



(12) **DEMANDE DE BREVET EUROPEEN**

(43) Date de publication:
31.10.2012 Bulletin 2012/44

(51) Int Cl.:
F41G 7/22 (2006.01)

(21) Numéro de dépôt: **12290131.7**

(22) Date de dépôt: **16.04.2012**

(84) Etats contractants désignés:
AL AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB GR HR HU IE IS IT LI LT LU LV MC MK MT NL NO PL PT RO RS SE SI SK SM TR
Etats d'extension désignés:
BA ME

(71) Demandeur: **MBDA France**
75016 Paris (FR)

(72) Inventeur: **De Picciotto, François**
75015 Paris (FR)

(74) Mandataire: **Hauer, Bernard**
Gevers France
23bis, rue de Turin
75008 Paris (FR)

(30) Priorité: **28.04.2011 FR 1101320**

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

(57) - Procédé de gestion automatique d'un autodirecteur monté sur un engin volant, en particulier sur un missile.

- L'engin volant (1) est 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, 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).

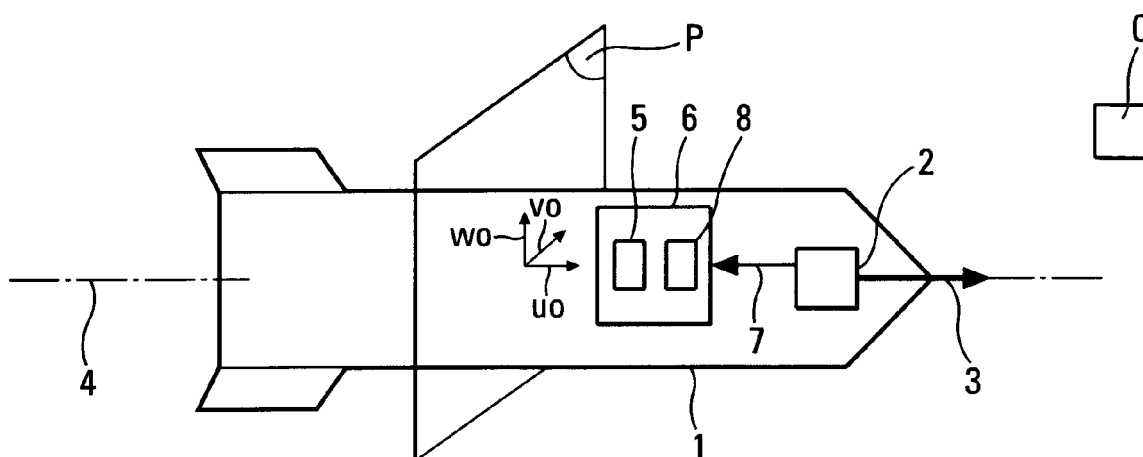


Fig. 1

Description

[0001] 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.

[0002] 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.

[0003] 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.

[0004] 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.

[0005] 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.

[0006] Ces deux phénomènes limitent donc la portée du missile.

[0007] 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.

[0008] 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.

[0009] Ces solutions usuelles ne sont donc pas complètement satisfaisantes.

[0010] 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.

[0011] 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.

[0012] 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.

[0013] 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.

[0014] 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.

[0015] 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.

[0016] 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.

[0017] 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.

[0018] 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.

[0019] 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 $\pi/2$.

[0020] En outre, avantageusement, lesdits moyens de commande automatique font partie d'un système de commande automatique dudit engin volant, qui comprend de façon usuelle tous les moyens nécessaires pour faire voler l'engin volant et le guider.

[0021] 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 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.

[0022] La présente invention est appliquée à un engin volant 1, en 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.

[0023] De façon usuelle, un tel autodirecteur 2 présente une phase d'accrochage pendant laquelle il cherche à détecter une cible C, en 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.

[0024] 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 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 trai-

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

[0025] 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 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.

[0026] Selon l'invention, ledit engin volant 1 comporte, de plus, des 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 oeuvre 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 oeuvre par les moyens de commande 8 pour faire décrire à l'engin volant 1 un cercle croissant autour de sa direction de vol.

[0027] 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.

[0028] 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.

[0029] On considère $(\vec{uo}, \vec{vo}, \vec{wo})$ 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{vo} et \vec{wo} 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{vo}, \vec{u}) et α_w l'angle (\vec{wo}, \vec{u}) .

Ces deux angles vérifient les relations suivantes : $\alpha_v =$

$$\arcsin(\vec{u} \cdot \vec{vo}) \text{ et } \alpha_w = \arcsin(\vec{u} \cdot \vec{wo}).$$

[0030] Les moyens de commande 8 ont pour objet de faire varier ces deux angles α_v et α_w .

[0031] 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.

[0032] 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.

[0033] 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 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.

[0034] 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 déplacement de la cible C, et non (comme les solutions usuelles précitées) l'un seulement de ces deux phénomènes.

[0035] 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 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 $\pi/2$.

5
10
15

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,

20
25

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).

30

4. Engin volant selon la revendication 3,

35

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 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 $\pi/2$.

40
45

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

50

caractérisé en ce que lesdits moyens de commande automatique (8) font partie d'un système de commande automatique (6) dudit engin volant (1).

55

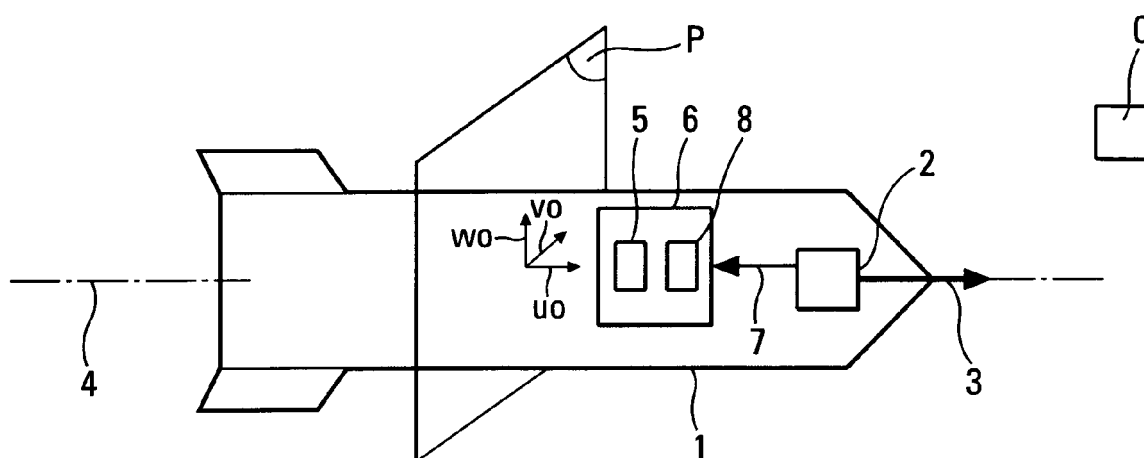


Fig. 1

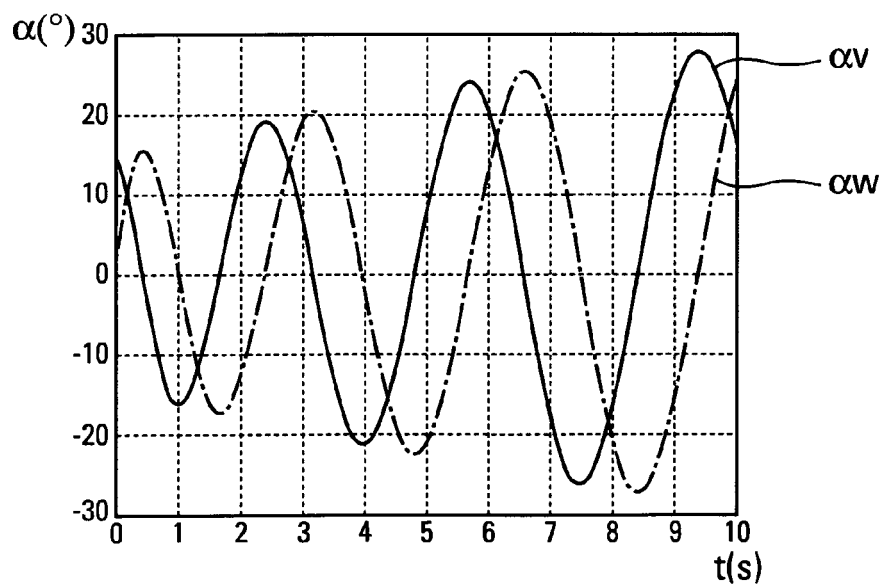


Fig. 2



RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande

EP 12 29 0131

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (IPC)
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	INV. F41G7/22
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	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (IPC)
			F41G
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche Munich		Date d'achèvement de la recherche 6 juin 2012	Examineur Messelken, M
<p>CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>			

EPO FORM 1503 03.82 (P04C02)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 12 29 0131

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche européenne visé ci-dessus.

Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

06-06-2012

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

EPO FORM P0460

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82