat{R}_i$ , i variant de 1 à N, sont les matrices de mesures et de rotations correspondant pour chaque mesure identifié par l'indice

parcours aux angles d'attitude de la tête fournis par le sous-système de détection de posture DDP ;

5       .- la matrice  $\hat{D}$  de correction à droite est la matrice M01 que l'on cherche ici permettant de passer du repère de l'afficheur au premier élément de poursuite mobile D1 du sous-système de détection de posture DDP ;

      .- les matrices  $\hat{U}_i$ ,  $i$  variant de 1 à  $N$ , sont les matrices de détection de posture utile attendue ou théorique correspondantes pour chaque mesure identifié par l'indice parcours «  $i$  ».

10       Pour résoudre l'équation d'harmonisation, la septième étape 302 utilise l'algorithme de la première configuration décrit dans la demande de brevet français, intitulée « Procédé et système d'harmonisation duale et conjointe d'un système de détection de posture » et déposée à la même date que la présente demande de brevet français. La septième étape 302 met en œuvre un premier ensemble 312 de première, deuxième, troisième sous-étapes 314, 316, 318.

15       Dans une première sous-étape 314, on choisit une mesure "pivot", par exemple la première mesure correspondant à  $i$  égal à 1.

      On peut alors vérifier que pour  $i = 2, \dots, N$  on a :  $\hat{U}_1^T \cdot \hat{U}_i = \hat{D}^T \cdot \hat{R}_1^T \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$ .

20       Ainsi, en notant  $\hat{U}_{1,i} = \hat{U}_1^T \cdot \hat{U}_i$  et  $\hat{R}_{1,i} = \hat{R}_1^T \cdot \hat{R}_i$ , on a :  $\hat{D} \cdot \hat{U}_{1,i} = \hat{R}_{1,i} \cdot \hat{D}$ .

      Dans la première sous-étape 314, pour  $i = 2, \dots, N$  on calcule ainsi les matrices de rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{R}_{1,i}$  à l'aide des équations :  $\hat{U}_{1,i} = \hat{U}_1^T \cdot \hat{U}_i$  et  $\hat{R}_{1,i} = \hat{R}_1^T \cdot \hat{R}_i$

25       Puis, dans une deuxième sous-étape 316, on termine la réduction du système d'équations :  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$ ,  $i$  variant de 1 à  $N$  en utilisant le fait que ces dernières équations sont mathématiquement équivalentes à :  $\hat{D} \cdot \vec{u}_i = \vec{k}_i$ , où les  $\vec{u}_i$  et  $\vec{k}_i$  sont respectivement les vecteurs unitaires principaux des rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{R}_{1,i}$ .

30       Ainsi, dans la deuxième sous-étape 316, on détermine de manière connue pour  $i = 2, \dots, N$ , les vecteurs unitaires principaux des rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{R}_{1,i}$ , désignés respectivement par  $\vec{u}_i$  et  $\vec{k}_i$ .

      Ensuite dans une troisième sous-étape 318, on calcule la matrice droite  $\hat{D}$  ou M01 à l'aide de l'équation :

$$\hat{D} = \pi \left( \sum_{i \geq 2} (\vec{k}_i \cdot \vec{u}_i^T) \right)$$

dans laquelle  $\pi(\cdot)$  désigne un opérateur de redressement ou de projection qui transforme une matrice quelconque  $A$  en une matrice carré  $3 \times 3$  de rotation  $\pi(A)$  la plus proche au sens des moindres carrés sur l'ensemble des termes de la matrice  $\pi(A) - A$  dans l'ensemble des matrices de rotation  $3 \times 3$ .

Ensuite, dans une quatrième sous-étape 320, la matrice  $\hat{G}$  de rotation à gauche  $\hat{G}$  ou M3t est déterminée à partir de la matrice  $\hat{D}$ , calculée dans la troisième sous-étape 318, à l'aide de l'équation :

$$\hat{G} = \pi \left( \sum_{i \geq 1} (\hat{U}_i \cdot \hat{D}^T \cdot \hat{R}_i^T) \right)$$

Il est à remarquer que l'étude mathématique de la projection  $\pi$  montre que le choix du pivot parmi les  $N$  mesures est sans influence sur le résultat final de l'harmonisation.

Il est à remarquer également que l'étude mathématique de la projection  $\pi$  montre que le choix de déterminer d'abord  $\hat{D}$  puis  $\hat{G}$  est lui aussi sans influence ; on peut aussi commencer par éliminer  $\hat{D}$  en faisant  $\hat{U}_1 \cdot \hat{U}_1^T = \hat{G} \cdot \hat{R}_1 \cdot \hat{R}_1^T \cdot \hat{G}^T$  et résoudre de même.

Cette première configuration qui peut corriger jusqu'à six degrés de liberté exige comme contraintes d'utilisation que le nombre minimum de mesures  $N$  est supérieure ou égal à 3, les axes des rotations  $\hat{U}_i$  étant distincts pour au moins trois valeurs d'indice «  $i$  » différents.

Ce premier mode de réalisation du procédé de recalage n'est pas nécessaire et vraiment utile dans le cas d'autres configurations du système d'affichage dans lesquelles le nombre des degrés de liberté angulaires erronées est strictement inférieur à 6 et supérieur ou égal à 1.

En effet, les angles de tangage et roulis de l'aéronef fournis par le dispositif inertiel d'attitude lié à la plateforme de l'aéronef généralement le plus souvent connus avec une précision suffisante pour un affichage conforme. Par contre, l'angle de lacet de l'aéronef, correspondant au cap (en anglais « heading »), est généralement connu avec une moins bonne précision, en particulier sur les petits appareils civils ne possédant pas de centrale inertielle précise. Seul cet angle de cap est dès lors intéressant à corriger. Quant à l'erreur d'orientation de l'afficheur par rapports aux éléments fixes sur l'équipement tête haute portée servant à la détection de posture DDP, les angles de liberté peuvent être limités à deux voire un seul

angle, par exemple si le mécanisme permettant de déplacer l'afficheur en dehors du champ de vision de son utilisateur consiste en un pivot sur un seul axe. Dans ce cas, une procédure de recalage simplifiée à une seule visée peut permettre de corriger les erreurs du système et suffire pour obtenir une conformité suffisante de la symbologie en tête haute portée, avec une

5 procédure facile à mettre en œuvre par l'utilisateur.

Suivant un deuxième mode de réalisation du procédé de recalage et une première configuration du système d'affichage HMD, une série d'un nombre entier N, supérieur ou égal à 4, de mesures identifiées par l'indice

10 « i » variant de 1 à N sont effectuées en supposant que les trois degrés de liberté angulaire correspondant à la matrice M01 de correction à droite des mesures d'attitude de la tête fournis par le sous-système de détection de posture DDP sont tous erronés de manière fixe dans le temps et qu'un seul

15 degré de liberté angulaire, le degré de liberté de l'angle de cap, parmi les angles d'attitude de l'aéronef fournis par le dispositif inertiel D3 correspondants à la matrice M3t de correction à gauche des mesures d'attitude de la tête fournis par le sous-système de détection de posture DDP, est erroné de manière fixe dans le temps.

Suivant ce deuxième mode de réalisation particulier et la Figure 4, la

20 septième étape est désignée par la référence numérique 402.

Dans cette septième étape 402, le calculateur d'harmonisation résout toujours le système d'équations d'harmonisation duale suivantes :  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$ , i variant de 1 à N, mais cette fois-ci en supposant que seule la valeur de gisement des matrices de DDP calculées  $\hat{R}_i$  est inexacte ou non

25 calculée, en tout cas inexploitable.

La traduction mathématique de cette mauvaise connaissance de la valeur de gisement est d'écrire dans la première étape que pour tout i, variant de 1 à N, la matrice  $\hat{R}_i$  se décompose suivant la décomposition :

$\hat{R}_i = \Phi_i \cdot \hat{Q}_i$ , où  $\Phi_i$  est une matrice de rotation inconnue de forme

30 élémentaire en gisement : 
$$\begin{pmatrix} \cos \psi_i & -\sin \psi_i & 0 \\ \sin \psi_i & \cos \psi_i & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$
; et

$\hat{Q}_i$  est une matrice de rotation connue.

Ainsi, les équations générales de départ  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$ , i variant de 1 à N se ramène à :  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \Phi_i \cdot \hat{Q}_i \cdot \hat{D}$  pour i variant de 1 à N.



Pour résoudre le système des équations d'harmonisation  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{\Psi}_i \cdot \hat{Q}_i \cdot \hat{D}$  pour  $i$  variant de 1 à  $N$ , la septième étape 402 utilise l'algorithme de la deuxième configuration décrit dans la demande de brevet français, intitulée « Procédé d'harmonisation duale d'un sous-système de détection de posture DDP intégré dans un système de visualisation tête haute porté » et déposée à la même date que la présente demande de brevet français. La septième étape 402 met en œuvre un premier ensemble 412 de quatrième, cinquième, sixième sous-étapes 414, 416, 418.

Dans la quatrième sous-étape 414, pour  $i = 2, \dots, N$ , on calcule les matrices  $\hat{U}_{1,i}$  et les vecteurs  $\vec{q}_i$  à l'aide des équations :

$$\hat{U}_{1,i} = \hat{U}_1^T \cdot \hat{U}_i \text{ et } \vec{q}_i = \hat{Q}_i^T \cdot \vec{k},$$

le vecteur  $\vec{k}$  étant défini par l'équation  $\vec{k} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$ .

Puis, dans une cinquième sous-étape 416 d'initialisation, on initialise une première suite de matrices  $\{\hat{D}_{[s]}\}$ ,  $[s]$  désignant le rang entier courant de parcours de la suite  $\{\hat{D}_{[s]}\}$ , en mettant  $\hat{D}_{[0]}$  égale à  $I_3$ ,  $I_3$  désignant la matrice identité.

Ensuite, on répète une sixième sous-étape itérative 418 faisant passer de l'itération  $[s]$  à  $[s+1]$  en calculant la valeur vectorielle  $\vec{d}_{[s+1]}$ , puis la valeur  $\hat{D}_{[s+1]}$  de la première suite matricielle  $\{\hat{D}_{[s]}\}$ , à l'aide des équations suivantes :

$$\vec{d}_{[s+1]} = \frac{\sum_{i \geq 2} (\hat{U}_{1,i} \cdot \hat{D}_{[s]}^T \cdot \vec{q}_i)}{\|\sum_{i \geq 2} (\hat{U}_{1,i} \cdot \hat{D}_{[s]}^T \cdot \vec{q}_i)\|}$$

$$\hat{D}_{[s+1]} = \pi \left( \sum_{i \geq 2} (\vec{q}_i \cdot \vec{d}_{[s+1]}^T \cdot \hat{U}_{1,i}) \right)$$

la suite  $\{\vec{d}_{[s]}\}$  désignant une deuxième suite auxiliaire de vecteurs et la suite  $\{\hat{D}_{[s]}\}$  convergeant vers  $\hat{D}$ .

Puis, on calcule  $\hat{D}$  comme une limite ou une limite approchée de la suite  $\{\hat{D}_{[s]}\}$  qui est convergente en arrêtant dans une septième sous-étape 420 le processus itératif effectué au travers de la sixième sous-étape lorsque la limite  $\hat{D}$  est approximée avec une précision suffisante définie par une valeur de seuil prédéterminée.

De manière similaire, la septième étape 402 de calcul est appliqué pour déterminer la matrice  $\widehat{G}$ , en créant au départ un pivot par la droite dans le système des équations  $\widehat{U}_i = \widehat{G} \cdot \widehat{\Psi}_i \cdot \widehat{Q}_i \cdot \widehat{D}$  pour  $i$  variant de 1 à  $N$ .

5 Cette deuxième configuration exige comme contraintes d'utilisation que le nombre minimum de mesures  $N$  est supérieure ou égal à 4, les axes des rotations  $\widehat{U}_i$  étant distincts pour au moins trois valeurs d'indice «  $i$  » différents.

10 Outre l'économie d'un instrument, l'unité d'axe de visée de référence BRU, le procédé et le système de recalage de la symbologie conforme selon l'invention ont une performance de correction accrue qui englobe également les erreurs d'attitude de l'aéronef. En effet, l'utilisation par le procédé de recalage d'une référence extérieure à la place d'une référence  
15 intérieure au cockpit permet de corriger les erreurs résiduelles sur les valeurs de tangage, roulis et tout particulièrement de cap de l'aéronef. Cet avantage est très important, en particulier pour les petits aéronefs civils pour lesquels l'angle de cap est la valeur connue avec le moins de précision compte tenu que lesdits petits aéronefs civils ne possèdent pas de centrale  
20 inertielle ni d'AHRS vraiment précise.

20

25

30

35

## REVENDEICATIONS

.1 Procédé de recalage d'un affichage tête haute porté via un système de visualisation synthétique SVS d'informations de pilotage d'un aéronef conformes avec le monde réel extérieur,

le procédé de recalage étant mis en œuvre par un système d'affichage tête haute porté comprenant :

.- un afficheur (12) D0 tête haute porté,

.- un sous-système de détection de posture de tête DDP (36) ayant un premier élément mobile de poursuite (18) D1 attaché solidairement à l'afficheur D0, un deuxième élément fixe (22) D2 lié solidairement à la plateforme (24) de l'aéronef, et un moyen (26) de mesure et de détermination de l'orientation relative M12 du premier élément mobile de poursuite (18) D1 par rapport à un repère de référence du deuxième élément fixe (22) D2 lié à la plateforme,

.- un dispositif inertiel (30) D3 de fourniture de l'attitude relative M3t de la plateforme par rapport à la Terre et un dispositif (32) Dp de fourniture de la position de l'aéronef par rapport à la Terre,

.- un Système de Vision Synthétique (34) de fourniture d'une image de terrain synthétique sur l'afficheur D0, asservie à et fonction de :

.\* la position et l'attitude relative M3t de l'aéronef mesurées respectivement par le dispositif de positionnement de l'aéronef et le dispositif inertiel, et

.\* l'orientation relative M12 du premier élément mobile de poursuite D1 par rapport au deuxième élément fixe D2 d sous-système de détection de posture; et

.- un sous-système d'harmonisation duale pour aligner l'afficheur D0, le sous-système de détection de posture DDP et le dispositif inertiel (30) D3 entre eux,

le procédé de recalage étant caractérisé en ce qu'il comprend des étapes consistant à :

.- lancer (204) le procédé de recalage, en activant un mode de recalage à un instant de début t1c d'état de recalage, en affichant tout ou partie d'informations de pilotage conformes, mises dans un état recalage, figées sur l'afficheur par rapport au mouvement de l'élément mobile de

poursuite D1 et libres par rapport au mouvement de l'aéronef, et mémorisant ensemble l'instant de début t1c d'état de recalage et l'orientation relative correspondante entre le premier élément mobile de poursuite D1 et le deuxième élément fixe D2 du sous-système de détection de posture DDP ;  
 5 puis

.- effectuer (206, 208, 210,212, 214) une série d'un nombre prédéterminé N de mesures d'orientations relatives  $\hat{K}_i$ , i variant de 1 à N, du premier élément de poursuite D1 par rapport au deuxième élément fixe D2, lié à la plateforme, du sous-système de détection de posture DDP (16),  
 10 correspondant à des visées  $V_i$ , i variant de 1 à N, dans lesquelles des éléments différents des informations de pilotage mises dans l'état de recalage sont superposés avec des amers correspondants du monde réel extérieur ; puis

.- par un algorithme d'harmonisation duale, déterminer (216)  
 15 conjointement l'orientation relative M01 entre l'afficheur D0 et l'élément mobile de poursuite D1 et l'orientation M3t relative du dispositif inertiel D3 par rapport à la Terre à partir des matrices de rotation  $\hat{K}_i$  mesurées par le sous-système DDP, et des matrices théoriques  $\hat{U}_i$  de rotation de DDP attendues correspondantes, étant supposé que l'orientation relative du  
 20 deuxième élément fixe D2 par rapport au dispositif inertiel d'attitude D3 est égale en permanence à la matrice identité de rang 3.

.2 Procédé de recalage d'un affichage tête haute porté via un système de visualisation synthétique SVS d'informations de pilotage d'un  
 25 aéronef conformes avec le monde réel extérieur selon la revendication 1, dans lequel

les informations de pilotage conformes sont comprises dans l'ensemble formé d'une symbologie conforme, notamment une piste d'atterrissage synthétique, d'une représentation synthétique de terrain SVS  
 30 et d'une image issue d'un capteur électromagnétique, notamment une caméra infrarouge.

.3 Procédé de recalage d'un affichage tête haute porté via un système de visualisation synthétique SVS d'informations de pilotage d'un

aéronef conformes avec le monde réel extérieur selon l'une quelconque des revendications 1 à 2, comprenant en outre

une étape (218) dans laquelle les matrices de correction droite M01 et de correction gauche M3t harmonisées sont fournies au système de vision synthétique SVS, le mode de recalage est désactivé par le sous-système d'harmonisation, et le système de vision synthétique SVS recalc son affichage en appliquant les matrices de correction recalées M01 et M3t.

.4 Procédé de recalage d'un affichage tête haute porté via un système de visualisation synthétique SVS d'informations de pilotage d'un aéronef conformes avec le monde réel extérieur selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel

l'algorithme d'harmonisation duale calcule la matrice d'orientation relative M01 entre l'afficheur D0 et l'élément de poursuite du sous-système DDP et la matrice d'orientation relative M3t du dispositif inertiel d'attitude D3, lié à l'aéronef, par rapport à la Terre respectivement comme la matrice de rotation de correction à droite  $\hat{D}$  et la matrice de rotation de correction à gauche  $\hat{G}$  comme solutions conjointes du système d'équations d'harmonisation duale :  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$ , i variant de 1 à N

20

.5 Procédé de recalage d'un affichage tête haute porté via un système de visualisation synthétique SVS d'informations de pilotage d'un aéronef conformes avec le monde réel extérieur selon la revendication 4, dans lequel

le minimum du nombre de mesures N requis dépend du nombre L de degrés de liberté angulaire des rotations M01 et M3t du système d'affichage erronées ou inexploitables, ledit nombre L étant un entier supérieur ou égal à 1 et inférieur ou égal à 6, et

la résolution du système d'équations  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$ , i variant de 1 à N utilise un opérateur de redressement  $\pi(\cdot)$  qui transforme une matrice quelconque A en une matrice carrée 3x3 de rotation  $\pi(A)$  la plus proche au sens des moindres carrés sur l'ensemble des termes de la matrice  $\pi(A) - A$  sur l'ensemble des matrice de rotation 3 x3, pour déterminer la matrice de rotation à droite  $\hat{D}$  et la matrice de rotation à gauche  $\hat{G}$ .

35

.6 Procédé de recalage d'un affichage tête haute porté via un système de visualisation synthétique SVS d'informations de pilotage d'un aéronef conformes avec le monde réel extérieur selon la revendications 5, dans lequel :

5 le nombre  $N$  est supérieur ou égal à 3,

l'étape (302) de résolution du système d'équations d'harmonisation duale comprend un premier ensemble (312) de sous étapes consistant à :

.- dans une première sous-étape (314), choisir une mesure "pivot" comme étant la première mesure parmi les  $N$  mesures et correspondant à  $i$  égal à 1, et pour  $i = 2, \dots, N$  on calcule les matrices de rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{K}_{1,i}$  à l'aide des équations :  $\hat{U}_{1,i} = \hat{U}_1^T \cdot \hat{U}_i$  et  $\hat{K}_{1,i} = \hat{K}_1^T \cdot \hat{K}_i$  ; puis

.- dans une deuxième sous-étape (316), déterminer pour  $i = 2, \dots, N$ , les vecteurs unitaires principaux des rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{K}_{1,i}$ , désignés respectivement par  $\vec{u}_i$  et  $\vec{k}_i$  ; ensuite

15 .- dans une troisième sous-étape (318), calculer la matrice droite  $\hat{D}$ , i.e. M01, à l'aide de l'équation :

$$\hat{D} = \pi \left( \sum_{i \geq 2} (\vec{k}_i \cdot \vec{u}_i^T) \right)$$

ensuite

20 .- dans une quatrième sous-étape (320), déterminer la matrice de rotation à gauche  $\hat{G}$  ; i.e. M3t, à partir de la matrice  $\hat{D}$  calculée dans la troisième sous-étape (318), à l'aide de l'équation :

$$\hat{G} = \pi \left( \sum_{i \geq 1} (\hat{U}_i \cdot \hat{D}^T \cdot \hat{K}_i^T) \right)$$

25 .7 Procédé de recalage d'un affichage tête haute porté via un système de visualisation synthétique SVS d'informations de pilotage d'un aéronef conformes avec le monde réel extérieur selon l'une quelconque des revendications 4 à 5, dans lequel :

le nombre de degrés de liberté angulaire de la rotation à droite  $\hat{D}$ , c'est-à-dire la matrice M01, erronés ou inexploitable, est égal à trois et le seul degré de liberté angulaire erroné ou inexploitable de la rotation à gauche  $\hat{G}$ , c'est-à-dire la matrice M3t, est l'angle de cap, étant supposé que

30

les angles de tangage et de roulis sont supposés connus avec une précision suffisante ; et

le nombre total  $N$  de mesures est supérieur ou égal à 4, et

l'étape (402) de résolution du système d'équations d'harmonisation duale comprend un premier ensemble (412) de sous étapes consistant à

5 .- dans une quatrième sous-étape (414), pour  $i = 2, \dots, N$ , calculer les matrices  $\hat{U}_{1,i}$  et les vecteurs  $\vec{q}_i$  à l'aide des équations :

$$\hat{U}_{1,i} = \hat{U}_1^T \cdot \hat{U}_i \text{ et } \vec{q}_i = \hat{Q}_i^T \cdot \vec{k},$$

le vecteur  $\vec{k}$  étant défini par l'équation  $\vec{k} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$  ; puis

10 .- dans une cinquième sous-étape (416) d'initialisation, initialiser une première suite de matrices  $\{\hat{D}_{[s]}\}$ ,  $[s]$  désignant le rang entier courant de parcours de la suite  $\{\hat{D}_{[s]}\}$ , en mettant  $\hat{D}_{[0]}$  égale à  $I_3$ ,  $I_3$  désignant la matrice identité ; ensuite

15 .- répéter une sixième sous-étape itérative (418) faisant passer de l'itération  $[s]$  à  $[s+1]$  en calculant la valeur vectorielle  $\vec{d}_{[s+1]}$ , puis la valeur  $\hat{D}_{[s+1]}$  de la première suite matricielle  $\{\hat{D}_{[s]}\}$ , à l'aide des équations suivantes :

$$\vec{d}_{[s+1]} = \frac{\sum_{i \geq 2} (\hat{U}_{1,i} \cdot \hat{D}_{[s]}^T \cdot \vec{q}_i)}{\|\sum_{i \geq 2} (\hat{U}_{1,i} \cdot \hat{D}_{[s]}^T \cdot \vec{q}_i)\|}$$

$$\hat{D}_{[s+1]} = \pi \left( \sum_{i \geq 2} (\vec{q}_i \cdot \vec{d}_{[s+1]}^T \cdot \hat{U}_{1,i}) \right)$$

20 la suite  $\{\vec{d}_{[s]}\}$  désignant une deuxième suite auxiliaire de vecteurs et la suite  $\{\hat{D}_{[s]}\}$  convergeant vers  $\hat{D}$  ;

25 .- arrêter dans une septième sous-étape (420) le processus itératif effectué au travers de la sixième sous-étape (418) lorsque la limite  $\hat{D}$  est approximée avec une précision suffisante définie par une valeur de seuil prédéterminée.

30 .8 Procédé de recalage d'un affichage tête haute porté via un système de visualisation synthétique SVS d'informations de pilotage d'un aéronef conformes avec le monde réel extérieur selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, dans lequel :

le nombre totale N de mesures est ajusté en fonction du nombre L de degrés de liberté à corriger du système d'affichage et de la précision souhaitée de l'estimation des matrices de rotation à droite et à gauche,  $\hat{D}$  et  $\hat{G}$ .

5

.9 Système d'affichage tête haute porté d'informations de pilotage d'un aéronef, conformes au monde réel extérieur et fournies via un système de visualisation synthétique SVS, comprenant :

.- un afficheur (12) D0 tête haute porté, et

10

.- un sous-système de détection de posture de tête DDP (16) ayant un premier élément mobile de poursuite (18) D1, attaché solidairement à l'afficheur D0, un deuxième élément fixe (22) D2 lié solidairement à la plateforme (24) de l'aéronef, et un moyen (26) de mesure et de détermination de l'orientation relative M12 du premier élément mobile de poursuite (18) D1 par rapport à un repère de référence du deuxième élément fixe (22) D2 lié à la plateforme (24), et

15

.- un dispositif inertiel (30) D3 de fourniture d'une attitude relative M3t de la plateforme (24) par rapport à un repère terrestre,

20

.- un dispositif (32) Dp de fourniture de la position de l'aéronef par rapport à la Terre, et

.- un Système de Vision Synthétique SVS (34) de fourniture d'une image de terrain synthétique sur l'afficheur D0, asservie à et fonction de :

25

.\* la position et l'attitude relative M3t de l'aéronef mesurées respectivement par le dispositif de positionnement de l'aéronef et le dispositif inertiel d'attitude D3, et

.\* l'orientation relative M12 du premier élément mobile de poursuite D1 par rapport au deuxième élément fixe D2 du sous-système de détection porteuse DDP; et

30

.- un sous-système d'harmonisation pour aligner l'afficheur D0, le sous-système de détection de posture DDP, et le dispositif inertiel s'attitude D3, entre eux,

le système d'affichage tête haute porté d'informations de pilotage conformes au monde réel extérieur terrestre étant caractérisé en ce que :

35

.- le sous-système d'harmonisation (36) comporte un calculateur d'harmonisation duale (38) et une interface homme-système IHS (40)



intégrant une fonction de recalage de l'affichage en tête haute conforme ;  
et

.- le sous-système d'harmonisation duale (36) est configuré pour :

5 .- lancer (204) le procédé de recalage, en activant un mode de recalage à un instant de début  $t_{1c}$  d'état de recalage, en affichant tout ou partie d'informations de pilotage conformes, mises dans un état recalage, figées sur l'afficheur par rapport au mouvement de l'élément mobile de poursuite D1 et libres par rapport au mouvement de l'aéronef, et mémorisant ensemble l'instant de début  $t_{1c}$  d'état de recalage et l'orientation relative  
10 correspondante entre le premier élément mobile de poursuite D1 et le deuxième élément fixe D2 du sous-système de détection de posture DDP ; puis

.- effectuer (206, 208, 210,212, 214) une série d'un nombre prédéterminé N de mesures d'orientations relatives  $\hat{K}_i$ , i variant de 1 à N, du premier élément de poursuite D1 par rapport au deuxième élément fixe D2,  
15 lié à la plateforme, du sous-système de détection de posture DDP (16), correspondant à des visées  $V_i$ , i variant de 1 à N, dans lesquels des éléments différents des informations de pilotage mises dans l'état de recalage sont superposés avec des amers correspondants du monde réel  
20 extérieur ; puis

.- par un algorithme d'harmonisation duale, déterminer (216) conjointement l'orientation relative M01 entre l'afficheur D0 et l'élément mobile de poursuite D1 et l'orientation M3t relative du dispositif inertielle D3 par rapport à la Terre à partir des matrices de rotation  $\hat{K}_i$  mesurées par le  
25 sous-système DDP, et des matrices théoriques  $\hat{U}_i$  de rotation de DDP attendues correspondantes, étant supposé que l'orientation relative du deuxième élément fixe D2 par rapport au dispositif inertiel d'attitude D3 est égale en permanence à la matrice identité de rang 3.

30 .10 Système d'affichage tête haute porté d'informations de pilotage d'un aéronef, conformes au monde réel extérieur et fournies via un système de visualisation synthétique SVS, selon la revendication 9, dans lequel

le sous-système d'harmonisation est configuré pour calculer la matrice d'orientation relative M01 entre l'afficheur D0 et l'élément de poursuite du  
35 sous-système DDP et la matrice d'orientation relative M3t du dispositif

inertiel d'attitude D3, lié à l'aéronef, par rapport à la Terre respectivement comme la matrice de rotation de correction à droite  $\hat{D}$  et la matrice de rotation de correction à gauche  $\hat{G}$  comme solutions conjointes du système d'équations :  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$ ,  $i$  variant de 1 à N.

5

.11 Système d'affichage tête haute porté d'informations de pilotage d'un aéronef, conformes au monde réel extérieur et fournies via un système de visualisation synthétique SVS, selon la revendication 10, dans lequel

le minimum du nombre de mesures N requis dépend du nombre L de degrés de liberté angulaire des rotations M01 et M3t du système d'affichage  
10 erronées ou inexploitable, ledit nombre étant un entier supérieur ou égal à 1 et inférieur ou égal à 6, et

la résolution du système d'équations  $\hat{U}_i = \hat{G} \cdot \hat{R}_i \cdot \hat{D}$ ,  $i$  variant de 1 à N utilise un opérateur de redressement  $\pi(\cdot)$  qui transforme une matrice  
15 quelconque A en une matrice carrée 3x3 de rotation  $\pi(A)$  la plus proche au sens des moindres carrés sur l'ensemble des termes de la matrice  $\pi(A) - A$  sur l'ensemble des matrice de rotation 3 x3, pour déterminer la matrice de rotation à droite  $\hat{D}$  et la matrice de rotation à gauche  $\hat{G}$ .

20 .12 Système d'affichage tête haute porté d'informations de pilotage d'un aéronef, conformes au monde réel extérieur et fournies via un système de visualisation synthétique SVS, selon la revendication 11, dans lequel

.- le nombre N est supérieur ou égal à 3, et

.- le calculateur d'harmonisation duale est configuré pour mettre en  
25 œuvre une étape (302) de résolution du système d'équations d'harmonisation duale en exécutant un premier ensemble (312) de sous étapes consistant à :

.- dans une première sous-étape (314), choisir une mesure "pivot" comme étant la première mesure parmi les N mesures et correspondant à  $i$   
30 égal à 1, et pour  $i = 2, \dots, N$  on calcule les matrices de rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{R}_{1,i}$  à l'aide des équations :  $\hat{U}_{1,i} = \hat{U}_1^T \cdot \hat{U}_i$  et  $\hat{R}_{1,i} = \hat{R}_1^T \cdot \hat{R}_i$  ; puis

.- dans une deuxième sous-étape (316),  $i$ , déterminer pour  $i = 2, \dots, N$ , les vecteurs unitaires principaux des rotations  $\hat{U}_{1,i}$  et  $\hat{R}_{1,i}$ , désignés respectivement par  $\vec{u}_i$  et  $\vec{k}_i$  ; ensuite

.- dans une troisième sous-étape (318), calculer la matrice droite  $\widehat{D}$ , i.e. M01, à l'aide de l'équation :

$$\widehat{D} = \pi \left( \sum_{i \geq 2} (\vec{k}_i \cdot \vec{u}_i^T) \right)$$

ensuite

.- dans une quatrième sous-étape (320), déterminer la matrice de rotation à gauche  $\widehat{G}$ ; i.e. M3t, à partir de la matrice  $\widehat{D}$  calculée dans la troisième sous-étape 318, à l'aide de l'équation :

$$\widehat{G} = \pi \left( \sum_{i \geq 1} (\widehat{U}_i \cdot \widehat{D}^T \cdot \widehat{R}_i^T) \right)$$

10 .13 Système d'affichage tête haute porté d'informations de pilotage d'un aéronef, conformes au monde réel extérieur et fournies via un système de visualisation synthétique SVS, selon la revendication 11, dans lequel

.- le nombre de degrés de liberté angulaire de la rotation à droite  $\widehat{D}$ , c'est-à-dire la matrice M01, erronés ou inexploitable, est égal à trois et le seul degré de liberté angulaire erroné ou inexploitable de la rotation à gauche  $\widehat{G}$ , c'est-à-dire la matrice M3t, est l'angle de cap, étant supposé que 15 les angles de tangage et de roulis sont supposés connus avec une précision suffisante ; et

.- le nombre total N de mesures est supérieur ou égal à 4, et

.- le calculateur d'harmonisation duale conjointe est configuré pour 20 mettre en œuvre une étape (402) de résolution du système d'équations d'harmonisation duale en exécutant un premier ensemble (412) de sous étapes consistant à

.- dans une quatrième sous-étape (414), pour  $i = 2, \dots, N$ , calculer les matrices  $\widehat{U}_{1,i}$  et les vecteurs  $\vec{q}_i$  à l'aide des équations :

25 
$$\widehat{U}_{1,i} = \widehat{U}_1^T \cdot \widehat{U}_i \text{ et } \vec{q}_i = \widehat{Q}_i^T \cdot \vec{k},$$

le vecteur  $\vec{k}$  étant défini par l'équation  $\vec{k} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$ ; puis

.- dans une cinquième sous-étape (416) d'initialisation, initialiser une première suite de matrices  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$ , [s] désignant le rang entier courant de parcours de la suite  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$ , en mettant  $\widehat{D}_{[0]}$  égale à  $I_3$ ,  $I_3$  désignant la matrice 30 identité ; ensuite

.- répéter une sixième sous-étape itérative (418) faisant passer de l'itération [s] à [s+1] en calculant la valeur vectorielle  $\vec{d}_{[s+1]}$ , puis la valeur  $\widehat{D}_{[s+1]}$  de la première suite matricielle  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$ , à l'aide des équations suivantes :

5

$$\vec{d}_{[s+1]} = \frac{\sum_{i \geq 2} (\widehat{U}_{1,i} \cdot \widehat{D}_{[s]}^T \cdot \vec{q}_i)}{\|\sum_{i \geq 2} (\widehat{U}_{1,i} \cdot \widehat{D}_{[s]}^T \cdot \vec{q}_i)\|}$$

$$\widehat{D}_{[s+1]} = \pi \left( \sum_{i \geq 2} (\vec{q}_i \cdot \vec{d}_{[s+1]}^T \cdot \widehat{U}_{1,i}) \right)$$

la suite  $\{\vec{d}_{[s]}\}$  désignant une deuxième suite auxiliaire de vecteurs et la suite  $\{\widehat{D}_{[s]}\}$  convergeant vers  $\widehat{D}$  ; et

10 .- arrêter dans une septième sous-étape (420) le processus itératif effectué au travers de la sixième sous-étape (418) lorsque la limite  $\widehat{D}$  est approximée avec une précision suffisante définie par une valeur de seuil prédéterminée.

15 .14 Système d'affichage tête haute porté d'informations de pilotage d'un aéronef, conformes au monde réel extérieur et fournies via un système de visualisation synthétique SVS, selon l'une quelconque des revendications 9 à 13, dans lequel

le sous-système d'harmonisation duale est configuré lors de la mise en œuvre des mesures de recalage pour représenter les informations de pilotage servant aux visées, c'est-à-dire la symbologie et/ou la représentation synthétique du terrain et/ou l'image d'un capteur électromagnétique suivant un mode de représentation propre au mode de mesure par une couleur ou de style de trait distinctif.

25

30

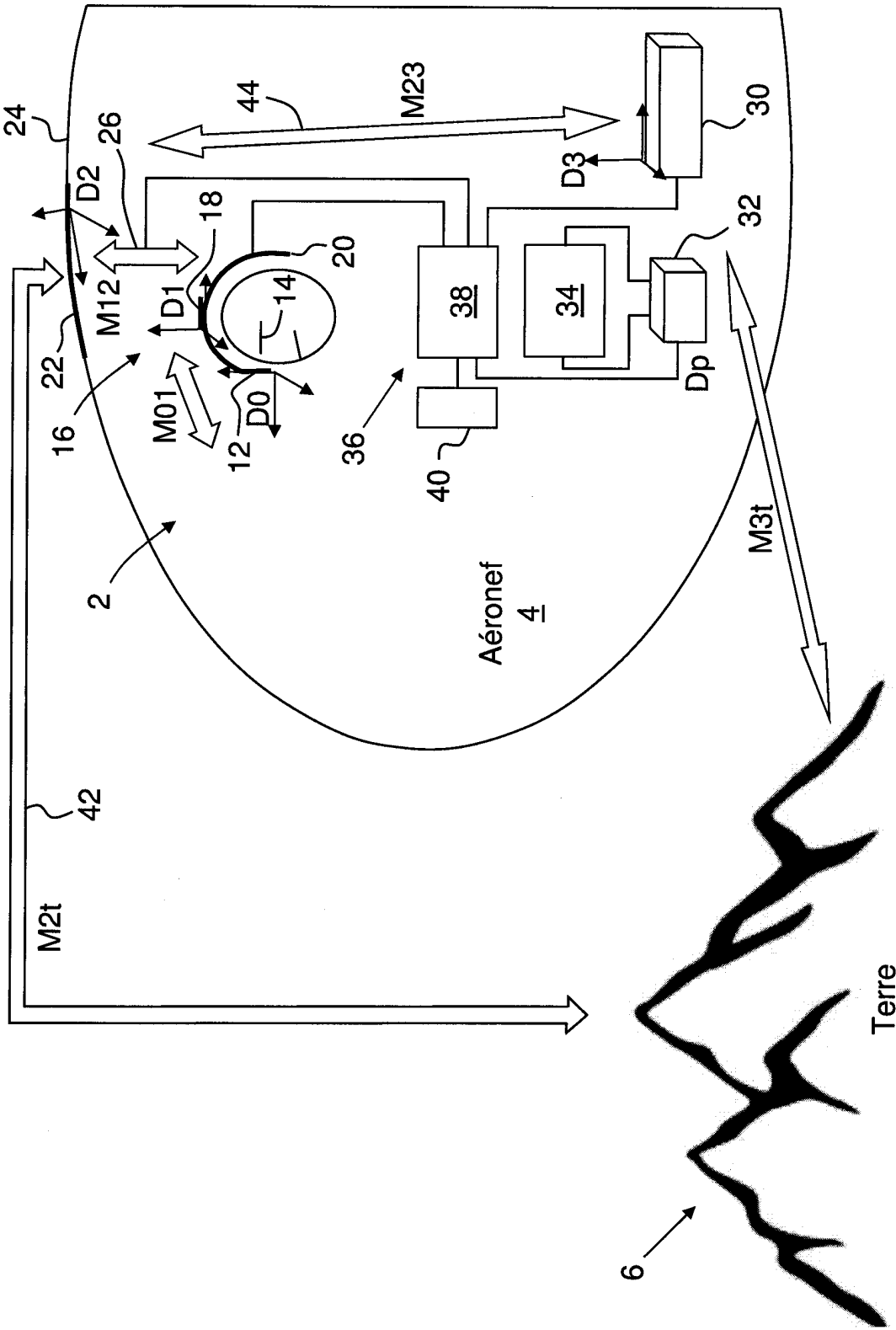


FIG.1

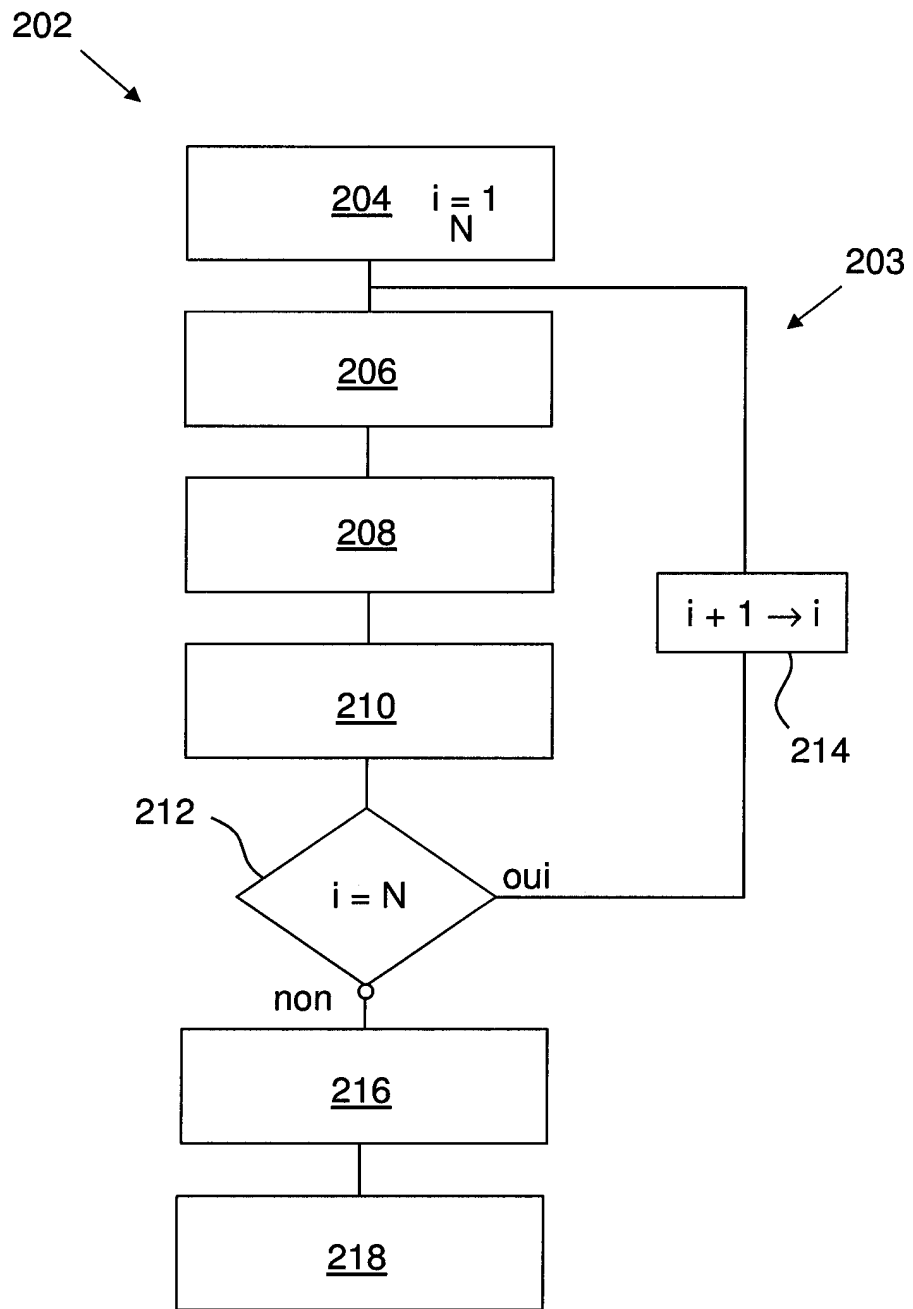


FIG.2

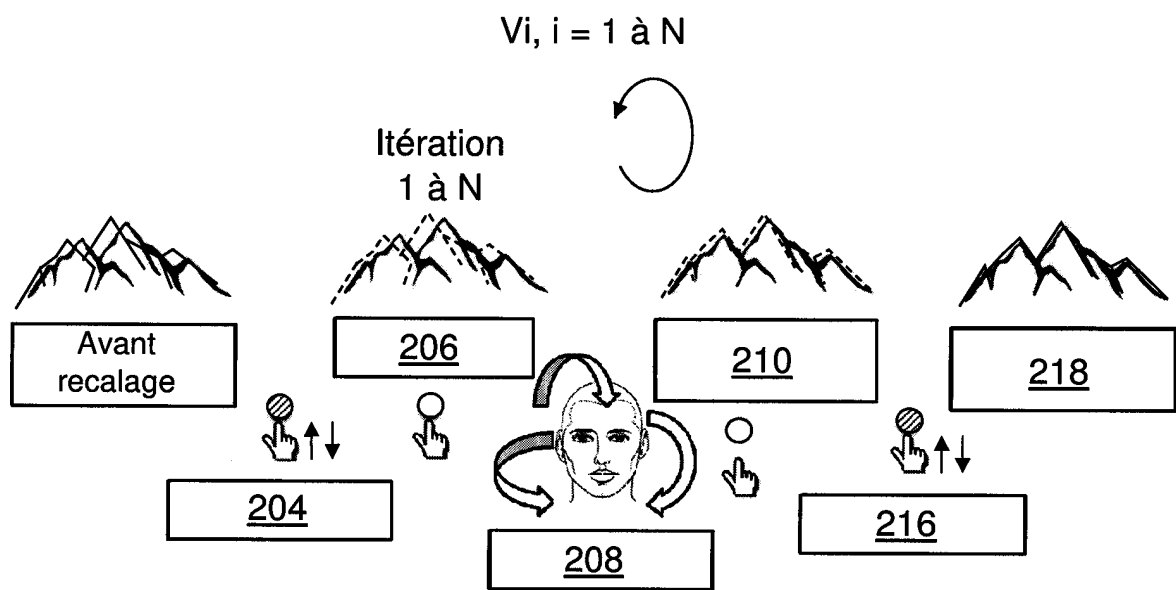


FIG.3

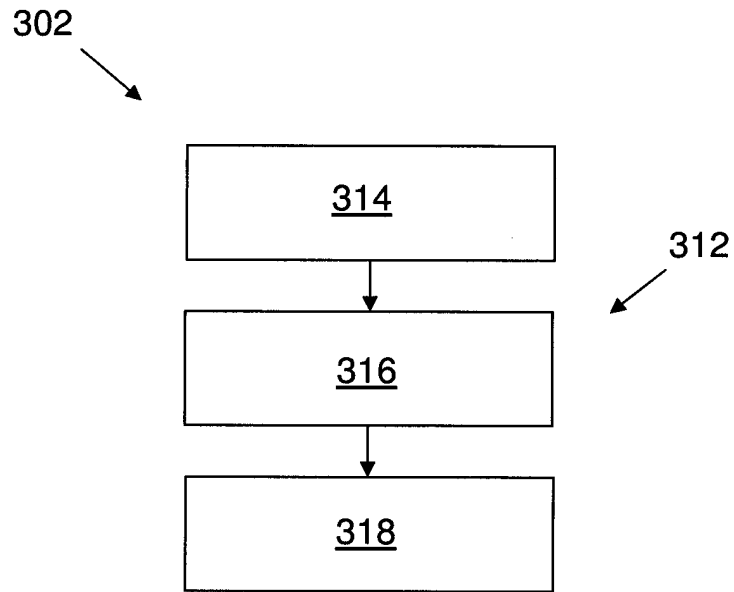


FIG.4

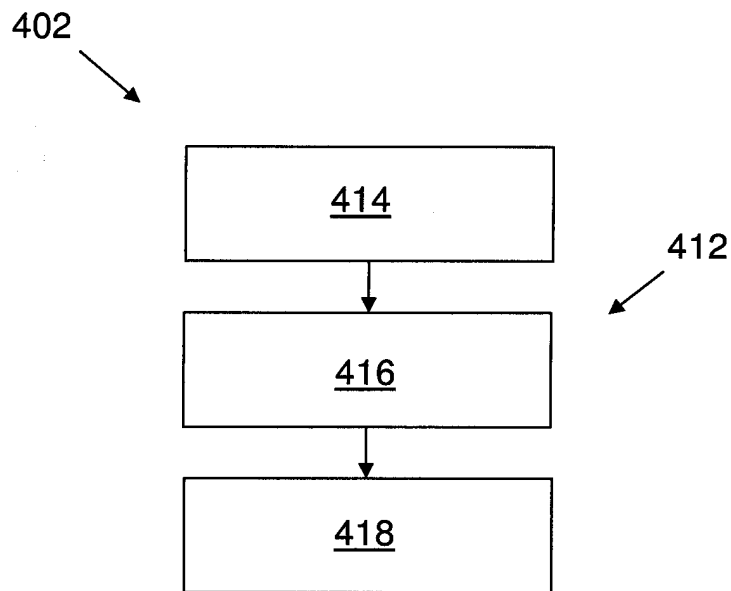


FIG.5



# RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-53 à 69 du code de la propriété intellectuelle

## OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

---

L'I.N.P.I. annexe à chaque brevet un "RAPPORT DE RECHERCHE" citant les éléments de l'état de la technique qui peuvent être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention, au sens des articles L. 611-11 (nouveau) et L. 611-14 (activité inventive) du code de la propriété intellectuelle. Ce rapport porte sur les revendications du brevet qui définissent l'objet de l'invention et délimitent l'étendue de la protection.

Après délivrance, l'I.N.P.I. peut, à la requête de toute personne intéressée, formuler un "AVIS DOCUMENTAIRE" sur la base des documents cités dans ce rapport de recherche et de tout autre document que le requérant souhaite voir prendre en considération.

## CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

---

Le demandeur a présenté des observations en réponse au rapport de recherche préliminaire.

Le demandeur a maintenu les revendications.

Le demandeur a modifié les revendications.

Le demandeur a modifié la description pour en éliminer les éléments qui n'étaient plus en concordance avec les nouvelles revendications.

Les tiers ont présenté des observations après publication du rapport de recherche préliminaire.

Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

## DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

---

La répartition des documents entre les rubriques 1, 2 et 3 tient compte, le cas échéant, des revendications déposées en dernier lieu et/ou des observations présentées.

Les documents énumérés à la rubrique 1 ci-après sont susceptibles d'être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention.

Les documents énumérés à la rubrique 2 ci-après illustrent l'arrière-plan technologique général.

Les documents énumérés à la rubrique 3 ci-après ont été cités en cours de procédure, mais leur pertinence dépend de la validité des priorités revendiquées.

Aucun document n'a été cité en cours de procédure.

**1. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE SUSCEPTIBLES D'ETRE PRIS EN CONSIDERATION POUR APPRECIER LA BREVETABILITE DE L'INVENTION**

WO 2015/165838 A1 (THALES SA [FR]) 5 novembre 2015 (2015-11-05)

WO 2009/081177 A2 (BAE SYSTEMS PLC [GB]; ANDERS JOHN THOMAS [GB]) 2 juillet 2009 (2009-07-02)

TUCERYAN M ET AL: "Single point active alignment method (SPAAM) for optical see-through HMD calibration for AR", AUGMENTED REALITY, 2000. (ISAR 2000). PROCEEDINGS. IEEE AND ACM INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON MUNICH, GERMANY 5-6 OCT. 2000, PISCATAWAY, NJ, USA, IEEE, US, 5 octobre 2000 (2000-10-05), pages 149-158, XP010520324, DOI: 10.1109/ISAR.2000.880938 ISBN: 978-0-7695-0846-7

JANIN A L ET AL: "Calibration of head-mounted displays for augmented reality applications", VIRTUAL REALITY ANNUAL INTERNATIONAL SYMPOSIUM, 1993., 1993 IEEE SEATTLE, WA, USA 18-22 SEPT. 1, NEW YORK, NY, USA, IEEE, 18 septembre 1993 (1993-09-18), pages 246-255, XP010130485, DOI: 10.1109/VRAIS.1993.380772 ISBN: 978-0-7803-1363-7

**2. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE ILLUSTRANT L'ARRIERE-PLAN TECHNOLOGIQUE GENERAL**

NEANT

**3. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE DONT LA PERTINENCE DEPEND DE LA VALIDITE DES PRIORITES**

NEANT