



(43) Date de la publication internationale
1 novembre 2012 (01.11.2012)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2012/146835 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F41G 7/22 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2012/000146

(22) Date de dépôt international :
16 avril 2012 (16.04.2012)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1101320 28 avril 2011 (28.04.2011) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : MBDA
FRANCE [FR/FR]; 37 Blid de Montmorency, 75016 Paris
(FR).

(72) Inventeur; et

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

(74) Mandataire : GEVERS FRANCE; 23bis rue de Turin,
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, MD, 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 HOMING DEVICE MOUNTED ON A PROJECTILE, IN PARTICULAR ON A MISSILE

(54) Titre : PROCÉDÉ DE GESTION AUTOMATIQUE D'UN AUTODIRECTEUR MONTÉ SUR UN ENGIN VOLANT, EN PARTICULIER SUR UN MISSILE

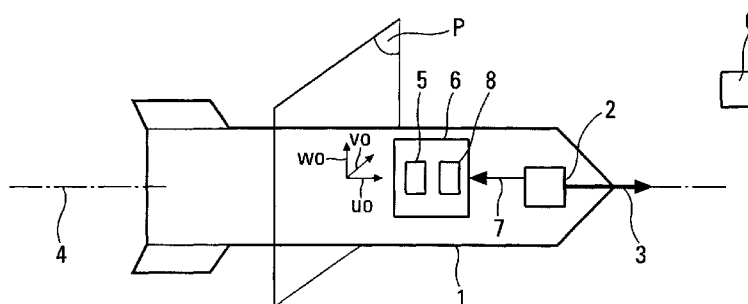


Fig. 1

(57) Abstract : According to the invention, the projectile (1) is provided with a strapdown homing device (2), said device having a lock-on phase during which the latter attempts to detect a target (C), and including an viewing direction (3), said viewing direction (3) being fixed with respect to the projectile (1) and extending along the longitudinal axis (4) of the latter, said projectile (1) further comprising control means (8) for automatically controlling said projectile (1) so as to cause the longitudinal axis (4) thereof, in flight and during the lock-on phase of the homing device (2), to trace a circle, the radius of which increases in time, until the target (C) is detected.

(57) Abrégé : - L'engin volant (1) est pourvu d'un autodirecteur (2) du type à composants liés au bâti, qui présente une phase d'accrochage

[Suite sur la page suivante]



pendant laquelle il cherche à détecter une cible (C) et qui comprend une direction d'observation (3), ladite direction d'observation (3) étant fixe par rapport à l'engin volant (1) et étant dirigée selon l'axe longitudinal (4) de ce dernier, ledit engin volant (1) comportant de plus des moyens de commande (8) pour commander automatiquement ledit engin volant (1) de manière à faire décrire à son axe longitudinal (4), lors d'un vol, pendant la phase d'accrochage de l'autodirecteur (2), un cercle de rayon croissant en fonction du temps, et ceci jusqu'à la détection de la cible (C).

**Procédé de gestion automatique d'un autodirecteur monté sur un
engin volant, en particulier sur un missile.**

La présente invention concerne un procédé de gestion automatique d'un autodirecteur de type à composants liés au bâti, qui est monté sur un engin volant, ainsi qu'un engin volant, en particulier un missile aérien, qui est pourvu d'un tel autodirecteur.

Un autodirecteur de type « à composants liés au bâti » (« strapdown » en anglais) présente, de façon usuelle, une direction d'observation fixe, qui est liée aux axes de l'engin volant sur lequel il est monté.

On sait qu'un autodirecteur usuel d'un missile représente une part très significative du coût total de ce dernier et peut correspondre à la partie la plus onéreuse (parfois jusqu'à la moitié du coût), en raison notamment de la complexité des mécanismes d'orientation de l'optique, des précisions requises pour cette orientation, et de leur maîtrise.

Un autodirecteur de type « à composants liés au bâti » permet, en se libérant de ces mécanismes, d'en réduire très fortement le coût (généralement d'un facteur de 3 à 10), ce qui justifie l'intérêt d'un tel autodirecteur notamment sur un missile à bas coût. Le champ de vision (« field of view » en anglais) d'un autodirecteur de type à composants liés au bâti, est en général plus grand que celui d'un autodirecteur usuel à optique orientable, pour permettre au missile de continuer à voir la cible malgré une prise d'incidence et/ou de dérapage du missile, et malgré la vitesse de la cible.

Pour un missile de type « LOAL » (« Lock-On After Launch » en anglais) pour lequel, par définition, l'autodirecteur se verrouille sur la cible après le lancement, le missile ne voit pas encore la cible au début de la mission. La mission commence par une phase de guidage dite « mi-

course », dont le but est d'amener le missile à une distance suffisamment proche de la cible pour que cette dernière puisse ensuite être détectée par l'autodirecteur (accrochage). Néanmoins, plusieurs phénomènes peuvent conduire, indépendamment ou conjointement, à l'absence de la cible dans le champ de vision de l'autodirecteur durant cette phase prévue d'accrochage (et donc faire échouer la mission) :

- une dérive de la navigation de l'engin volant, en position comme en attitude. Dans ce cas, l'engin volant n'arrive pas à l'endroit où il est censé arriver et/ou il est mal orienté, et ne voit pas la cible ;

- un déplacement de la cible. La cible peut s'être déplacée et ne plus se trouver dans la zone d'observation prévue de l'autodirecteur à la fin de la phase mi-course.

Ces deux phénomènes limitent donc la portée du missile.

Plusieurs solutions sont connues pour rendre la phase d'accrochage plus robuste à ces deux phénomènes de dérive et de déplacement de la cible (ce qui permet d'augmenter naturellement la durée acceptable de la phase mi-course, et donc la portée et les capacités du missile). On peut notamment citer les solutions suivantes :

- a) augmenter la taille du champ de l'autodirecteur ou sa portée, ce qui permet de réaliser une détection plus tôt, et suppose donc moins d'erreurs ou de déplacement de la cible à rattraper ;

- b) améliorer les capacités de navigation pour réduire le terme d'erreur de dérive inertielle ; et

- c) équiper le missile d'une liaison de transmission de données pour mettre à jour les coordonnées de la cible et réduire l'erreur due à cette dernière.

Toutefois, ces différentes solutions usuelles présentent des inconvénients. En particulier :

- a) à iso-coût, augmenter la taille du champ de l'autodirecteur se fait au détriment de la portée et de la précision, et réciproquement, l'amélioration

gagnée sur l'un des paramètres se paie sur les autres, limitant (voire annulant) l'intérêt de cette solution, sauf à augmenter la qualité générale du capteur, ce qui soulève le problème du coût, mais également de la capacité technologique. En raison des contraintes induites par l'utilisation d'un autodirecteur de type à composants liés au bâti, le champ requis est déjà grand (et présente donc une faible précision), et il devient d'autant plus difficile de l'agrandir encore (problème d'encombrement optique, de précision de l'écartométrie générée) ;

b) concernant l'amélioration des capacités de navigation pour réduire le terme d'erreur de dérive inertielle, au-delà de l'éventuel problème de coût de cette solution (en cas d'adjonction d'un capteur additionnel (GPS par exemple) ou de choix d'une meilleure centrale de navigation), seule une partie des erreurs sont corrigées par ce biais. En outre, l'éventuel déplacement de la cible n'est pas traité ; et

c) concernant le fait d'équiper le missile d'une liaison de transmission de données pour mettre à jour les coordonnées de la cible, cette solution soulève des problèmes de coût, d'encombrement dans le missile, et de capacité opérationnelle (contrainte système). Elle ne permet pas non plus de corriger les erreurs dues à la dérive de navigation.

Ces solutions usuelles ne sont donc pas complètement satisfaisantes.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé de gestion automatique d'un autodirecteur de type à composants liés au bâti, qui est monté sur un engin volant, en particulier un missile aérien, qui présente une phase d'accrochage pendant laquelle il cherche à détecter une cible et qui comprend une direction d'observation, ladite direction d'observation étant fixe par rapport à l'engin et étant dirigée selon l'axe longitudinal de ce dernier, ce procédé de gestion permettant d'augmenter les capacités de

détection (accrochage) de la cible, indépendamment de la nature d'une éventuelle erreur (erreur de navigation ou erreur due au déplacement de la cible), et ceci en évitant le recours à tout capteur ou surcoût additionnel.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que l'on commande (ou pilote) automatiquement ledit engin volant de manière à faire décrire à l'axe longitudinal dudit engin volant, pendant la phase d'accrochage de l'autodirecteur, un cercle de rayon croissant en fonction du temps, et ceci jusqu'à la détection de la cible.

Ainsi, par cette commande de l'engin volant destinée à lui faire décrire un cercle croissant autour de sa direction de vol, on augmente la zone qui est balayée par l'autodirecteur lors de la phase d'accrochage, dont la direction d'observation est fixe selon l'axe longitudinal de l'engin volant. Par conséquent, on augmente considérablement les capacités de détection (accrochage) de la cible, indépendamment de la nature d'une éventuelle erreur (erreur de navigation ou erreur due au déplacement de la cible), et ceci en évitant le recours à tout capteur ou surcoût additionnel.

L'invention peut s'appliquer à tout type de missile à autodirecteur de type à composants liés au bâti (ou « strapdown ») et dont l'accrochage (observation et suivi de la cible) se fait après le tir, de type LOAL (« Lock-On After Launch » en anglais), sans autre contrainte (portée, concept d'emploi,...), et notamment à un missile air-sol à bas coût.

De façon avantageuse, l'amplitude initiale de la commande dépend du champ de l'autodirecteur, et est par exemple égale au demi-champ dudit autodirecteur.

Dans un mode de réalisation préféré, on soumet l'engin volant à deux commandes destinées à faire varier, respectivement, d'une part l'angle entre un vecteur directeur lié à l'axe longitudinal de l'engin volant et un premier axe engin, et d'autre part l'angle entre ledit vecteur directeur et un second axe engin, ces deux axes engin définissant un plan

qui est perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'engin volant, et ces deux commandes sont telles que lesdites variations angulaires sont sinusoïdales et déphasées de $\pi/2$. On imprime ainsi à l'engin entier un mouvement oscillatoire de son axe, pour permettre à l'autodirecteur de balayer une zone d'observation qui est considérablement plus grande que le seul champ de vision de ce dernier.

Avantageusement, la période desdites variations angulaires sinusoïdales augmente, légèrement, au cours du temps pour permettre à l'engin volant d'élargir la zone de recherche.

La présente invention concerne également un engin volant, en particulier un missile aérien, pourvu d'un autodirecteur de type à composants liés au bâti, qui présente une phase d'accrochage pendant laquelle il cherche à détecter une cible et qui comprend une direction d'observation, ladite direction d'observation étant fixe par rapport à l'engin volant et étant dirigée selon l'axe longitudinal de ce dernier.

Selon l'invention, ledit engin volant est remarquable en ce qu'il comporte des moyens de commande automatique pour commander (ou piloter) ledit engin volant de manière à faire décrire à son axe longitudinal, lors d'un vol de l'engin volant, pendant la phase d'accrochage de l'autodirecteur, un cercle de rayon croissant en fonction du temps, et ceci jusqu'à la détection de la cible.

Dans un mode de réalisation préféré, lesdits moyens de commande automatique sont formés de manière à soumettre l'engin volant simultanément à deux commandes destinées à faire varier, respectivement, d'une part l'angle entre le vecteur directeur lié à l'axe longitudinal de l'engin volant et un premier axe engin, et d'autre part l'angle entre ledit vecteur directeur et un second axe engin, ces deux axes engin définissant un plan qui est perpendiculaire à l'axe longitudinal de

l'engin volant, et ces deux commandes sont telles que lesdites variations angulaires sont sinusoïdales et déphasées de $\pi/2$.

En outre, avantageusement, lesdits moyens de commande automatique font partie d'un système de commande automatique dudit
5 engin volant, qui comprend de façon usuelle tous les moyens nécessaires pour faire voler l'engin volant et le guider.

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

10 La figure 1 montre de façon très schématique un missile pourvu d'un autodirecteur, auquel on applique la présente invention.

La figure 2 est un graphique permettant d'expliquer les caractéristiques d'un mode de commande préféré d'un missile.

La présente invention est appliquée à un engin volant 1, en
15 particulier un missile aérien, représenté schématiquement sur la figure 1, et est destinée à la gestion du fonctionnement d'un autodirecteur 2 de type à composants liés au bâti, qui est monté sur ledit engin volant 1.

De façon usuelle, un tel autodirecteur 2 présente une phase d'accrochage pendant laquelle il cherche à détecter une cible C, en
20 particulier une cible mobile. Cet autodirecteur 2 présente une direction d'observation 3 qui est fixe par rapport à l'engin volant 1 et est dirigée selon l'axe longitudinal 4 de ce dernier.

Cet engin volant 1 comporte des moyens de commande 5 usuels qui font partie d'un système de commande usuel 6 (relié par une liaison 7
25 à l'autodirecteur 2 et représenté très schématiquement sur la figure 1) et qui comprennent tous les éléments nécessaires pour guider et piloter l'engin volant 1 afin qu'il puisse atteindre une cible C, généralement mobile. 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 C 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.

5 Tous ces moyens usuels (du système 6) sont bien connus et ne seront pas décrits davantage ci-après.

De préférence, ledit engin volant 1 est un missile de type « LOAL » (« Lock-On After Launch » en anglais) pour lequel, par définition, l'autodirecteur 2 se verrouille sur la cible C après le lancement. Ce missile
10 ne voit pas la cible C au début de la mission. De façon usuelle, la mission commence par une phase de guidage dite « mi-course », dont le but est d'amener ledit missile à une distance suffisamment proche de la cible C pour que cette dernière puisse ensuite être détectée par l'autodirecteur 2.

Selon l'invention, ledit engin volant 1 comporte, de plus, des
15 moyens de commande automatique 8 pour commander (ou piloter) ledit engin volant 1 de manière à faire décrire à l'axe longitudinal 4 dudit engin volant 1, lors d'un vol, pendant la phase d'accrochage de l'autodirecteur 2 (c'est-à-dire pendant la recherche de la cible C), un cercle de rayon croissant en fonction du temps. Cette commande est mise en œuvre
20 jusqu'à la détection de la cible C. Ainsi, grâce à l'invention, l'engin volant 1 est guidé et piloté selon une trajectoire usuelle par les moyens 5, auxquels guidage et pilotage usuels s'ajoute le pilotage mis en œuvre par les moyens de commande 8 pour faire décrire à l'engin volant 1 un cercle croissant autour de sa direction de vol.

25 Ainsi, par cette commande de l'engin volant 1 destinée à lui faire décrire un cercle croissant, la zone qui est observée par l'autodirecteur 2 lors de la phase d'accrochage est augmentée. L'autodirecteur 2 est, en effet, en mesure de balayer une zone d'observation qui est beaucoup plus grande que son seul champ de vision de dimensions fixes. Par

conséquent, les capacités de l'autodirecteur 2 pour détecter la cible C sont considérablement augmentées, indépendamment de la nature d'une éventuelle erreur (erreur de navigation ou erreur due au déplacement de la cible), et ceci en évitant le recours à tout capteur ou surcoût additionnel.

5 Dans un mode de réalisation préféré, lesdits moyens de commande automatique 8 font partie dudit système de commande automatique 6, qui comprend de façon usuelle tous les moyens nécessaires pour faire voler l'engin volant 1 et le guider vers une cible C.

10 On considère $(\vec{u}_0, \vec{v}_0, \vec{w}_0)$ le trièdre défini par les axes engin à l'instant où l'on souhaite débiter l'application de la commande de guidage. Comme représenté sur la figure 1, ces deux axes engin $\vec{v}_0$ et $\vec{w}_0$ définissent un plan P qui est perpendiculaire à l'axe longitudinal 4 de l'engin volant 1. On considère $\vec{u}$ le vecteur directeur qui lié à l'axe longitudinal 4 de l'engin 1, et on définit α_v l'angle $(\vec{v}_0, \vec{u})$ et α_w l'angle $(\vec{w}_0, \vec{u})$. Ces deux angles vérifient les relations suivantes : $\alpha_v = \arcsin(\vec{u} \cdot \vec{v}_0)$ et $\alpha_w = \arcsin(\vec{u} \cdot \vec{w}_0)$.

Les moyens de commande 8 ont pour objet de faire varier ces deux angles α_v et α_w .

20 Le principe conforme à l'invention étant de faire décrire à l'axe engin un cercle de rayon croissant avec le temps, les commandes générées par les moyens de commande 8 pour obtenir lesdites variations angulaires sont sinusoïdales et déphasées de $\pi/2$, comme représenté sur la figure 2 qui montre les variations angulaires α (exprimées en °) en fonction du temps t (exprimé en secondes) pour α_v et α_w . De plus, les valeurs maximales de α_v et α_w augmentent à chaque demi-période.

25 L'amplitude de la commande angulaire est, de préférence, initialement proche de la valeur du champ de vision de l'autodirecteur 2 (et peut notamment être égale au demi-champ de ce dernier, par exemple

15°), ce qui assure la couverture d'une grande zone angulaire, sans créer d'angle mort au centre.

La période est choisie en fonction de la durée nécessaire d'observation sur zone pour assurer la détection de la cible C et n'est
5 fournie qu'à titre d'exemple sur la figure 2. Elle peut également lentement augmenter au cours du temps pour fournir l'opportunité à l'engin volant 1 d'élargir la zone de recherche si un premier passage a été infructueux.

La présente invention qui élargit donc la zone de recherche, permet de réduire tout aussi bien l'impact de la dérive de navigation que celui du
10 déplacement de la cible C, et non (comme les solutions usuelles précitées) l'un seulement de ces deux phénomènes.

De plus, elle apporte un gain significatif, puisqu'on a pu observer pour un autodirecteur auquel on a appliqué la présente invention des performances d'accrochage équivalentes à celle d'un autodirecteur de
15 capacités supérieures (même portée et précision, mais champ de 48° au lieu de 33°).

REVENDICATIONS

1. Procédé de gestion automatique d'un autodirecteur (2) du type à composants liés au bâti, qui est monté sur un engin volant (1), en particulier un missile aérien, qui présente une phase d'accrochage pendant laquelle il cherche à détecter une cible (C) et qui comprend une direction d'observation (3), ladite direction d'observation (3) étant fixe par rapport à l'engin volant (1) et étant dirigée selon l'axe longitudinal (4) de ce dernier, caractérisé en ce que l'on commande automatiquement ledit engin volant (1) de manière à faire décrire à l'axe longitudinal (4) dudit engin volant (1), pendant la phase d'accrochage de l'autodirecteur (2), un cercle de rayon croissant en fonction du temps, et ceci jusqu'à la détection de la cible (C).

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que l'on soumet l'engin volant (1) simultanément à deux commandes destinées à faire varier, respectivement, d'une part l'angle (α_v) entre un vecteur directeur lié à l'axe longitudinal de l'engin volant et un premier axe engin, et d'autre part l'angle (α_w) entre ledit vecteur directeur et un second axe engin, ces deux axes engin définissant un plan (P) qui est perpendiculaire à l'axe longitudinal (4) de l'engin volant (1), et en ce que ces deux commandes sont telles que lesdites variations angulaires (α_v , α_w) sont sinusoïdales et déphasées de $\pi/2$.

3. Engin volant, en particulier missile aérien, pourvu d'un autodirecteur (2) du type à composants liés au bâti, qui présente une phase d'accrochage pendant laquelle il cherche à détecter une cible (C) et qui comprend une direction d'observation (3), ladite direction d'observation (3) étant fixe par rapport à l'engin volant (1) et étant dirigée selon l'axe longitudinal (4) de ce dernier, caractérisé en ce qu'il comporte des moyens de commande automatique (8) pour commander automatiquement ledit engin volant (1) de manière à faire décrire à l'axe longitudinal (4) dudit engin volant (1), lors d'un vol de

ce dernier, pendant la phase d'accrochage de l'autodirecteur (2), un cercle de rayon croissant en fonction du temps, et ceci jusqu'à la détection de la cible (C).

4. Engin volant selon la revendication 3,

5 caractérisé en ce que lesdits moyens de commande automatique (8) sont
formés de manière à soumettre l'engin volant (1) simultanément à deux
commandes destinées à faire varier, respectivement, d'une part l'angle
(α_v) entre un vecteur directeur lié à l'axe longitudinal de l'engin volant et
un premier axe engin, et d'autre part l'angle (α_w) entre ledit vecteur
10 directeur et un second axe engin, ces deux axes engin définissant un plan
(P) qui est perpendiculaire à l'axe longitudinal (4) de l'engin volant (1), et
en ce que ces deux commandes sont telles que lesdites variations
angulaires (α_v , α_w) sont sinusoidales et déphasées de $\pi/2$.

5. Engin volant selon l'une des revendications 3 et 4,

15 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

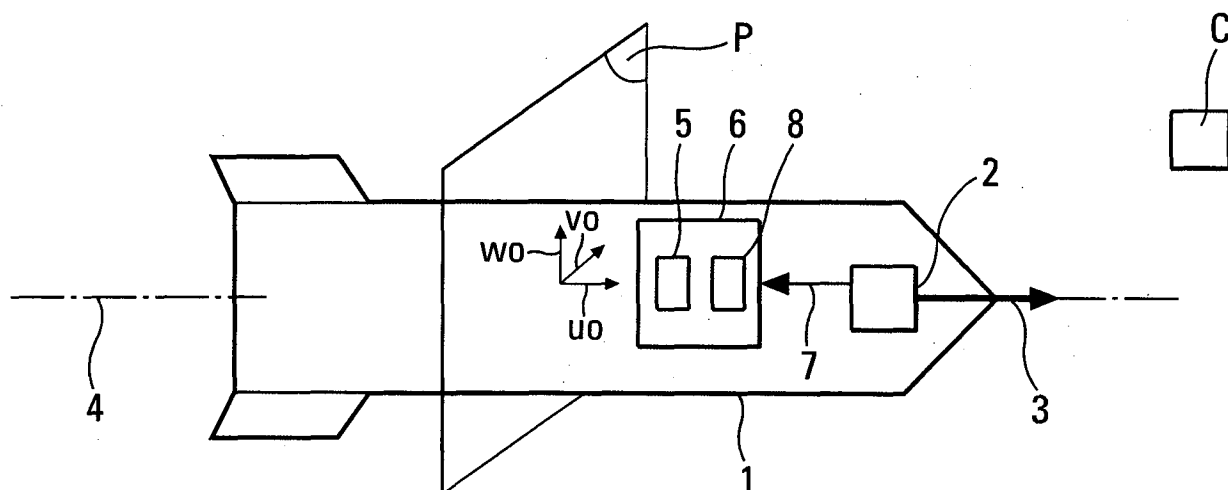


Fig. 1

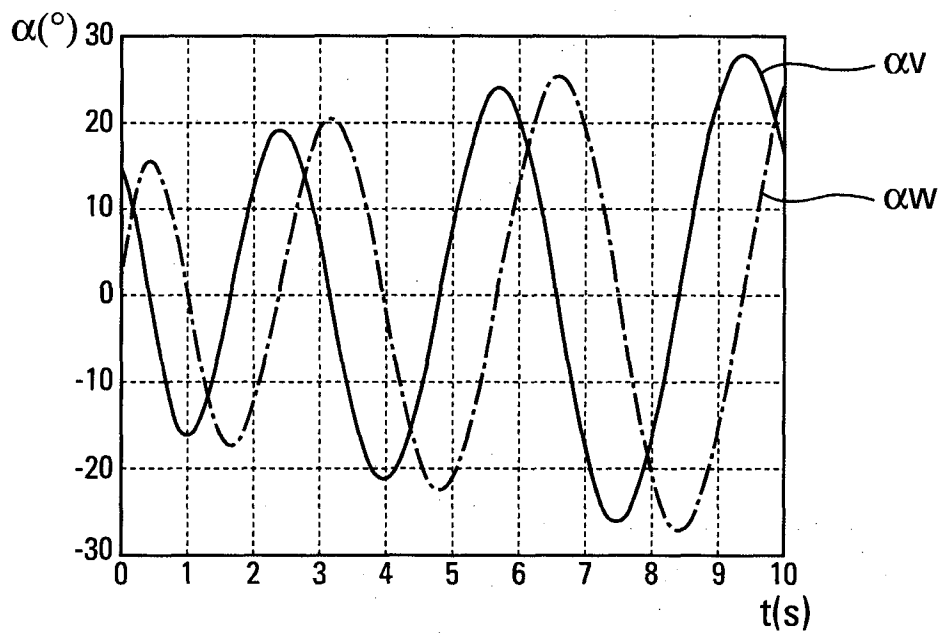


Fig. 2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2012/000146

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
 INV. F41G7/22
 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)
 F41G

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, INSPEC, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	EP 0 714 013 A1 (BODENSEEWERK GERAETETECH [DE]) 29 May 1996 (1996-05-29) page 3, line 13 - page 4, line 37 -----	1-5
A	DE 36 02 456 A1 (DIEHL GMBH & CO [DE]) 30 July 1987 (1987-07-30) column 1, line 45 - column 2, line 39 -----	1-5
A	US 4 347 996 A (GROSSO VINCENT A) 7 September 1982 (1982-09-07) abstract -----	1-5



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

6 June 2012

Date of mailing of the international search report

22/06/2012

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

Messelken, M

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2012/000146

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 0714013	A1	29-05-1996	DE 4442134 A1 30-05-1996
			EP 0714013 A1 29-05-1996
			US 5647560 A 15-07-1997

DE 3602456	A1	30-07-1987	DE 3602456 A1 30-07-1987
			FR 2593596 A1 31-07-1987
			GB 2185870 A 29-07-1987
			US 4711413 A 08-12-1987

US 4347996	A	07-09-1982	DE 3120447 A1 11-05-1983
			US 4347996 A 07-09-1982

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2012/000146

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. F41G7/22
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)
F41G

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, INSPEC, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	EP 0 714 013 A1 (BODENSEEWERK GERAETETECH [DE]) 29 mai 1996 (1996-05-29) page 3, ligne 13 - page 4, ligne 37 -----	1-5
A	DE 36 02 456 A1 (DIEHL GMBH & CO [DE]) 30 juillet 1987 (1987-07-30) colonne 1, ligne 45 - colonne 2, ligne 39 -----	1-5
A	US 4 347 996 A (GROSSO VINCENT A) 7 septembre 1982 (1982-09-07) abrégé -----	1-5



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

6 juin 2012

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

22/06/2012

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

Messelken, M

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2012/000146

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication		Membre(s) de la famille de brevet(s)		Date de publication
EP 0714013	A1	29-05-1996	DE	4442134 A1		30-05-1996
			EP	0714013 A1		29-05-1996
			US	5647560 A		15-07-1997

DE 3602456	A1	30-07-1987	DE	3602456 A1		30-07-1987
			FR	2593596 A1		31-07-1987
			GB	2185870 A		29-07-1987
			US	4711413 A		08-12-1987

US 4347996	A	07-09-1982	DE	3120447 A1		11-05-1983
			US	4347996 A		07-09-1982
