



- (51) Classification internationale des brevets :
G01C 19/567 (2012.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :
PCT/EP2016/061881
- (22) Date de dépôt international :
26 mai 2016 (26.05.2016)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :
1501083 26 mai 2015 (26.05.2015) FR
- (71) Déposant : **SAFRAN ELECTRONICS & DEFENSE**
[FR/FR]; 18/20 Quai du Point du Jour, 92100 Boulogne-Billancourt (FR).
- (72) Inventeurs : **DEBANNE, Pascal**; Safran Electronics & Defense, 18/20 Quai du Point du Jour, 92100 Boulogne-Billancourt (FR). **PINTURAUD, Arnaud**; Safran Electronics & Defense, 18/20 Quai du Point du Jour, 92100 Bou-

logne-Billancourt (FR). **DELEAUX, Benjamin**; Safran Electronics & Defense, 18/20 Quai du Point du Jour, 92100 Boulogne-Billancourt (FR). **CHARLAIX, Jean-Christophe**; Safran Electronics & Defense, 18/20 Quai du Point du Jour, 92100 Boulogne-Billancourt (FR).

(74) Mandataire : **REGIMBEAU**; 20, rue de Chazelles, 75847 Paris Cedex 17 (FR).

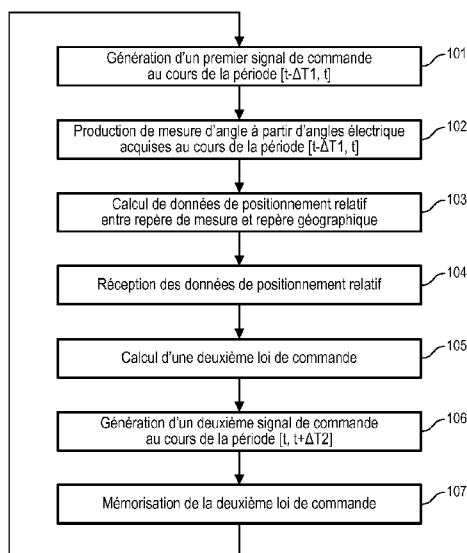
(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : METHOD FOR CONTROLLING THE PRECESSION OF A VIBRATING GYROSCOPE

(54) Titre : PROCÉDÉ DE COMMANDE DE PRÉCESSION D'UN GYROSCOPE VIBRANT

FIG. 3



- 101 Generating a first control signal during the period $[t-\Delta T1, t]$
102 Producing an angle measurement from electrical angles acquired during the period $[t-\Delta T1, t]$
103 Calculating data concerning the relative positioning between the measurement reference frame and the geographical reference frame
104 Receiving data concerning the relative positioning
105 Calculating a second control law
106 Generating a second control signal during the period $[t, t+\Delta T2]$
107 Storing the second control law

(57) Abstract : The invention proposes a method for controlling the precession of a gyroscope (1) comprising a support (2) and a resonator (3), the support (2) being movable in a platform reference frame and fixed in a measurement reference frame, the method comprising generating (101) a first control signal suitable for rotating the resonator (3) relative to the support (2) in two opposing directions of rotation during a first period, the method being characterised by the following steps: - receiving (104) data concerning the relative positioning (Tpm) between the measurement reference frame and the platform reference frame, - calculating (105) a second control signal to be generated during a second period from the first control signal and positioning data, the second control signal being chosen in such a way as to minimise a mean of angular errors accumulated in angular measurements acquired by the gyroscope (1) during the whole of the first and second periods, the angular errors being expressed in the platform reference frame.

(57) Abrégé : Procédé de commande de précession d'un gyroscope vibrant Il est proposé un procédé de commande de précession d'un gyroscope (1) comprenant un support (2) et un résonateur (3), le support (2) étant mobile dans un repère

[Suite sur la page suivante]



(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, 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, RS, SE,

SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

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

plateforme et fixe dans un repère de mesure, le procédé comprenant la génération (101) d'un premier signal de commande adapté pour mettre en rotation le résonateur (3) par rapport au support (2) selon deux sens de rotation opposés au cours d'une première période, le procédé étant caractérisé par les étapes suivantes: - réception (104) de données de positionnement relatif (Tpm) entre le repère de mesure et le repère plateforme, - calcul (105) d'un deuxième signal de commande à générer au cours d'une deuxième période à partir du premier signal de commande et des données de positionnement, le deuxième signal de commande étant choisi de façon à minimiser une moyenne d'erreurs angulaires accumulées dans les mesures angulaires acquises par le gyroscope (1) au cours de l'ensemble des première et deuxième périodes, les erreurs angulaires étant exprimées dans le repère plateforme.

Procédé de commande de précession d'un gyroscope vibrant

DOMAINE GENERAL

L'invention se rapporte au domaine des dispositifs de mesures
5 angulaires.

L'invention concerne plus particulièrement un procédé de commande d'un gyroscope vibrant et un dispositif pour mettre en œuvre ce procédé.

10 ETAT DE L'ART

Un gyroscope est un dispositif adapté pour acquérir des mesures angulaires (par exemples des positions angulaires ou des vitesses angulaires).

Un type particulier de gyroscope, dit « gyroscope vibrant »,
15 comprend un support et un résonateur mobile par rapport au support. Le résonateur est configuré pour vibrer dans un plan donné, appelé plan de vibration.

On a illustré en **figure 1** le plan de vibration d'un gyroscope vibrant.

20 Le résonateur de ce gyroscope vibre selon deux directions V1 et V2 qui définissent le plan de vibration.

Si le support de ce gyroscope (que l'on suppose solidaire du boîtier de ce même gyroscope) tourne autour d'un axe normal au plan de vibration (et donc de la figure 1), les directions de vibrations V1 et V2
25 subissent également une rotation autour de cet axe sous l'effet des forces de Coriolis. Le nœud de vibration N représenté sur la figure 1 prend ainsi un angle à un instant t par rapport au support, appelé angle électrique.

Or, l'angle électrique est proportionnel à la rotation subie par le boîtier et le support du gyroscope, avec un rapport constant et inférieur
30 ou égal à 1, suivant le type de résonateur.

Grâce à ce rapport constant, et l'utilisation de capteurs de l'angle électrique, le gyroscope peut déduire l'angle de rotation subi par son boîtier.

Cependant, la mesure d'angle électrique peut être entachée
5 d'erreurs répercutées sur l'angle de rotation estimé du boîtier du gyroscope.

Pour éviter des telles erreurs, il a été proposé dans le document FR 2 937 414 A1 d'imprimer au résonateur un mouvement de précession au moyen d'un signal de commande. Au cours d'une période donnée, le signal
10 de commande faire varier l'angle électrique sur 180 degrés selon un sens donné, puis sur 180 degrés selon un sens opposé, de manière à annuler la moyenne des erreurs d'angle électrique dans le repère de mesure du gyromètre. Ce mouvement de précession est conventionnellement appelé mouvement de précession alternée.

15 Des gyroscopes vibrants sont par ailleurs classiquement utilisés dans une centrale de navigation inertielle embarquée sur un porteur tel qu'un aéronef ou un navire, ce porteur étant mobile dans un repère géographique prédéterminé.

La centrale de navigation inertielle intègre des mesures angulaires
20 acquises par ces gyromètres vibrants de façon à estimer une solution de navigation du porteur dans le repère géographique.

Le repère dans lequel sont mis en œuvre les calculs de localisation par la centrale de navigation est un repère dit repère plateforme, différent du repère de mesure du gyromètre. Le repère plateforme peut
25 être par exemple le repère géographique ou un repère voisin de ce repère géographique.

Or, si la technique de précession alternée permet d'annuler la moyenne des erreurs dans le repère de mesure (repère du support du gyroscope), cette technique ne permet pas d'annuler l'effet de ces
30 erreurs dans le repère plateforme. Ceci entraîne une dégradation de la

solution de navigation estimée lorsque le porteur effectue des mouvements angulaires dans le repère plateforme.

PRESENTATION DE L'INVENTION

5 Un but de l'invention est de réduire l'impact d'erreurs de mesure induites par un gyroscope vibrant sur des données de navigation produites par une centrale de navigation inertielle.

Afin d'atteindre ce but l'invention propose un procédé de commande de précession d'un gyroscope comprenant un support et un
10 résonateur, le support étant mobile dans un repère plateforme et fixe dans un repère de mesure, le procédé comprenant la génération d'un premier signal de commande adapté pour mettre en rotation le résonateur par rapport au support selon deux sens de rotation opposés au cours d'une première période, le procédé étant caractérisé par les étapes suivantes:

- 15 – réception de données de positionnement relatif entre le repère de mesure et le repère plateforme,
- calcul d'un deuxième signal de commande à générer au cours d'une deuxième période à partir du premier signal de commande et des données de positionnement, le deuxième signal de commande étant
20 choisi de façon à minimiser une moyenne d'erreurs angulaires accumulées dans les mesures angulaires acquises par le gyroscope au cours de l'ensemble des première et deuxième périodes, les erreurs angulaires étant exprimées dans le repère plateforme.

25 Dans le cadre du procédé proposé, le deuxième signal de commande vient corriger de façon dynamique le premier signal sur la base d'un critère de minimisation d'erreur non pas exprimé dans le repère de mesure, mais dans le repère plateforme. La reformulation de ce critère de minimisation dans un autre repère, et la fourniture des données de
30 positionnement relatif entre les deux repères considérés, permettent de commander le gyroscope de façon à corriger des erreurs relativement peu

importantes dans les mesures angulaires fournies par le gyroscope dans le repère de mesure, mais devenant beaucoup plus pénalisantes dans des données exprimées dans le repère plateforme obtenues à l'issue de traitements impliquant un changement de repère du repère de mesure
5 vers le repère plateforme.

Le procédé selon l'invention peut également être complétée par les caractéristiques suivantes, prises seules ou en une quelconque de leurs combinaisons techniquement possibles.

Les données de positionnement relatif au cours de la première
10 période peuvent être calculées par une centrale de navigation inertielle à l'aide de mesures angulaires précédemment fournies par le ou les gyroscope(s) vibrant(s).

Le calcul du deuxième signal de commande peut comprendre le calcul de deux instants de changement de sens de rotation au cours de la
15 deuxième période.

Les deux instants de changement de sens de rotation peuvent alors être calculés au moyen d'une méthode de points intérieurs.

Le deuxième signal de commande peut être un signal de précession de forme en créneau.

20 La première période et la deuxième période peuvent être de durées identiques.

Les données de positionnement relatif peuvent comprendre une matrice de passage du repère de mesure au repère plateforme.

Les données de positionnement relatif étant calculées à un instant
25 de référence, le deuxième signal de précession peut être calculé sous l'hypothèse que les données de positionnement relatif sont fixes depuis l'instant de référence durant toute la deuxième période.

Le procédé peut également comprendre le calcul d'au moins un premier coefficient de redressement représentatif d'une erreur de facteur
30 d'échelle survenue dans la première période, à partir du premier signal de

commande et des données de positionnement relatif, le deuxième signal de commande dépendant du premier coefficient de redressement.

Le procédé peut en outre comprendre le calcul d'au moins un deuxième coefficient de redressement représentatif d'une dérive
5 harmonique de rang 2, le deuxième signal de commande dépendant du deuxième coefficient de redressement.

Selon un deuxième aspect, l'invention propose un dispositif de commande de précession pour gyroscope vibrant comprenant un support mobile dans un repère plateforme et fixe dans un repère de mesure, et un
10 résonateur mobile par rapport au support, le dispositif de commande comprenant :

- un générateur configuré pour générer un premier signal de commande adapté pour mettre en rotation le résonateur par rapport au support selon deux sens de rotation opposés au cours
15 d'une première période,

le dispositif de commande étant caractérisé par:

- une entrée pour recevoir des données de positionnement relatif entre le repère de mesure et le repère plateforme,
- une unité de calcul configurée pour calculer, à partir du premier
20 signal de commande généré par le générateur et des données de positionnement reçues via l'entrée, un deuxième signal de commande à générer au cours d'une deuxième période, le deuxième signal de commande étant choisi de façon à minimiser une moyenne d'erreurs angulaires accumulées dans des mesures
25 angulaires acquises par le gyroscope au cours de l'ensemble des première et deuxième périodes, les erreurs angulaires étant exprimées dans le repère plateforme.

Selon un troisième aspect, l'invention propose un gyroscope vibrant comprenant un support, un résonateur mobile par rapport au
30 support et un dispositif de commande selon le deuxième aspect de l'invention.

Selon un quatrième aspect, l'invention propose également un système comprenant au moins un gyroscope vibrant selon le troisième aspect de l'invention, et une centrale de navigation inertielle comprenant une unité de traitement de données configurée pour produire les données
5 de positionnement relatif à partir de mesures angulaires fournies par le gyroscope vibrant.

Selon un cinquième aspect, l'invention concerne un produit programme d'ordinateur comprenant des instructions de code de programme pour l'exécution des étapes du procédé selon le premier
10 aspect de l'invention, lorsque ce programme est exécuté par un dispositif de commande.

DESCRIPTION DES FIGURES

D'autres caractéristiques, buts et avantages de l'invention
15 ressortiront de la description qui suit, qui est purement illustrative et non limitative, et qui doit être lue en regard des dessins annexés sur lesquels :

La figure 1, déjà discutée, représente le plan de vibration d'un gyroscope vibrant.

La figure 2 représente de façon schématique un gyroscope vibrant
20 en association avec une centrale de navigation inertielle, selon un mode de réalisation de l'invention.

La figure 3 est un organigramme d'étapes d'un procédé de commande selon un mode de réalisation de l'invention.

La figure 4 est un diagramme temporel définissant deux périodes de
25 temps au cours desquelles les étapes du procédé de la figure 3 sont mises en œuvre.

La figure 5 représente une loi de commande de précession selon un mode de réalisation de l'invention.

La figure 6 est une courbe d'évolution d'angle électrique
30 correspondant à la loi de commande de la figure 5.

Sur l'ensemble des figures, les éléments similaires portent des références identiques.

DESCRIPTION DETAILLÉE DE L'INVENTION

5 En référence à la **figure 2**, un gyroscope vibrant 1 comprend un support 2 et un résonateur 3.

Le résonateur 3 est mobile en rotation par rapport au support 2. Le résonateur 3 peut par exemple présenter une forme hémisphérique, on parle alors de gyroscope hémisphérique vibrant (abrégé en GRH). Le
10 résonateur 3 est adapté pour vibrer selon un plan de vibration conforme à celui représenté en figure 1 et décrit en introduction.

Le gyroscope comprend également un boîtier 4 lié à un référentiel de mesure défini par un repère de mesure. Dans le boîtier 4, sont logés le support 2 et le résonateur 3. Le boîtier 4 comprend une entrée E et une
15 sortie S.

Le gyroscope vibrant comprend également au moins un capteur 5 de vibration logé dans le boîtier 4, par exemple une pluralité de capteurs répartis autour d'un axe normal au plan de vibration du résonateur. Le capteur 5 est adapté pour mesurer un angle électrique formé par le
20 résonateur 3 par rapport au support 2 et délivrer sur la sortie S des mesures angulaires (par exemple des positions angulaires ou des vitesses angulaires) déduites des mesures d'angle électriques.

Le support 2 et le capteur 5 sont solidaires du boîtier 4.

Le gyroscope vibrant comprend également un dispositif de
25 commande 6 comprenant une unité de calcul 7 et un générateur 8 de signaux de commande de précession.

L'unité de calcul 7 est connectée à l'entrée E du gyroscope vibrant 1 et est configurée pour calculer une loi de commande.

Le générateur 8 de commandes est connecté à l'unité de calcul 7.
30 Ce générateur 8 est configuré pour générer un signal de commande de

précession sur une période de temps donné, à partir d'une loi de commande élaborée par l'unité de calcul 7.

Le dispositif de commande 6 comprend également une mémoire tampon 9, à laquelle l'unité de calcul 7 a accès en lecture et en écriture.

5 Est également illustrée en figure 2 une centrale de navigation 10 inertielle comprenant une unité de traitement de données 11. Sur la figure 1, on a représenté le gyroscope vibrant 1 et la centrale de navigation inertielle 10 comme des dispositifs distincts ; on peut également envisager le gyroscope comme un capteur 5 inertiel faisant
10 partie intégrante de la centrale de navigation inertielle 10.

La centrale de navigation inertielle peut également comprendre (ou être couplée à) d'autres capteurs inertiels, par exemple au moins un accéléromètre.

L'entrée E et la sortie S du gyroscope vibrant 1 sont connectées à
15 l'unité de traitement 11 de la centrale de navigation inertielle 10.

La centrale de navigation inertielle 10 et le gyroscope 1 sont typiquement embarqués sur un porteur (non-illustré), tel qu'un aéronef ou un navire.

Le porteur est mobile dans un référentiel géographique
20 prédéterminé. Ce référentiel géographique est défini par un repère géographique comprenant par exemple : une origine O centrée sur un point prédéterminé du corps du porteur, et un axe x pointant vers le pôle nord, un axe y pointant vers l'ouest, et un axe z pointant vers le ciel de sorte que le repère (O, x, y, z) est orthonormé direct.

25 La centrale inertielle est configurée pour mettre en œuvre des calculs de localisation dans un repère arbitraire, appelé repère plateforme, dont l'orientation par rapport au repère géographique est connue et avec une dynamique de variation faible par rapport à la dynamique des mouvements du porteur dans le repère géographique. Ce
30 repère plateforme, peut-être par exemple le repère géographique.

L'origine du repère de mesure peut être la même que celle du repère plateforme. Dans ce cas, les trois axes du repère de mesure sont simplement mobiles en rotation par rapport aux trois axes du repère plateforme lorsque le porteur est en mouvement.

5 On supposera dans la suite que le boîtier 4 du gyroscope 1 est fixe par rapport à la centrale de navigation inertielle, et qu'ils sont par conséquent liés au même repère de mesure, lequel est attaché à la structure du porteur (ce caractère solidaire est illustré en figure 2 par un
10 rattachement de la centrale de navigation inertielle 10 et du boîtier 4 à une même masse).

L'unité de traitement 11 de la centrale de navigation inertielle 10 est configurée pour recevoir des mesures exprimées dans le repère de mesure, émanant d'au moins un gyroscope vibrant 1, et plus précisément de son capteur de vibration 5. D'autres capteurs inertiels que le gyroscope
15 vibrant 1 peuvent également être connectés à l'unité 11, par exemple des accéléromètres (non-illustrés), afin de fournir à cette unité 11 des mesures inertielles correspondantes.

De façon connue en soi, l'unité de traitement 11 de la centrale de navigation inertielle est configurée pour élaborer une solution de
20 navigation dans le repère plateforme à partir de mesures exprimées dans le repère de mesure reçues. L'unité de traitement 11 met combine les mesures reçues des capteurs inertiels avec un modèle cinématique du porteur, de façon à produire la solution de navigation.

L'unité de traitement 11 de la centrale de navigation inertielle 10
25 est également adaptée pour calculer des données de positionnement relatif entre le repère plateforme et le repère de mesure, à partir des mesures fournies par le ou les capteurs inertiels et/ou la solution de navigation.

30 *Procédé de commande de gyroscope vibrant*

Il va maintenant être décrit un procédé de commande mise en œuvre par le dispositif de commande 6 de façon à contrôler la précession du plan de vibration du résonateur 3 du gyroscope vibrant 1, en relation avec l'organigramme illustré en **figure 3**.

- 5 On suppose à titre préliminaire que des données représentatives d'une première loi de commande de durée $\Delta T1$ ont été préalablement mémorisées dans la mémoire tampon 9.

Le générateur 8 génère un premier signal de commande d'après la première loi de commande mémorisée, au cours d'une première période
10 de durée $\Delta T1$ (étape 101). Ce premier signal de commande met en rotation au cours de la première période le plan de vibration du résonateur 3 selon deux sens de rotation opposés.

Par convention, on considère que la première période correspond à l'intervalle de temps $[t-\Delta T1, t]$, où t est un instant de référence.

- 15 Au cours de la première période de temps $[t-\Delta T1, t]$, le capteur 5 mesure l'angle électrique occupé par le résonateur 3 relativement au support 2. Le capteur 5 délivre sur la sortie S du gyroscope, au moins une mesure angulaire dans le repère de mesure (étape 102).

La centrale de navigation inertielle 10 reçoit donc des mesures
20 angulaires fournies par le gyroscope 1 durant la première période $[t-\Delta T1, t]$.

L'unité de traitement 11 de la centrale de navigation inertielle 10 calcule une solution de navigation dans le repère plateforme sur la base des mesures angulaires fournies par le gyroscope vibrant 1, voire des
25 mesures fournies par d'autres capteurs inertiels. Ce calcul comprend typiquement une intégration des mesures angulaires fournies par le gyroscope vibrant 1.

L'unité de calcul 7 de la centrale de navigation inertielle calcule également des données de positionnement relatif entre le repère
30 plateforme et le repère de mesure à l'aide des mesures inertielles (étape 103). Par exemple, ces données de positionnement relatif comprennent

une matrice de passage T_{pm} entre le repère de mesure et le repère plateforme. Le calcul de ces données de positionnement, bien connu dans le domaine des centrales de navigation inertielles, ne sera pas ici détaillé.

Les données de positionnement relatif entre le repère plateforme
5 et le repère de mesure sont reçues par l'unité de calcul 7 du dispositif de commande 6, via l'entrée E du gyroscope vibrant 1 (étape 104).

L'unité de calcul 7 du dispositif de commande 6 calcule ensuite une deuxième loi de commande en vue de générer un deuxième signal de commande durant une deuxième période de temps à venir (étape 105).

10 La deuxième loi de commande est calculée à partir de la première loi, mémorisés par la mémoire tampon 9 ainsi que les données de positionnement relatif T_{pm} reçues.

La deuxième loi de commande est calculée sur une période de longueur ΔT_2 , qui peut être choisie, par exemple, égale à ΔT_1 de façon à
15 simplifier une mise en œuvre itérative du procédé.

La deuxième période est choisie comme étant un horizon $[t, t+\Delta T_2]$, de façon à ce que le résonateur 3 soit commandé de façon continue. L'instant de référence t désigne donc ici un instant auquel le deuxième signal de commande commence à être généré par le générateur
20 8.

De façon non conventionnelle et différente du procédé de précession proposé dans le document FR2937414 A1, la deuxième loi de commande (sur la base de laquelle le deuxième signal de commande sera généré) est choisie à l'instant t de référence de façon à minimiser des
25 erreurs angulaires cumulées dans les mesures angulaires acquises par le gyroscope au cours d'un intervalle de temps $[t-\Delta T_1, t+\Delta T_2]$, ces erreurs angulaires étant exprimées dans le repère plateforme. Cet intervalle couvre la première période $[t-\Delta T_1, t+\Delta T_2]$, (passée), durant laquelle le premier signal de commande de précession a été généré, et une deuxième
30 période $[t, t+\Delta T_2]$ (à venir), durant laquelle le deuxième signal de commande sera généré.

La minimisation des erreurs angulaires peut prendre typiquement comme hypothèse que les paramètres d'erreurs du capteur sont constants sur la période $[t-\Delta T1, t+\Delta T2]$. En effet, ces paramètres sont inconnus mais leurs effets sur l'erreur angulaire sont prédictibles par modèle sur la première et la deuxième période : sur la première on constate les effets, sur la seconde, on génère une commande de manière à ce l'erreur angulaire sur les deux périodes soient minimisée.

Comme aucune mesure angulaire durant cette deuxième période à venir n'est encore disponible, les erreurs angulaires de cette deuxième période sont estimées par l'unité de calcul 7 pour produire la deuxième loi de commande.

Le générateur 8 génère ensuite de façon effective le deuxième signal de commande au cours de la deuxième période $[t, t+\Delta T2]$ sur la base de la deuxième loi de commande calculée par l'unité de calcul 7. Tout comme le premier signal de commande, le deuxième signal de commande est adapté pour faire tourner le plan de vibration du résonateur 3 selon deux sens opposés.

Des données représentatives de la deuxième loi de commande sont ensuite mémorisées dans la mémoire tampon 9 (étape 107).

Les étapes précitées sont répétées en itérations successives, chaque itération ayant son propre instant de référence, et considérant deux lois de commandes:

- une loi de commande mémorisée dans la mémoire tampon 9 et issue d'une itération précédente (la première loi de commande), et
- une autre loi de commande calculée au cours du cycle courant par l'unité de calcul 7 à partir de :
 - la loi de commande appliquée sur la première période et mémorisée, et
 - des données de positionnement relatif reçues de la centrale de navigation inertielle au cours de la première période.

Les instants de référence des itérations du procédé sont par exemple choisis comme étant de la forme $t + k\Delta T$, k étant un entier relatif, de façon à produire un signal de commande de précession continu.

Les étapes mises en œuvre par les éléments du dispositif de commande (notamment l'unité de calcul 7 et le générateur 8) peuvent être exécutées au moyen d'un produit programme d'ordinateur comprenant des instructions de code de programme. L'unité de calcul 7 et le générateur 8 sont alors configurés pour mettre en œuvre un tel produit programme d'ordinateur.

10

Mode de réalisation à trois gyroscopes

Dans un mode de réalisation particulier et nullement limitatif, trois gyroscopes hémisphériques vibrants fonctionnant en parallèle sont connectés à l'unité de calcul 7 de la centrale de navigation inertielle.

15 Chaque gyroscope est dédié à la mesure angulaire relativement à un axe respectif du repère de mesure, et chaque accéléromètre est dédié à la mesure d'accélération le long d'un axe respectif du repère de mesure.

En référence à la **figure 4**, dans ce mode de réalisation, l'étape 105 de calcul de la deuxième loi comprend le calcul d'une pluralité de coefficients de redressement à partir de la première loi de commande et de la matrice T_{pm} . Ces coefficients sont ensuite utilisés pour calculer la deuxième loi de commande.

On peut distinguer dans ce mode de réalisation deux phases répétées en boucle : une première phase visant à évaluer, à un instant t , l'impact sur les attitudes de l'équipement, de chaque erreur supposée constante du gyroscope sur un horizon passé $[t-\Delta T_1, t]$ et, en supposant que ces erreurs sont constantes sur l'horizon à venir $[t-\Delta T_1, t]$, à construire les commandes de précession qui permettent d'annuler les erreurs d'attitudes à l'instant $t+\Delta T_2$.

L'impact des erreurs du gyroscope sur les attitudes du porteur dans le repère géographique sur la période $[t-\Delta T1, t]$ est quantifié, pour chaque erreur du gyroscope, par ces coefficients de redressement.

Les coefficients de redressement comprennent un premier
 5 coefficient $[Ck_i(t, t - \Delta T1)]_p$ par gyroscope vibrant utilisé (i désignant un indice de gyroscope).

Ce premier coefficient de redressement est représentatif d'une erreur de facteur d'échelle survenue au cours de la première période. Il est calculé d'après la formule suivante :

$$10 \quad [Ck_i(t, t - \Delta T1)]_p = T_{pm}(t) \cdot \int_{t-\Delta T1}^t \begin{bmatrix} Cp_i(\tau) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_m d\tau$$

Où :

- $T_{pm}(t)$ est la matrice de passage du repère de mesure [m] vers le repère géographique [p], calculée l'instant de référence t,
- Cp_i est la première loi de commande représentative du premier
 15 signal de commande généré au cours de la première période correspondant à l'intervalle $[t-\Delta T1, t]$.

Optionnellement, les coefficients de redressement comprennent un deuxième coefficient $[Ccos_i(t, t - \Delta T1)]_p$ représentatif d'une dérive harmonique en cosinus, et/ou un troisième coefficient $[Csin_i(t, t - \Delta T1)]_p$
 20 représentatif d'une dérive harmonique en sinus, tous deux exprimés dans le repère géographique. Ces deux coefficients sont calculés comme suit :

$$[Csin_i(t, t - \Delta T1)]_p = T_{pm}(t) \cdot \int_{t-\Delta T1}^t \begin{bmatrix} \sin(2(\theta_{ei}(t) + \int_{t-\Delta T1}^t Cp_i(\tau) \cdot d\tau)) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_m d\tau$$

$$[Ccos_i(t, t - \Delta T1)]_p = T_{pm}(t) \cdot \int_{t-\Delta T1}^t \begin{bmatrix} \cos(2(\theta_{ei}(t) + \int_{t-\Delta T1}^t Cp_i(\tau) \cdot d\tau)) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_m d\tau$$

où θ_{ei} désigne l'angle électrique mesuré par le capteur 5 du gyroscope i.

Dans ce mode de réalisation particulier, la deuxième loi de commande à générer sur la deuxième période à venir à venir $[t, t + \Delta T2]$ est choisie de sorte que les coefficients de redressement calculés sur la première période $[t, t - \Delta T1]$ et des estimations de coefficients de redressement à venir sur la période $[t, t + \Delta T2]$ se compensent.

La compensation des coefficients de redressement se traduit par les égalités suivantes :

$$\begin{aligned} [Ck_i(t, t - \Delta T1)]_p + [\hat{C}k_i(t, t + \Delta T2)]_p &= 0 \\ [Csin_i(t, t - \Delta T1)]_p + [\hat{C}sin_i(t, t + \Delta T2)]_p &= 0 \\ [Ccos_i(t, t - \Delta T1)]_p + [\hat{C}cos_i(t, t + \Delta T2)]_p &= 0 \end{aligned}$$

Dans ces trois égalités, les termes surmontés d'un chapeau désignent des estimations respectives du premier, du deuxième et du troisième coefficient de redressement à venir sur la deuxième période $[t, t + \Delta T2]$, exprimées dans le repère géographique.

Ces trois égalités traduisent directement le but recherché de faire en sorte que la moyenne cumulée des erreurs du gyroscope exprimées dans le repère géographique s'annule sur l'intervalle $[t - \Delta T1, t + \Delta T2]$ couvrant la première période et la deuxième période.

Comme il a été indiqué plus haut, à l'instant de référence t , les coefficients de redressement sur la période $[t, t + \Delta T2]$ sont bien évidemment inconnus étant donné que la dynamique du porteur à venir n'est pas connue.

Avantageusement, il peut être fait l'hypothèse que la matrice de passage T_{pm} sur la période $[t, t + \Delta T2]$ est constante et égale à la matrice T_{pm} à l'instant t . Ceci permet de limiter la charge de calcul consommée par l'unité de traitement 11 de la centrale de navigation inertielle par itération du procédé, la matrice T_{pm} étant calculée une seule fois par itération.

L'unité de calcul 7 de chaque détermine alors la deuxième loi de commande de précession sur chacun des gyromètres (S_{pi} , pour $i=1$ à 3) qui satisfait le système des neuf équations scalaires suivantes :

$$Ck_1(t) + T_{pm}(t) \cdot \int_t^{t+\Delta T^2} Cp_1(\tau) d\tau = 0 \quad (1)$$

$$Ck_2(t) + T_{pm}(t) \cdot \int_t^{t+\Delta T^2} Cp_2(\tau) d\tau = 0 \quad (2)$$

$$Ck_3(t) + T_{pm}(t) \cdot \int_t^{t+\Delta T^2} Cp_3(\tau) d\tau = 0 \quad (3)$$

$$Ccos_1(t) + T_{pm}(t) \cdot \int_t^{t+\Delta T^2} \cos\left(2(\theta_{e1}(t) + \int_t^{t+\Delta T^2} Cp_1(\tau) \cdot d\tau)\right) d\tau = 0 \quad (4)$$

$$5 \quad Ccos_2(t) + T_{pm}(t) \cdot \int_t^{t+\Delta T^2} \cos\left(2(\theta_{e2}(t) + \int_t^{t+\Delta T^2} Cp_2(\tau) \cdot d\tau)\right) d\tau = 0 \quad (5)$$

$$Ccos_3(t) + T_{pm}(t) \cdot \int_t^{t+\Delta T^2} \cos\left(2(\theta_{e3}(t) + \int_t^{t+\Delta T^2} Cp_3(\tau) \cdot d\tau)\right) d\tau = 0 \quad (6)$$

$$Csin_1(t) + T_{pm}(t) \cdot \int_t^{t+\Delta T^2} \sin\left(2(\theta_{e1}(t) + \int_t^{t+\Delta T^2} Cp_1(\tau) \cdot d\tau)\right) d\tau = 0 \quad (7)$$

$$Csin_2(t) + T_{pm}(t) \cdot \int_t^{t+\Delta T^2} \sin\left(2(\theta_{e2}(t) + \int_t^{t+\Delta T^2} Cp_2(\tau) \cdot d\tau)\right) d\tau = 0 \quad (8)$$

$$Csin_3(t) + T_{pm}(t) \cdot \int_t^{t+\Delta T^2} \sin\left(2(\theta_{e3}(t) + \int_t^{t+\Delta T^2} Cp_3(\tau) \cdot d\tau)\right) d\tau = 0 \quad (9)$$

10

Pour simplifier les calculs mis en œuvre par l'unité de calcul 7, la forme de la deuxième loi de commande (et donc du deuxième signal en découlant) peut être contrainte.

Par exemple, on peut contraindre la deuxième loi de commande à
15 une fonction paramétrée dont deux paramètres sont des instants d'inversion de sens de rotation t_{inv1} et t_{inv2} . La résolution du système d'équation ci-dessus revient à calculer ces deux instants d'inversion à compter de l'instant de référence t .

La deuxième loi de commande peut en particulier être de forme en
20 créneau, comme illustré en **figure 5**. La deuxième loi de commande vaut alors + CP de t à t_{inv1} , -CP de t_{inv1} à t_{inv2} , +CP de t_{inv2} à $t+\Delta T$.

Ce type de loi est simple à calculer car ne dépend que de trois paramètres (CP, t_{inv1} et t_{inv2}), la valeur de ces trois paramètres étant déterminée par résolution du système d'équations.

25 Est représentée en **figure 6** l'évolution de l'angle électrique théoriquement mesuré par le capteur 5 pendant que le signal de commande précession issu de la loi représentée en **figure 5** de forme en sollicite le résonateur 3.

Le système d'équations (1) à (9) exposé précédemment peut être résolu à l'aide de plusieurs méthodes.

Selon une première variante, le système est résolu directement en négligeant les équations (4) à (9) du système. Dans ce cas, les dérivées harmoniques sont ignorées, et il n'est pas besoin de faire intervenir l'angle électrique dans les calculs de loi de commande. Le dispositif de commande 6 n'a donc pas besoin d'exploiter des données d'angle électrique acquises par le capteur 5. Par ailleurs, les calculs mis en œuvre par le dispositif de commande 6 sont alors relativement simples, toute en permettant une correction intéressante des mesures angulaires fournies par le gyroscope.

Selon une deuxième variante, l'ensemble des neuf équations est résolu par minimisation d'un critère selon une méthode de gradient (algorithme « fmincon », avec un algorithme de résolution dit « interior-point », ou points intérieurs en français). Cette deuxième variante présente l'avantage de corriger de façon plus précise les erreurs angulaires induites par le gyroscope dans le repère géographique.

L'invention ne se limite pas aux modes de réalisation présentés précédemment en relation avec les figures annexées.

Par exemple, dans le mode de réalisation représenté en figure 1, l'unité de calcul 7 est intégrée au gyroscope. En variante, l'unité de calcul 7 forme un dispositif de calcul indépendant relié aux générateurs 8 respectifs de plusieurs gyroscopes utilisés en association avec la centrale de navigation inertielle.

Par ailleurs, d'autres formes plus complexes qu'une forme en créneau peuvent être choisies pour les lois de commande (par exemple des formes sinusoïdales, triangulaires, périodiques, etc.).

En outre, l'invention n'est pas limitée au mode de réalisation à trois gyroscopes pris en exemple dans la description qui précède. Il est entendu qu'une minimisation d'erreurs peut être conduite dans un

contexte utilisant des gyroscopes vibrants en nombre différent : le nombre d'équations sera ainsi différent de 9.

REVENDEICATIONS

1. Procédé de commande de précession d'un gyroscope vibrant (1) comprenant un support (2) et un résonateur (3), le support (2) étant
5 mobile dans un repère plateforme et fixe dans un repère de mesure, le procédé comprenant la génération (101) d'un premier signal de commande adapté pour mettre en rotation le résonateur (3) par rapport au support (2) selon deux sens de rotation opposés au cours d'une première période, le procédé étant caractérisé par les étapes suivantes:
- 10 – réception (104) de données de positionnement relatif (T_{pm}) entre le repère de mesure et le repère plateforme, comprenant une matrice de passage du repère de mesure au repère plateforme calculée à un instant de référence (t),
- calcul (105) d'un deuxième signal de commande à générer au cours
15 d'une deuxième période à partir du premier signal de commande et des données de positionnement relatif (T_{pm}), le deuxième signal de commande étant choisi de façon à minimiser une moyenne d'erreurs angulaires accumulées dans les mesures angulaires acquises par le gyroscope vibrant (1) au cours de l'ensemble des
20 première et deuxième périodes, les erreurs angulaires étant exprimées dans le repère plateforme, le deuxième signal de précession étant calculé sous l'hypothèse que les données de positionnement relatif (T_{pm}) sont fixes depuis l'instant de référence (t) durant toute la deuxième période, et sous l'hypothèse
25 que lesdites erreurs angulaires sont constantes durant toute la deuxième période.
2. Procédé selon la revendication précédente, dans lequel les données de positionnement (T_{pm}) relatif au cours de la première période sont
30 calculées par une centrale de navigation inertielle (10) à l'aide de mesures angulaires précédemment fournies par le gyroscope vibrant (1).

3. Procédé selon l'une des revendications précédentes, dans lequel le calcul (105) du deuxième signal de commande comprend le calcul de deux instants de changement de sens de rotation au cours de la deuxième
5 période.
4. Procédé selon la revendication précédente, dans lequel les deux instants de changement de sens de rotation sont calculés au moyen d'une méthode de points intérieurs.
- 10
5. Procédé selon la revendication précédente, dans lequel le deuxième signal de commande est un signal de précession de forme en créneau.
6. Procédé selon l'une des revendications précédentes, dans lequel la
15 première période et la deuxième période sont de durées identiques.
7. Procédé selon l'une des revendications précédentes, comprenant un calcul d'au moins un premier coefficient de redressement représentatif d'une erreur de facteur d'échelle survenue dans la première période, à
20 partir du premier signal de commande et des données de positionnement relatif, le deuxième signal de commande dépendant du premier coefficient de redressement.
8. Procédé selon la revendication précédente, comprenant un calcul d'au
25 moins un deuxième coefficient de redressement représentatif d'une dérive harmonique de rang 2, le deuxième signal de commande dépendant du deuxième coefficient de redressement.
9. Dispositif de commande (6) de précession pour gyroscope vibrant (1)
30 comprenant un support (2) mobile dans un repère plateforme et fixe dans

un repère de mesure, et un résonateur (3) mobile par rapport au support (2), le dispositif de commande (6) comprenant :

- un générateur (8) configuré pour générer un premier signal de commande adapté pour mettre en rotation le résonateur (3) par rapport au support (2) selon deux sens de rotation opposés au cours d'une première période,

le dispositif de commande étant caractérisé par:

- une entrée (E) pour recevoir des données de positionnement relatif entre le repère de mesure et le repère plateforme, comprenant une matrice de passage du repère de mesure au repère plateforme calculée à un instant de référence (t),
- une unité de calcul (7) configurée pour calculer, à partir du premier signal de commande généré par le générateur (8) et des données de positionnement reçues via l'entrée (E), un deuxième signal de commande à générer au cours d'une deuxième période, le deuxième signal de commande étant choisi de façon à minimiser une moyenne d'erreurs angulaires accumulées dans des mesures angulaires acquises par le gyroscope (1) au cours de l'ensemble des première et deuxième périodes, les erreurs angulaires étant exprimées dans le repère plateforme, le deuxième signal de précession étant calculé sous l'hypothèse que les données de positionnement relatif (T_{pm}) sont fixes depuis l'instant de référence (t) durant toute la deuxième période, et sous l'hypothèse que lesdites erreurs angulaires sont constantes durant toute la deuxième période.

10. Gyroscope vibrant (1) comprenant un support (2), un résonateur (3) mobile par rapport au support (2) et un dispositif de commande (6) selon la revendication précédente.

11. Système comprenant au moins un gyroscope vibrant (1) selon la revendication précédente, et une centrale de navigation inertielle (10) comprenant une unité de traitement de données (11) configurée pour produire les données de positionnement relatif (Tpm) à partir de mesures
5 angulaires fournies par le ou chaque gyroscope vibrant (1).

12. Produit programme d'ordinateur comprenant des instructions de code de programme pour l'exécution des étapes du procédé selon l'une des revendications 1 à 8, lorsque ce programme est exécuté par un dispositif
10 de commande.

1/4

FIG. 1

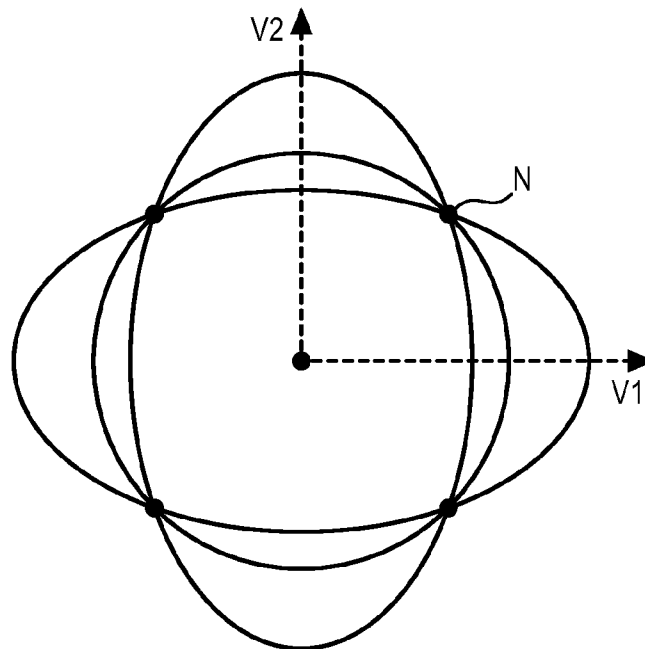
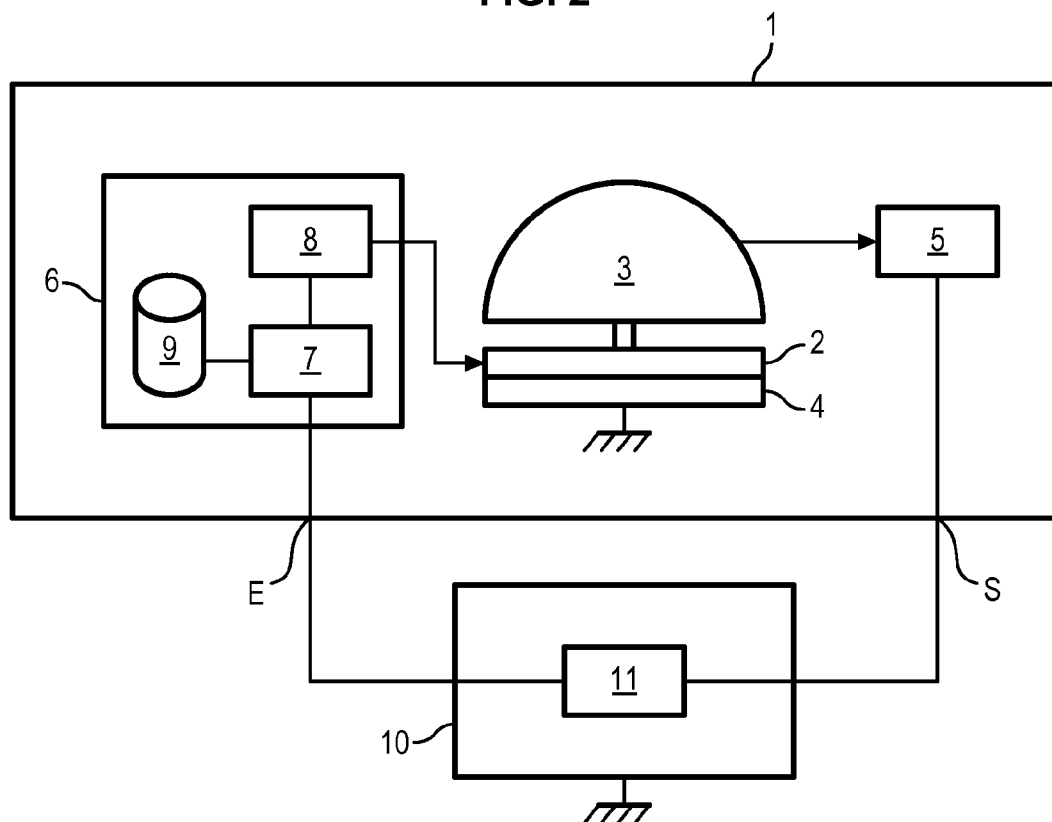


FIG. 2



2/4

FIG. 3

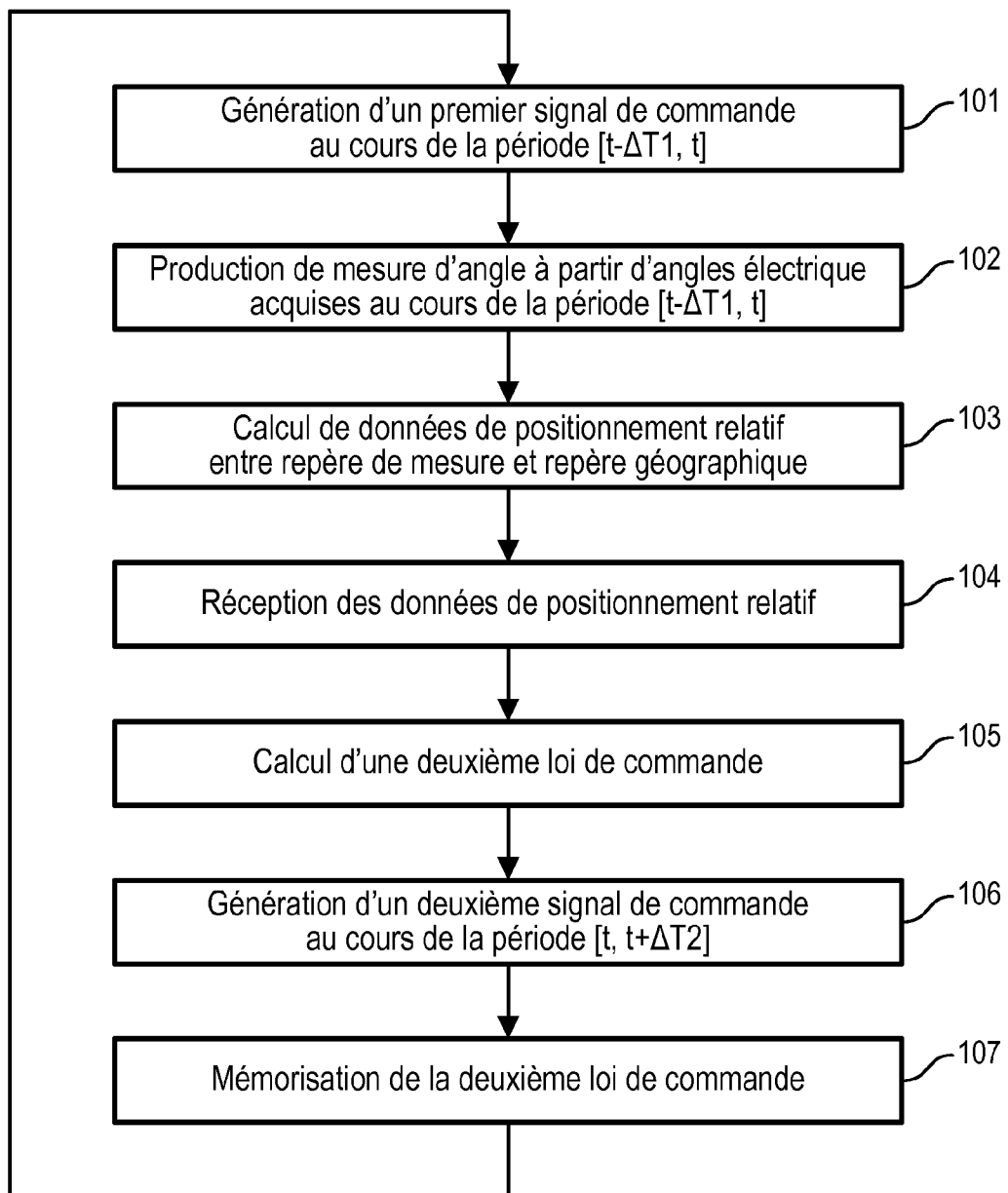


FIG. 4

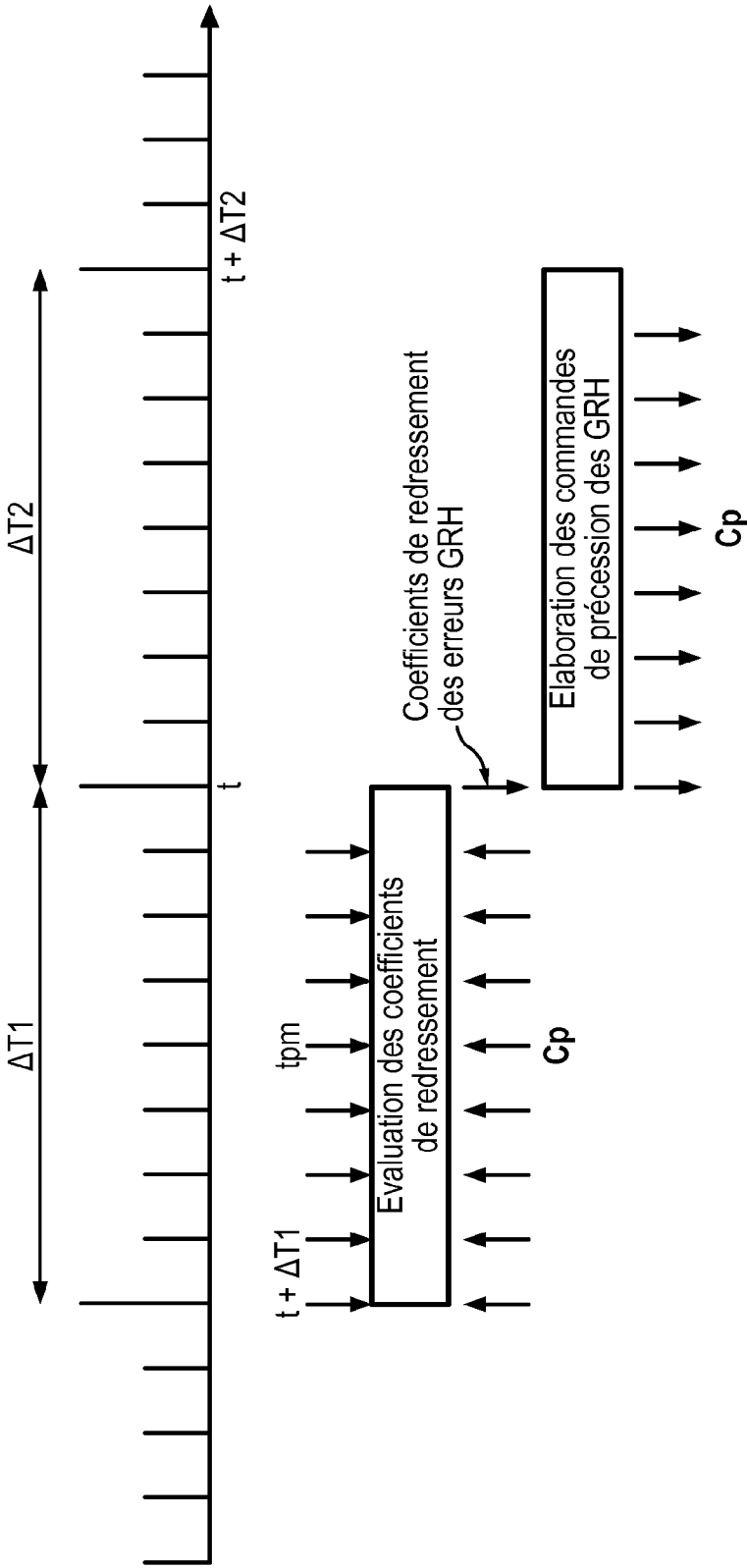


FIG. 5

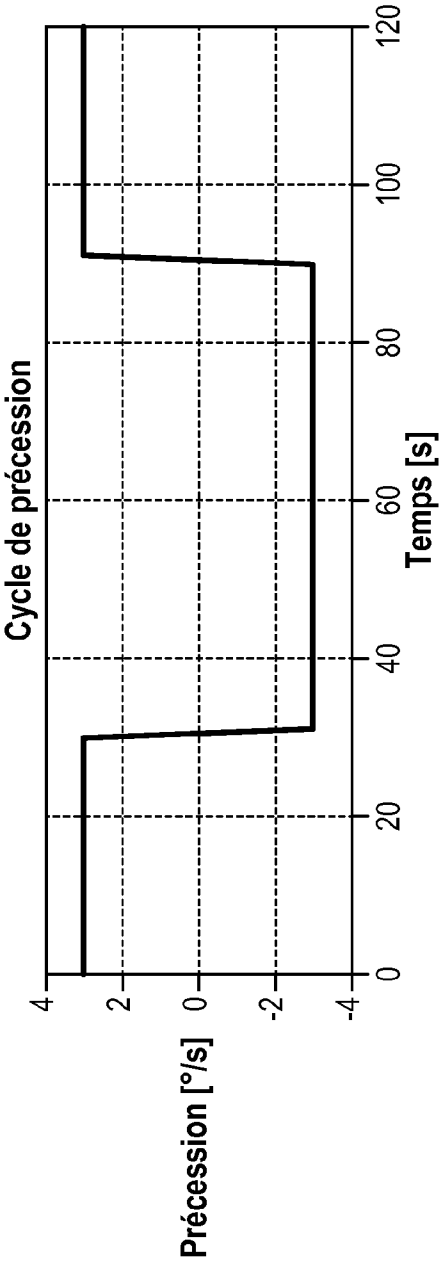
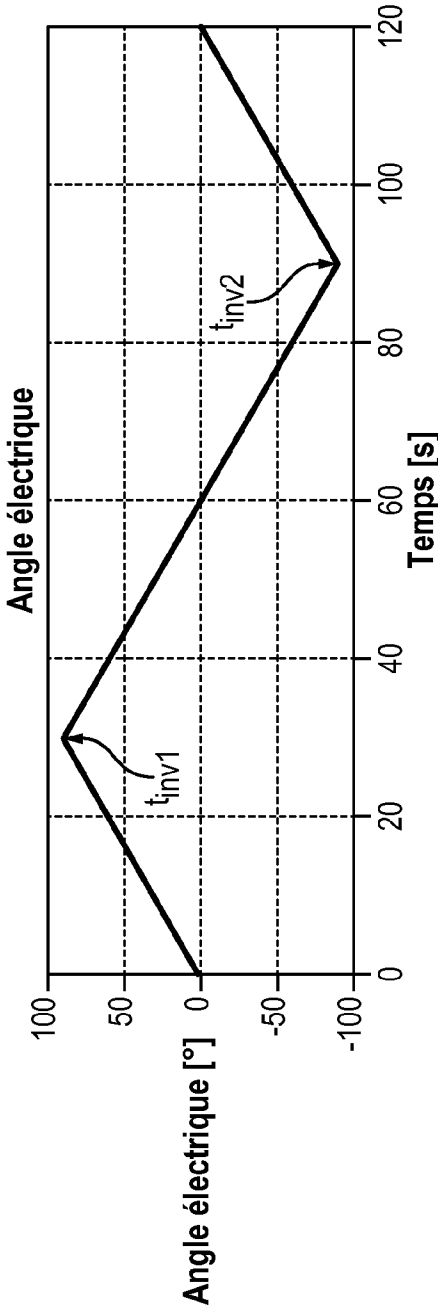


FIG. 6



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/EP2016/061881

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. G01C19/567
ADD.

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)
G01C

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 practicable, 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.
X	FR 2 939 192 A1 (SAGEM DEFENSE SECURITE [FR]) 4 June 2010 (2010-06-04) abstract figures 1-3 page 1, lines 6-8, 26-27 page 3, lines 14-16, 20-23 page 4, lines 28-31 page 5, line 30 - page 6, line 1 page 6, lines 11-26 page 7, lines 21-30 page 8, lines 1-4, 9-11 page 9, lines 7-10 page 10, lines 7-10 claims 1-10 ----- -/--	1-12



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 application or patent 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

2 August 2016

Date of mailing of the international search report

23/08/2016

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Toth, Rémy

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/EP2016/061881

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	WO 2011/128605 A2 (SAGEM DEFENSE SECURITE [FR]; LIGNON CHRISTIAN [FR]; FOLOPPE YANNICK [F] 20 October 2011 (2011-10-20) abstract figures 1-11 page 1, lines 5-8 page 2, line 13 - page 9, line 12 claims 1-17 -----	1-12

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/EP2016/061881

Patent document cited in search report		Publication date		Patent family member(s)		Publication date
FR 2939192	A1	04-06-2010	CN	102224395 A		19-10-2011
			EP	2359092 A1		24-08-2011
			FR	2939192 A1		04-06-2010
			RU	2011126366 A		10-01-2013
			US	2011259078 A1		27-10-2011
			WO	2010060994 A1		03-06-2010

WO 2011128605	A2	20-10-2011	EP	2558819 A2		20-02-2013
			FR	2959010 A1		21-10-2011
			US	2013031948 A1		07-02-2013
			WO	2011128605 A2		20-10-2011

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/EP2016/061881

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. G01C19/567 ADD.		
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) G01C		
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
X	FR 2 939 192 A1 (SAGEM DEFENSE SECURITE [FR]) 4 juin 2010 (2010-06-04) abrégé figures 1-3 page 1, lignes 6-8, 26-27 page 3, lignes 14-16, 20-23 page 4, lignes 28-31 page 5, ligne 30 - page 6, ligne 1 page 6, lignes 11-26 page 7, lignes 21-30 page 8, lignes 1-4, 9-11 page 9, lignes 7-10 page 10, lignes 7-10 revendications 1-10 ----- -/--	1-12
☒ 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'appartenant 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 2 août 2016		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 23/08/2016
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Fonctionnaire autorisé Toth, Rémy

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	WO 2011/128605 A2 (SAGEM DEFENSE SECURITE [FR]; LIGNON CHRISTIAN [FR]; FOLOPPE YANNICK [F] 20 octobre 2011 (2011-10-20) abrégé figures 1-11 page 1, lignes 5-8 page 2, ligne 13 - page 9, ligne 12 revendications 1-17 -----	1-12

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/EP2016/061881

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2939192	A1	04-06-2010	CN 102224395 A	19-10-2011
			EP 2359092 A1	24-08-2011
			FR 2939192 A1	04-06-2010
			RU 2011126366 A	10-01-2013
			US 2011259078 A1	27-10-2011
			WO 2010060994 A1	03-06-2010

WO 2011128605	A2	20-10-2011	EP 2558819 A2	20-02-2013
			FR 2959010 A1	21-10-2011
			US 2013031948 A1	07-02-2013
			WO 2011128605 A2	20-10-2011
