

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
22 novembre 2012 (22.11.2012)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2012/156594 A1

(51) Classification internationale des brevets :
G01C 21/16 (2006.01) G01C 25/00 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2012/000183

(22) Date de dépôt international :
9 mai 2012 (09.05.2012)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1101455 13 mai 2011 (13.05.2011) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : MBDA
FRANCE [FR/FR]; 37 Bld de Montmorency, F-75016 Pa-
ris (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : DE PIC-
CIOTTO, François [FR/FR]; 13 rue des Frères Morane,
75015 Paris (FR).

(74) Mandataire : GEVERS FRANCE; 23 bis rue de Turin, F-
75008 Paris (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, 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, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, 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.

(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, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (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, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

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

(54) Title : METHOD FOR AUTOMATICALLY MANAGING A PITCH RATE GYROSCOPE MOUNTED ON A FLYING DE-
VICE

(54) Titre : PROCÉDÉ DE GESTION AUTOMATIQUE D'UN GYROMÈTRE LONGITUDINAL MONTÉ SUR UN ENGIN VO-
LANT.

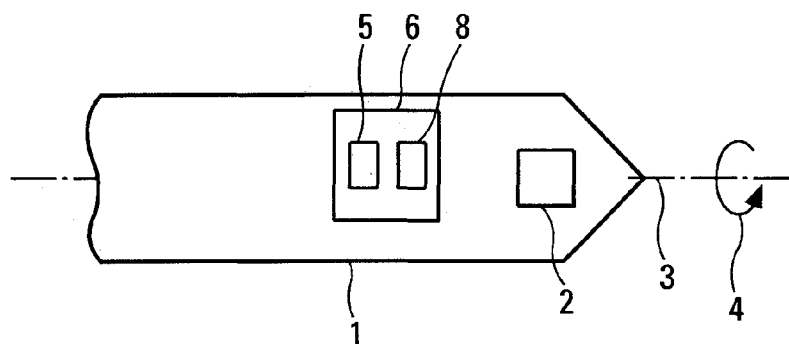


Fig. 1

(57) Abstract : The invention relates to a flying device (1), in particular an air missile, which is of the inertial navigation type, which is rotatable and includes a pitch rate gyroscope (2), wherein said device also comprises automatic control means (8) for rotating same about the longitudinal axis (3) thereof, regularly alternating the direction of rotation, so as to cancel the effect of the scale factor of the pitch rate gyroscope (2), in addition to correcting ordinary drifts.

(57) Abrégé : - L'engin volant (1), en particulier un missile aérien, qui est du type à navigation inertielle, qui est susceptible d'être mis en rotation et qui comprend un gyromètre longitudinal (2), comporte également des moyens de commande automatique (8) pour le mettre en rotation autour de son axe longitudinal (3), en alternant le sens de rotation régulièrement, de manière à annuler l'effet du facteur d'échelle du gyromètre longitudinal (2), en plus de corriger des dérives usuelles.



WO 2012/156594 A1

Procédé de gestion automatique d'un gyromètre longitudinal
monté sur un engin volant.

La présente invention concerne un procédé de gestion automatique d'un gyromètre longitudinal qui est monté sur un engin volant à navigation inertielle, susceptible d'être mis en rotation, ainsi qu'un engin volant, en particulier un missile aérien, qui est pourvu d'un tel gyromètre longitudinal.

On sait que la dérive de navigation inertielle limite la portée d'un missile. Aussi, lorsque le missile est un missile (par exemple air-sol) à bas coûts, on cherche généralement à réduire cette dérive sans utiliser de capteur additionnel (autre que la centrale inertielle déjà présente sur le missile) pour ne pas augmenter le coût.

Une méthode connue pour remédier à ce problème consiste à amener le missile en autorotation (toujours dans le même sens) autour de son axe longitudinal. Cette mise en rotation permet d'annuler en moyenne la majeure partie des dérives.

Toutefois, cette méthode usuelle n'est pas complètement satisfaisante, car elle ne permet pas de corriger les défauts de facteur d'échelle du gyromètre longitudinal. Pour cette raison le gyromètre longitudinal doit généralement être remplacé par un gyroscope, ce qui entraîne de nombreuses contraintes supplémentaires :

- surcoût additionnel (développement, intégration,...) ;
- si la centrale inertielle repose sur les technologies actuelles dites « vibrantes » (par exemple de type MEMS), le gyroscope peut uniquement fonctionner pour des vitesses de rotation élevées (supérieures à 1000°/s), et conserve une dérive de l'ordre de 1°/s, ce qui fait perdre tout intérêt à cette solution (dérive supérieure au biais gyrométrique habituel d'une centrale MEMS à bas coût) ; et
- si la centrale inertielle repose sur des technologies plus anciennes (de type gyro toupie), il n'apparaît pas de contrainte de vitesse de rotation, mais cette technologie tend à devenir obsolète.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé de gestion automatique d'un gyromètre longitudinal qui est monté sur un engin volant à navigation inertielle, en particulier un missile aérien, susceptible d'être mis en rotation, ce procédé de gestion permettant d'éviter l'obligation de
5 remplacer le gyromètre longitudinal par un gyroscope, et donc de réduire le coût, pour des performances de navigation comparables.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que, lors de l'utilisation du gyromètre longitudinal, on commande
10 automatiquement ledit engin volant de manière à le mettre en rotation autour de son axe longitudinal, en alternant le sens de rotation, et ceci de façon régulière (tous les n tours, n étant un entier supérieur ou égal à 1) de manière à annuler automatiquement l'effet du facteur d'échelle du gyromètre longitudinal, en plus de corriger les dérives usuelles, dont la
15 correction est obtenue par la mise en rotation de l'engin volant.

Ainsi, par cette commande de l'engin volant destinée à le soumettre à une rotation régulièrement alternée, l'effet du facteur d'échelle du gyromètre longitudinal monté sur cet l'engin volant est naturellement annulé, comme précisé ci-dessous, en plus des autres
20 dérives usuelles. Ces autres dérives sont, quant à elles, annulées par la présente invention de la même manière que pour la méthode usuelle précitée d'autorotation dans un seul sens.

Le besoin d'un gyroscope est donc fortement réduit (disparition de la dérive due au facteur d'échelle du gyromètre longitudinal), et la
25 présente invention permet de conserver un gyromètre pour de nombreuses applications. La présente invention permet donc de réduire le coût, pour des performances de navigation comparables à celles relatives à l'utilisation d'un gyroscope.

L'invention peut s'appliquer à tout type de missile à navigation inertielle, dont la mise en roulis est possible sans autre contrainte (portée, concept d'emploi,...).

De préférence, on alterne le sens de rotation après chaque tour de rotation de l'engin volant ($n = 1$). Toutefois, il est également possible de choisir n supérieur à 1 (alternance moins fréquente), par exemple dans le but de limiter l'effort aérodynamique induit.

La présente invention concerne également un engin volant à navigation inertielle, en particulier un missile aérien, susceptible d'être mis en rotation et comprenant un gyromètre longitudinal.

Selon l'invention, ledit engin volant est remarquable en ce qu'il comporte des moyens de commande automatique pour commander ledit engin volant de manière à le mettre en rotation autour de son axe longitudinal, en alternant régulièrement le sens de rotation de façon à annuler l'effet du facteur d'échelle du gyromètre longitudinal, en plus de corriger les dérives usuelles, dont la correction est obtenue par la mise en rotation de l'engin volant.

En outre, avantageusement, lesdits moyens de commande automatique font partie d'un système de commande automatique usuel dudit engin volant, qui comprend de façon usuelle notamment des moyens pour amener l'engin volant en rotation.

La présente invention permet donc de corriger à la fois les dérives usuelles (comme pour la méthode usuelle de mise en autorotation de l'engin volant) et le terme supplémentaire de facteur d'échelle.

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

La figure 1 montre, de façon partielle et très schématique, un missile pourvu d'un gyromètre longitudinal, auquel on applique la présente invention.

La figure 2 est un graphique montrant un exemple de commande alternée du sens de rotation d'un engin volant.

La figure 3 est une représentation schématique permettant d'expliquer les effets générés par la commande alternée du sens de rotation d'un engin volant sur les mesures d'un gyromètre longitudinal.

La présente invention est appliquée à un engin volant 1, en particulier un missile aérien, représenté par exemple sur la figure 1, qui est du type à navigation inertielle, qui est susceptible d'être mis en rotation (autour de son axe longitudinal 3 comme illustré par une flèche 4) et qui comprend un gyromètre longitudinal 2 usuel. La présente invention est destinée à la gestion du fonctionnement dudit gyromètre longitudinal 2. Ce gyromètre longitudinal 2 est bien connu, et ses caractéristiques ne sont pas décrites davantage dans la description suivante.

Cet engin volant 1 comporte des moyens de commande 5 usuels qui font partie d'un système de commande usuel 6 (représenté très schématiquement sur la figure 1) et qui comprennent tous les éléments nécessaires pour guider et piloter l'engin volant 1, en particulier pour qu'il puisse rejoindre et détruire une cible. Ces moyens de commande 5 comprennent notamment des moyens de traitement d'informations qui engendrent automatiquement des ordres de pilotage permettant à l'engin volant 1 de suivre une trajectoire d'interception de la cible et des moyens de pilotage (non représentés) tels que des gouvernes ou tout autre type d'éléments connus, qui appliquent automatiquement ces ordres de pilotage à l'engin volant 1. Tous ces moyens usuels sont bien connus et ne seront pas décrits davantage ci-après.

Selon l'invention, ledit engin volant 1 comporte, de plus, des moyens de commande automatique 8 pour commander ledit engin volant 1 en roulis de manière à le mettre en rotation autour de son axe longitudinal, en alternant le sens de rotation, et ceci de façon régulière, de manière à annuler l'effet du facteur d'échelle du gyromètre longitudinal. Un exemple de commande de roulis p (en rad/s) appliquée conformément à l'invention est représenté à titre d'illustration sur la figure 2.

La présente invention a donc pour objet d'imprimer à l'engin volant 1, non plus une rotation de signe constant autour de son axe longitudinal, mais d'alterner le sens de rotation régulièrement (tous les n tours, n étant un entier supérieur ou égal à 1). La commande appliquée en roulis est donc un signal périodique de moyenne nulle, au contraire de la méthode usuelle précitée qui utilise une commande de signe constant.

Ainsi, par cette commande de l'engin volant 1 destinée à le mettre en rotation alternée, l'effet du facteur d'échelle du gyromètre longitudinal 2 monté sur cet l'engin volant 1 est naturellement annulé, comme précisé ci-dessous, en plus des autres dérives. Ces autres dérives habituelles sont annulées par la présente invention de la même manière que pour la méthode usuelle précitée d'autorotation dans un seul sens.

La figure 3 permet d'expliquer la correction du facteur d'échelle. Sur cette figure 3, on a représenté :

- un axe T illustrant la variation du temps lors d'un vol de l'engin volant 1 ;
- au-dessus de cette axe T, un trièdre R1 comprenant des axes x_1 , y_1 et z_1 usuels liés à l'engin volant 1, qui est soumis à une rotation (autour de x_1) générée par la commande conforme à l'invention, et ceci de façon périodique (à chaque tour), alternativement dans un sens ($-w$) puis dans l'autre ($+w$) ;

- au-dessous de cette axe T, un trièdre R2 comprenant des axes x_2 , y_2 et z_2 sol qui sont fixes, et dans lequel sont transposées les mesures réalisées.

Cette figure 3 permet de montrer que, grâce à l'invention, les erreurs de biais (gyrométriques ou accélérométriques), qui sont constantes en axes engin, s'auto-annulent sur une période (un tour) une fois exprimées en axes sol (repère de navigation R2).

L'inversion du sens de la rotation ($\pm w$) permet d'annuler l'effet du facteur d'échelle du gyromètre 2 qui deviendrait autrement inacceptable. A titre d'illustration, en cas d'erreur de 0,1%, et même pour w faible (par exemple 1Hz, soit 2π rad/s), l'erreur engendrée en seulement 60 secondes serait de $360^\circ \times 60 \times 0,001 = 21,6^\circ$ avec des conséquences inacceptables sur les dérives en vitesse et position. La solution conforme à l'invention consistant à inverser le signe de w permet d'annuler la moyenne temporelle de cette erreur.

Le besoin d'un gyroscope est donc fortement réduit (disparition de la dérive due au facteur d'échelle du gyromètre longitudinal) et la présente invention permet de conserver un gyromètre pour de nombreuses applications. Elle permet donc de réduire le coût, pour des performances de navigation comparables à l'utilisation d'un gyroscope.

On notera que :

- la projection axes engin tournant vers axes sol reste constante pour l'axe X longitudinal (à la différence des axes Y et Z) : l'axe x_1 reste constant et toujours égal à $+x_2$ (à la différence de y_1 et z_1 qui eux tournent bien). Pour cette raison, l'autorotation usuelle ne corrige pas les défauts longitudinaux : biais et facteur d'échelle du gyromètre X (et de l'accéléromètre X) ;

- pour une vitesse de rotation w autour de X , la dérive angulaire par seconde autour de l'axe $X1 = X2$ s'écrit $\Delta + = bgx + fgx.w$, avec bgx , le biais gyromètre X , et fgx , le facteur d'échelle gyromètre X ;

- en l'état, si l'on ne fait rien, ce terme est donc constant en axes $X1$ comme $X2$ et ne s'annule pas en moyenne ;

- le terme bgx est présent et on ne peut rien y faire. En revanche, poser $w = -w$ permet de continuer d'assurer la rotation de l'engin 1 (donc l'annulation des autres dérives corrigées par l'autorotation usuelle) et de réaliser cette fois une dérive angulaire par seconde $\Delta - = bgx - fgx.w$.

Le terme bgx reste. Mais les termes fgx s'annulent en moyenne sur un aller-retour (étant portés par $X1 = X2$, cela est vrai en repère tournant comme en repère sol fixe).

La présente invention qui concerne le guidage et la navigation inertielle d'un engin volant 1, et plus particulièrement la maîtrise (limitation) des dérives inertielles au cours du vol, peut s'appliquer à tout type de missile à navigation inertielle, dont la mise en roulis est possible sans autre contrainte (portée, concept d'emploi,...).

L'exemple de la figure 2 qui illustre la commande du roulis p (exprimée en rad/s) en fonction du temps t (exprimé en secondes) prévoit une inversion du sens de la commande après chaque tour de rotation réalisé par l'engin volant 1 autour de son axe longitudinal 3 ($n = 1$). Toutefois, il est également possible de choisir n supérieur à 1 (alternance moins fréquente), par exemple dans le but de limiter l'effort aérodynamique induit. La vitesse de rotation pouvant cependant être faible, et la dérive due au facteur d'échelle générée pendant une rotation dans un premier sens n'étant corrigée (compensée) que pendant la rotation dans l'autre sens, il est généralement préférable de changer de sens de rotation à chaque tour.

Des mesures de dérives inertielles, suite à l'application de la commande conforme à la présente l'invention (en particulier sur un missile type air-sol, à courte portée et à bas coûts, pour lequel le surcoût d'un gyroscope est très pénalisant), et leurs comparaisons à des dérives usuelles (sans tentative de correction) et à une solution à autorotation de signe constant (sans gyroscope et avec gyroscope), ont permis de démontrer que la présente invention présente une performance inertielle proche de la solution avec gyroscope (40% à 60% des dérives compensées, contre 50 à 75% pour la solution avec gyroscope, à l'exception de l'angle de roulis), mais sans aucun surcoût ou contrainte d'équipement (pas de gyroscope, ni de capteur additionnel).

Par conséquent, selon l'invention :

- sur les axes latéraux :

- les erreurs de biais (gyrométriques ou accélérométriques) des capteurs portés par les axes y1 et z1 sont effectivement corrigées (de la même manière qu'avec une autorotation usuelle) ;
- les erreurs de facteur d'échelle (gyrométriques ou accélérométriques) des capteurs portés par les axes y1 et z1 sont également corrigées (de la même manière qu'avec une autorotation usuelle) ;

- sur l'axe longitudinal :

- les erreurs de biais (gyrométrique ou accélérométrique) des capteurs portés par l'axe x1 ne sont pas corrigées (de la même manière qu'avec une autorotation usuelle) ;
- l'erreur de facteur d'échelle accélérométrique du capteur porté par l'axe x1 n'est pas corrigée (de la même manière qu'avec une autorotation usuelle) ; mais
- l'erreur de facteur d'échelle gyrométrique du capteur porté par l'axe x1 est corrigée (à la différence de l'autorotation usuelle).

La présente invention est relative à toute la navigation, à savoir un bloc senseur inertiel complet (sauf l'accéléromètre longitudinal).

REVENDEICATIONS

1. Procédé de gestion automatique d'un gyromètre longitudinal (2) qui est monté sur un engin volant (1) à navigation inertielle, en particulier un missile aérien, susceptible d'être mis en rotation, caractérisé en ce que, lors de l'utilisation du gyromètre longitudinal (2), on commande automatiquement ledit engin volant (1) de manière à le mettre en rotation autour de son axe longitudinal (3), en alternant le sens de rotation, et ceci de façon régulière, afin d'annuler l'effet du facteur d'échelle dudit gyromètre longitudinal (2), en plus de corriger des dérives, dont la correction est obtenue par la mise en rotation de l'engin volant (1).

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que l'on alterne le sens de rotation après chaque tour de rotation de l'engin volant (1) sur lui-même.

3. Engin volant à navigation inertielle, en particulier missile aérien, qui est susceptible d'être mis en rotation et qui comprend un gyromètre longitudinal (2), caractérisé en ce qu'il comporte des moyens de commande automatique (8) pour commander ledit engin volant (1) de manière à le mettre en rotation autour de son axe longitudinal (3), en alternant le sens de rotation régulièrement de façon à annuler l'effet du facteur d'échelle du gyromètre longitudinal (2), en plus de corriger des dérives, dont la correction est obtenue par la mise en rotation de l'engin volant (1).

4. Engin volant selon la revendication 3, caractérisé en ce que lesdits moyens de commande automatique (8) font partie d'un système de commande automatique (6) dudit engin volant (1).

1/1

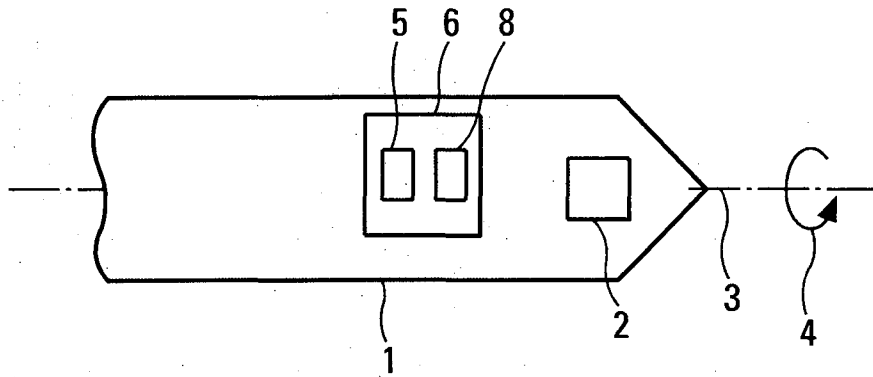


Fig. 1

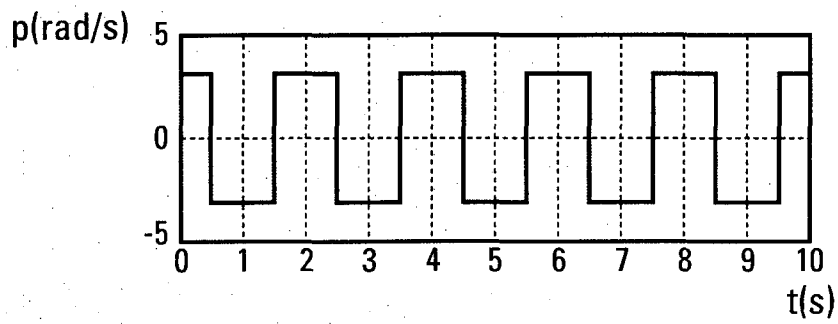


Fig. 2

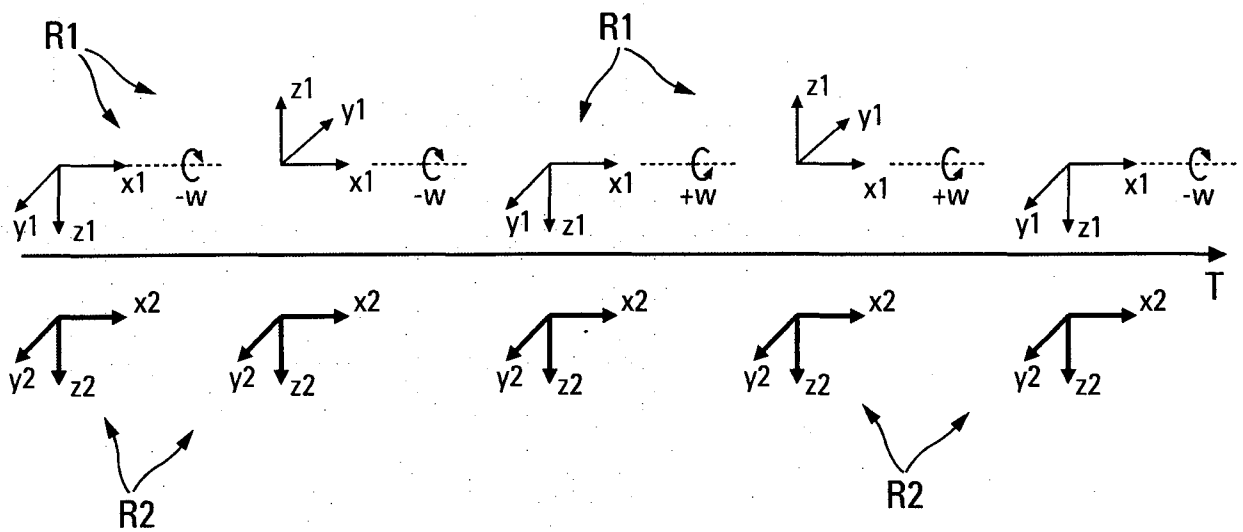


Fig. 3

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2012/000183

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. G01C21/16 G01C25/00
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 F42B

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	US 4 017 187 A (SCHWARTZ BERNARD) 12 April 1977 (1977-04-12) column 7, line 6 - line 23 -----	1-4
X	EP 0 392 104 A1 (LITTON SYSTEMS INC [US]) 17 October 1990 (1990-10-17) column 4, line 35 - line 56 -----	1-4
A	FR 2 826 447 A1 (SAGEM [FR]) 27 December 2002 (2002-12-27) page 12, line 26 - page 13, line 6 -----	1-4



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

22 August 2012

Date of mailing of the international search report

03/09/2012

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

Gagin, Thibaut

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2012/000183

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 4017187	A	12-04-1977	NONE
EP 0392104	A1	17-10-1990	NONE
FR 2826447	A1	27-12-2002	DE 10228639 A1 02-01-2003
			FR 2826447 A1 27-12-2002
			GB 2378765 A 19-02-2003
			US 2003028340 A1 06-02-2003

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2012/000183

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. G01C21/16 G01C25/00
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 F42B

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	US 4 017 187 A (SCHWARTZ BERNARD) 12 avril 1977 (1977-04-12) colonne 7, ligne 6 - ligne 23 -----	1-4
X	EP 0 392 104 A1 (LITTON SYSTEMS INC [US]) 17 octobre 1990 (1990-10-17) colonne 4, ligne 35 - ligne 56 -----	1-4
A	FR 2 826 447 A1 (SAGEM [FR]) 27 décembre 2002 (2002-12-27) page 12, ligne 26 - page 13, ligne 6 -----	1-4



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

22 août 2012

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

03/09/2012

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

Gagin, Thibaut

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2012/000183

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 4017187	A	12-04-1977	AUCUN	
EP 0392104	A1	17-10-1990	AUCUN	
FR 2826447	A1	27-12-2002	DE 10228639 A1	02-01-2003
			FR 2826447 A1	27-12-2002
			GB 2378765 A	19-02-2003
			US 2003028340 A1	06-02-2003