(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
30 août 2018 (30.08.2018)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2018/154191 A1

(51) Classification internationale des brevets :
G01C 21/20 (2006.01) *G05D 1/02* (2006.01)
G05D 1/00 (2006.01) *G08G 5/00* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2018/000030

(22) Date de dépôt international :
19 février 2018 (19.02.2018)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
17/00174 22 février 2017 (22.02.2017) FR

(71) Déposant : **ARIANEGROUP SAS** [FR/FR] ; Tour Cristal, 7-11 Quai André Citroën, 75015 Paris (FR).

(72) Inventeur : **VOURC'H, Sébastien** ; 21 Avenue de la Boissière, 78190 Trappes (FR).

(74) Mandataire : **HAUER, Bernard** ; Gevers & Ores, 41, avenue de Friedland, 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, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, 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.

(54) **Title:** METHOD AND DEVICE FOR MONITORING THE INTEGRITY OF A TRAJECTORY OF A SPACE- OR AIRCRAFT

(54) **Titre :** PROCÉDÉ ET DISPOSITIF DE SURVEILLANCE DE L'INTÉGRITÉ D'UNE TRAJECTOIRE D'UN ENGIN VOLANT, SPATIAL OU AÉRIEN

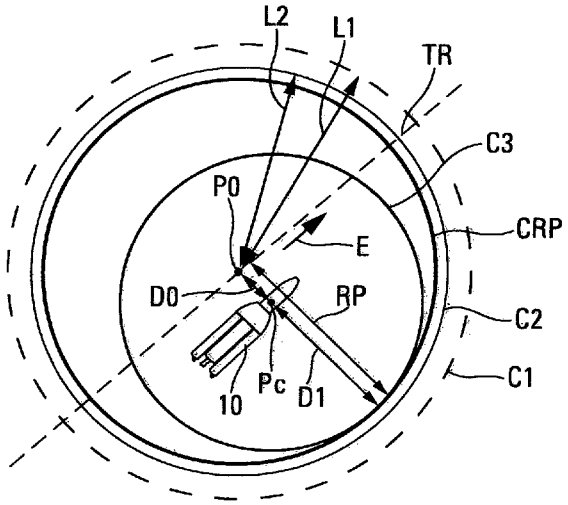


Fig. 2

(57) **Abstract:** The monitoring device includes a unit for determining the current position (Pc) of the space- or aircraft (10), during a flight of the space- or aircraft (10) along a predetermined reference trajectory (TR), a unit for calculating a first distance (DO) between said current position (Pc) and a theoretical position (PO) corresponding to the position of the space- or aircraft (10) on said predetermined reference trajectory (TR), a unit for calculating a second distance (D1) on the basis of a predetermined uncertainty of the position determining unit, a unit for summing the first distance (DO) and the second distance (D1) so as to calculate a comparison value (RP), a unit for comparing the comparison value (RP) with a predetermined limit (L1), the predetermined limit (L1) being associated with the predetermined reference trajectory (TR), and a unit for transmitting an alert message if said comparison value (RP) is higher than said limit (L1).

(57) **Abrégé :** Le dispositif de surveillance comporte une unité pour déterminer la position courante (Pc) de l'engin volant (10), au cours d'un vol de l'engin volant (10) suivant une trajectoire de référence (TR) prédéterminée, une unité pour calculer une première distance (DO) entre ladite position courante (Pc) et une position théorique (PO) correspondant à la position de l'engin volant (10) sur ladite

WO 2018/154191 A1

[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), 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, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Déclarations en vertu de la règle 4.17 :

— *relative au droit du déposant de demander et d'obtenir un brevet (règle 4.17(ii))*

Publiée:

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

trajectoire de référence (TR) prédéterminée, une unité pour calculer une seconde distance (D1) à partir d'une incertitude prédéterminée de l'unité de détermination de position, une unité pour sommer la première distance (DO) et la seconde distance (D1) afin de calculer une valeur de comparaison (RP), une unité pour comparer la valeur de comparaison (RP) à une limite (L1) prédéterminée, la limite (L1) prédéterminée étant associée à la trajectoire de référence (TR) prédéterminée, et une unité pour émettre un message d'alerte si ladite valeur de comparaison (RP) est supérieure à ladite limite (L1).

Procédé et dispositif de surveillance de l'intégrité d'une trajectoire d'un engin volant, spatial ou aérien.

La présente invention concerne un procédé et un dispositif de surveillance de l'intégrité d'une trajectoire de vol d'un engin volant, spatial ou aérien.

La présente invention a pour objet de surveiller la trajectoire suivie par un engin (ou véhicule) volant, pour vérifier qu'elle reste dans des limites données, par rapport à une trajectoire de référence.

Bien que non exclusivement, la présente invention s'applique plus particulièrement à un engin spatial, tel qu'un lanceur spatial destiné à amener des objets, par exemple des satellites, dans l'espace.

Dans le cas d'un lanceur spatial, il est en effet impératif de s'assurer que le lanceur spatial suive bien la trajectoire prédéterminée qui lui est allouée et d'être en mesure de détecter en temps réel tout écartement de son vol par rapport à la trajectoire prédéterminée, pour pouvoir prendre les décisions appropriées le cas échéant. En particulier, il peut être nécessaire de pouvoir neutraliser le lanceur spatial s'il s'avère qu'il s'écarte de la trajectoire prévue, un tel écartement étant représentatif d'un problème de fonctionnement, pour éviter qu'il ne s'écrase (ou que des débris ne tombent) sur des zones particulières de la Terre, notamment des zones habitées.

On connaît, par le document US-9 429 403, un dispositif et une méthode pour interrompre automatiquement le vol d'un véhicule aérien, notamment d'un lanceur spatial. Ce document prévoit de déterminer un état du véhicule à partir de traitements réalisés à l'aide de données reçues de capteurs embarqués, et de comparer cet état du véhicule à des règles de la mission, une éventuelle interruption du vol dépendant de cette comparaison. Le document US-9 429 403 ne précise pas le mode de calcul des paramètres utilisés pour la comparaison.

La présente invention concerne un procédé de surveillance (automatique) de l'intégrité de la trajectoire d'un engin volant, spatial, ou aérien.

Selon l'invention, ledit procédé de surveillance est remarquable en ce qu'il comprend les étapes suivantes, mises en œuvre de façon automatique et répétitive, lors d'un vol de l'engin volant :

- une étape de calcul de position, mise en œuvre par une unité de détermination de position, consistant à déterminer la position courante de l'engin volant suivant une trajectoire de référence prédéterminée ;
- une première étape de calcul, mise en œuvre par une première unité de calcul, consistant à calculer une première distance entre ladite position courante et une position théorique, la position théorique correspondant à la position de l'engin volant sur la trajectoire de référence prédéterminée devant être suivie par ledit engin volant ;
- une deuxième étape de calcul, mise en œuvre par une deuxième unité de calcul, consistant à calculer une seconde distance à partir d'une incertitude prédéterminée de ladite unité de détermination de position ;
- une troisième étape de calcul, mise en œuvre par une troisième unité de calcul, consistant à sommer ladite première distance et ladite seconde distance pour déterminer une valeur de comparaison ; et
- une étape de comparaison, mise en œuvre par une unité de comparaison, consistant à comparer la valeur de comparaison à une limite prédéterminée, la limite prédéterminée étant associée à ladite trajectoire de référence prédéterminée, ledit procédé comprenant également une étape d'alerte, mise en œuvre par une unité d'alerte, consistant à émettre un message d'alerte si ladite valeur de comparaison est supérieure à ladite limite prédéterminée.

Ainsi, grâce à l'invention, on obtient un procédé de surveillance apte à détecter automatiquement, de façon précise et en temps réel, un écartement (ou dérive) de l'engin volant, notamment un engin spatial, par rapport à la trajectoire de référence qu'il doit suivre (et qui est connue avant le vol), afin de pouvoir prendre les décisions qui s'imposent dans cette situation.

De façon avantageuse, ledit procédé comprend également une étape de détermination de valeurs courantes de paramètres de l'engin volant.

Avantageusement, la deuxième étape de calcul calcule la seconde distance à l'aide de l'écart-type de valeurs courantes ainsi déterminées de paramètres de l'engin volant et d'un risque d'intégrité.

En outre, de façon avantageuse, ledit procédé de surveillance comprend une étape préliminaire, de préférence (bien que non exclusivement) antérieure au vol de l'engin volant, cette étape préliminaire consistant à déterminer ladite trajectoire de référence ainsi que ladite limite associée.

Dans un mode de réalisation préféré, l'étape de détermination de position consiste à déterminer la position courante de l'engin à partir de données inertielles dudit engin volant.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré, la trajectoire de référence prédéterminée définit, à des points successifs, la position, la vitesse et l'attitude de l'engin volant.

Ainsi, on connaît, en plus de la position, également la vitesse et l'attitude de l'engin volant.

En outre avantageusement :

- l'étape de comparaison consiste également à comparer la valeur de comparaison à une limite auxiliaire prédéterminée, ladite limite auxiliaire étant inférieure à ladite limite ; et
- l'étape d'alerte consiste à émettre un message d'alerte auxiliaire si ladite valeur de comparaison est supérieure à ladite limite auxiliaire.

Le procédé de surveillance peut être appliqué à un engin spatial qui doit suivre une trajectoire de référence prédéterminée. Il peut également être appliqué à un engin aérien qui doit suivre une trajectoire de référence prédéterminée.

Toutefois, dans un mode de réalisation préféré, l'engin volant est un lanceur spatial.

Aussi, dans un premier mode de réalisation, ladite trajectoire de référence prédéterminée est une trajectoire de montée du lanceur spatial,

tandis que, dans un second mode de réalisation, ladite trajectoire de référence prédéterminée est une trajectoire de descente (c'est-à-dire de retour sur Terre) du lanceur spatial.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, avantageusement, la limite prédéterminée est définie pour éviter que des parties de l'engin volant ne touchent au moins une zone donnée sur Terre en cas de neutralisation de l'engin volant, notamment un lanceur spatial, lorsqu'il suit la trajectoire de référence prédéterminée.

De plus, avantageusement, ledit procédé de surveillance comporte une étape de neutralisation consistant à neutraliser l'engin volant lorsqu'un message d'alerte est émis à l'étape d'alerte. La neutralisation peut correspondre à la destruction de l'engin volant ou à d'autres actions qui n'entraînent pas forcément sa destruction.

La présente invention concerne également un dispositif de surveillance de l'intégrité de la trajectoire d'un engin volant, spatial ou aérien.

Selon l'invention, ledit dispositif de surveillance comporte :

- une unité de détermination de position configurée pour déterminer la position courante de l'engin volant suivant une trajectoire de référence prédéterminée ;
- une première unité de calcul configurée pour calculer la distance entre ladite position courante et une position théorique, la position théorique correspondant à la position de l'engin volant sur la trajectoire de référence prédéterminée devant être suivie par ledit engin volant ;
- une deuxième unité de calcul configurée pour calculer une seconde distance à partir d'une incertitude prédéterminée de ladite unité de détermination de position ;
- une troisième unité de calcul configurée pour sommer ladite première distance et ladite seconde distance afin de déterminer une valeur de comparaison ;
- une unité de comparaison configurée pour comparer la valeur de comparaison à une limite prédéterminée, la limite prédéterminée étant associée à ladite trajectoire de référence prédéterminée ; et

- une unité d'alerte configurée pour émettre un message d'alerte si ladite valeur de comparaison est supérieure à ladite limite prédéterminée.

Dans un mode de réalisation particulier, ledit dispositif de surveillance comporte également une unité de détermination de valeurs courantes de paramètres de l'engin volant.

En outre, dans un mode de réalisation préféré, l'unité de détermination de position est une centrale inertielle qui détermine la position courante de l'engin à partir de données inertielles.

Par ailleurs, avantageusement, ladite deuxième unité de calcul est configurée pour calculer la seconde distance à l'aide de l'écart-type de valeurs courantes déterminées de l'engin volant et d'un risque d'intégrité.

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

La figure 1 est le schéma synoptique d'un mode de réalisation particulier d'un dispositif de surveillance conforme à l'invention.

Les figures 2, 4 et 5 représentent différents graphiques permettant de bien comprendre les différentes limites prévues et les comparaisons mises en œuvre lors de la surveillance, dans le cas d'une application à un lanceur spatial.

La figure 3 illustre schématiquement un procédé de surveillance mis en œuvre par un dispositif de surveillance conforme à l'invention.

Le dispositif 1 permettant d'illustrer l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1, est destiné à surveiller l'intégrité d'une trajectoire (de vol) d'un engin (ou véhicule) volant 10 (figure 2), à savoir un engin volant spatial ou aérien.

Dans l'exemple préféré décrit ci-dessous, l'engin volant 10 est un lanceur spatial qui doit suivre une trajectoire de référence TR prédéterminée (figure 2).

Toutefois, le dispositif peut également s'appliquer à tout engin volant spatial, mais également aérien, qui doit suivre une telle trajectoire de référence prédéterminée.

Selon l'invention, ledit dispositif de surveillance 1 comporte, comme représenté sur la figure 1 en lien avec la figure 2 :

- une unité de détermination de position 2 configurée pour déterminer, en temps réel, la position courante Pc de l'engin volant 10 lors d'un déplacement (vol) de ce dernier suivant la trajectoire de référence (de vol) TR prédéterminée, dans le sens illustré par une flèche E sur la figure 2 ; et
- une unité centrale 3.

Selon l'invention, ladite unité centrale 3 comprend :

- une unité de calcul 4 configurée pour calculer, en temps réel, une première distance D0 entre ladite position courante Pc (reçue via une liaison 5 de l'unité de détermination de position 2) et une position théorique (ou planifiée) P0, qui est enregistrée dans une base de données 6 et reçue via une liaison 7. La position théorique P0 correspond à la position qu'aurait l'engin volant 10 s'il se trouvait exactement sur la trajectoire de référence TR prédéterminée qu'il est en train de suivre lors de son vol ;
- une unité de calcul 8 configurée pour calculer, comme précisé ci-dessous, une seconde distance D1 à partir d'une incertitude prédéterminée de ladite unité de détermination de position 2, reçue de cette dernière via une liaison 9 ;
- une unité de calcul 11 configurée pour sommer ladite première distance D0 (reçue de l'unité de calcul 4 via une liaison 12) et ladite seconde distance D1 (reçue de l'unité de calcul 8 via une liaison 13) afin de déterminer une valeur de comparaison RP ;
- une unité de comparaison 14 configurée pour comparer la valeur de comparaison RP (reçue de l'unité de calcul 11 via une liaison 15) à au moins une limite L1 prédéterminée, reçue de la base de données 6 via une liaison 16. Ladite limite L1 est associée à ladite trajectoire de référence TR prédéterminée, comme précisé ci-dessous ; et

- une unité d'alerte 17 qui est reliée par l'intermédiaire d'une liaison 18 à l'unité de comparaison 14 et qui est configurée pour émettre un message (ou signal) d'alerte si, d'après la comparaison mise en œuvre par l'unité de comparaison 14, ladite valeur de comparaison RP est supérieure à ladite limite L1 prédéterminée.

Ce message d'alerte peut être émis via une liaison 19 à au moins un système utilisateur 20 précisé ci-dessous. Ce système utilisateur 20 peut correspondre à tout système pour lequel le message d'alerte peut avoir un intérêt. Il peut s'agir d'un système embarqué, tel qu'un élément de neutralisation comme précisé ci-dessous. Il peut également s'agir d'un système de transmission d'informations qui transmet le message d'alerte vers le sol ou vers un autre engin volant, directement ou via un ou des relais.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier :

- l'unité de comparaison 14 consiste également à comparer la valeur de comparaison RP au moins à une limite auxiliaire L2, ladite limite auxiliaire L2 étant inférieure à ladite limite L1 ; et
- l'unité d'alerte 17 consiste à émettre un message d'alerte auxiliaire si ladite valeur de comparaison RP est supérieure à ladite limite auxiliaire L2.

La limite auxiliaire L2 peut être une limite pour prévenir par un signal approprié (ledit message d'alerte auxiliaire) l'approche de la limite L1 pour laquelle le signal d'alerte sera émis.

Sur l'exemple de la figure 1 :

- la limite L1 est mise en évidence par un cercle C1 dont le centre correspond à la position P0, et qui présente un rayon L1. Dans l'espace, C1 est une sphère de centre P0 et de rayon L1 ;
- la limite auxiliaire L2 est mise en évidence par un cercle C2 dont le centre correspond à la position P0, et qui présente un rayon L2. Dans l'espace, C2 est une sphère de centre P0 et de rayon L2 ; et
- la valeur de comparaison RP est mise en évidence par un cercle CRP dont le centre correspond à la position P0, et qui présente un rayon RP. Dans l'espace, CRP est une sphère de centre P0 et de rayon RP.

Bien entendu, les paramètres (cercles C1, C2, CRP) représentés en plan sur la figure 2 correspondent, de préférence, à des paramètres (sphères) définis dans l'espace.

On a également représenté sur la figure 2, une limite d'erreur estimée sous forme d'un cercle (ou sphère) C3 de centre Pc et de rayon D1, qui illustre l'erreur de position due à l'incertitude de l'unité 2, autour de la position courante Pc de l'engin volant 10.

Dans le cadre de la présente invention, les messages d'alerte et d'alerte auxiliaire peuvent être différents types de message. Généralement, le message d'alerte auxiliaire qui est généré avant le message d'alerte, est généré pour prévenir que le message d'alerte va être émis. Ce message d'alerte peut notamment être un message d'intervention (ou de neutralisation), tel qu'un message ordonnant la destruction de l'engin volant.

Dans un mode de réalisation particulier, ledit dispositif de surveillance 1 comporte également un ensemble 21 de sources d'informations. Cet ensemble 21 est configuré pour déterminer, de façon usuelle, les valeurs courantes de paramètres de l'engin volant, qui sont transmises via des liaisons, par exemple les liaisons 5 et 9, à l'unité centrale 3.

Dans un mode de réalisation particulier, l'ensemble 21 détermine, en temps réel, également les valeurs courantes de la vitesse et de l'attitude de l'engin volant 10, et transmet ces valeurs courantes à l'unité centrale 3.

Dans un mode de réalisation préféré, la trajectoire de référence prédéterminée TR permet de définir, à des points successifs, la position P0, la vitesse et l'attitude de l'engin volant 10.

Les traitements précités concernent ainsi, non seulement la position, mais peuvent également s'appliquer à la vitesse et à l'attitude.

Dans le cadre de la présente invention, la trajectoire de référence TR est déterminée antérieurement au vol de l'engin volant. Elle est donc connue avant le vol. De préférence, cette trajectoire de référence TR est définie pour tout le vol envisagé de l'engin volant. Par exemple, pour une trajectoire de montée d'un lanceur spatial, elle est définie à partir du tir du lanceur spatial

jusqu'à la fin de la mission mise en œuvre par le lanceur spatial, par exemple à la libération d'un satellite emporté.

De plus, dans le cadre de la présente invention, la limite L1 et éventuellement la limite auxiliaire L2 sont également déterminées avant le vol en lien avec ladite trajectoire de référence TR. Elles permettent de définir l'espace autour de la trajectoire de référence TR dans lequel doit être situé l'engin volant.

L'unité de détermination de position 2 peut faire partie dudit ensemble 21.

Dans un mode de réalisation préféré, l'unité de détermination de position 2 est une centrale inertielle usuelle de l'engin volant 10, qui détermine de façon usuelle la position courante Pc de l'engin volant 10 à partir de données inertielles.

En variante, la position courante Pc de l'engin volant 10 peut être déterminée par d'autres moyens usuels embarqués. A titre d'illustration, l'unité de détermination de position peut correspondre à un système de positionnement par satellites, de type GPS, Galileo ou autre. Elle peut également correspondre à un système hybride utilisant, de façon usuelle, des valeurs inertielles d'une centrale inertielle et des valeurs de positionnement d'un tel système de positionnement par satellites.

Par ailleurs, la base de données 6 peut être intégrée dans l'unité centrale 3, comme dans l'exemple représenté sur la figure 1, ou être externe à cette unité centrale 3.

En outre, l'unité de calcul 8 est configurée pour calculer la distance D1 à l'aide de l'écart-type de valeurs courantes de paramètres de l'engin volant, déterminées par l'ensemble 21, ainsi que d'un risque d'intégrité RI.

A titre d'illustration, l'unité de calcul 8 calcule la distance D1 en mettant en œuvre le mode de calcul suivant.

Dans le cas d'une seule dimension, la distance D1 est obtenue à partir de la relation suivante :

$$D1 = \sqrt{2} * erfc^{-1}(RI) * \sigma$$

dans laquelle :

- $erfc$ la fonction d'erreur complémentaire ;
- RI est le risque d'intégrité, c'est-à-dire la probabilité spécifiée qu'un paramètre soit supérieur à une limite définie sans alerte ; et
- σ est l'écart-type des paramètres surveillés (position, vitesse, attitude).

En outre, dans le cas de deux dimensions, la distance D1 est obtenue à partir de la relation suivante :

$$D1 = \sqrt{-2 * \ln(RI)} * \sqrt{\max(COV)}$$

dans laquelle :

- $\ln$ est la fonction logarithmique ; et
- COV est la valeur propre de la covariance à deux dimensions.

Des calculs précédents à une seule dimension ou à deux dimensions, on déduit facilement le calcul de la distance D1 dans l'espace (à trois dimensions).

Le risque d'intégrité RI utilisé dans le calcul de D1 est associé à l'unité de détermination de position 2 utilisée. Ce risque d'intégrité est déterminé de façon usuelle pour chaque unité de détermination de position 2.

Le dispositif 1, tel que décrit ci-dessus, permet de détecter automatiquement, de façon précise et en temps réel, un écartement (ou dérive) de l'engin volant, notamment un engin spatial, par rapport à la trajectoire de référence TR qu'il doit suivre, afin de pouvoir prendre les décisions qui s'imposent.

Pour ce faire, ledit dispositif 1 met en œuvre, de façon automatique et répétitive, lors d'un déplacement (vol) de l'engin volant 10, les étapes E1 à E6 suivantes, représentées sur la figure 3 (et définies ci-dessous en lien avec les figures 1 et 2) :

- une étape de détermination de position E1, mise en œuvre par l'unité de détermination de position 2, consistant à déterminer la position courante Pc de l'engin volant 10 ;

- une étape de calcul E2, mise en œuvre par l'unité de calcul 4, consistant à calculer la distance D0 entre ladite position courante Pc et la position théorique P0 ;
- une étape de calcul E3, mise en œuvre par l'unité de calcul 8, consistant à calculer la distance D1 à partir d'une incertitude prédéterminée de l'unité de détermination de position 2, par exemple de la manière indiquée ci-dessus ;
- une étape de calcul E4, mise en œuvre par l'unité de calcul 11, consistant à sommer la distance D0 et la distance D1 pour déterminer la valeur de comparaison RP (RP=D0+D1) ;
- une étape de comparaison E5, mise en œuvre par l'unité de comparaison 14, consistant à comparer la valeur de comparaison RP à la limite (principale) L1 prédéterminée, et éventuellement à la limite auxiliaire L2 prédéterminée ; et
- une étape d'alerte E6, mise en œuvre par l'unité d'alerte 17, consistant à émettre un message d'alerte dès que ladite valeur de comparaison RP devient supérieure à ladite limite L1 (et le cas échéant un message d'alerte auxiliaire dès que ladite valeur de comparaison RP devient supérieure à ladite limite L2).

La suite d'étapes E1 à E5 successives précédentes est mise en œuvre de façon répétitive (ou itérative) au cours du vol. L'étape d'alerte E6 est, quant à elle, uniquement mise en œuvre lorsqu'un message d'alerte doit être émis.

On présente ci-après une application préférée de l'invention relative à un lanceur spatial 10, en référence aux figures 4 et 5.

Dans le mode de réalisation particulier considéré, la trajectoire de référence TR prédéterminée est une trajectoire de montée d'un lanceur spatial 10, telle que représentée sur les figures 4 et 5.

En variante (non représentée), ladite trajectoire de référence prédéterminée peut être une trajectoire de descente (c'est-à-dire de retour sur Terre) d'un lanceur spatial.

Dans le mode de réalisation particulier considéré, le lanceur spatial 10 comporte un élément de neutralisation apte à le neutraliser lorsqu'un

message d'alerte est émis. Cet élément de neutralisation peut faire partie du système utilisateur 20 et peut comporter de manière non limitative une charge explosive et un moyen de déclenchement de cette charge explosive ou de moyens de passivation.

Sur les figures 4 et 5, on a représenté :

- un poste de lancement (ou de tir) 30, à partir duquel est lancé le lanceur spatial 10 ;
- des zones Z1, Z2 et Z3 au sol à protéger (figure 4). Ces zones Z1, Z2 et Z3 sont délimitées respectivement par des limites A1, A2 et A3 représentées sur la figure 5 (qui montre, de plus, une limite A4) ;
- la trajectoire de référence TR que doit suivre le lanceur spatial 10.

On a également représenté sur la figure 4 :

- une zone S1 qui est définie autour de la trajectoire de référence TR et qui présente, de préférence, une forme conique s'évasant en s'écartant du poste de lancement 30. Cette zone S1 illustre la zone dans laquelle doit se trouver le lanceur spatial 10 dans un vol nominal ;
- une zone S2 (de forme conique) illustrant une limite d'alerte LA représentée sur la figure 5. Cette limite d'alerte LA peut correspondre à la limite L2 de la figure 2 ;
- une zone S3 (de forme conique) illustrant une limite de neutralisation LB représentée sur la figure 5. Cette limite de neutralisation LB peut correspondre à la limite L1 de la figure 2.

Ainsi, à titre d'illustration, si lors du vol du lanceur spatial 10, le dispositif de surveillance 1 embarqué détecte de la manière précisée ci-dessus, que le lanceur spatial 10 s'écarte de la trajectoire de référence TR et que la valeur de comparaison RP atteint la limite LA, l'unité d'alerte 17 émet un message d'alerte.

Dans le mode de réalisation particulier considéré, la limite de neutralisation LB, en l'occurrence de destruction, est définie pour éviter que des débris du lanceur spatial 10 ne touchent au moins l'une des zones Z1, Z2,

Z3 à protéger sur Terre, en cas de destruction dudit lanceur spatial 10 lorsqu'il suit la trajectoire de référence TR.

Ceci permet d'éviter que la zone B0, sur laquelle risquent de tomber des débris du lanceur spatial 10 au moment de sa destruction, ne touche une zone à protéger, comme représenté sur la figure 5 où une partie de la zone B0 de retombée passe à l'intérieur de la limite A4 d'une zone à protéger.

REVENDICATIONS

1. Procédé de surveillance de l'intégrité d'une trajectoire d'un engin volant, spatial ou aérien,
caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes, mises en œuvre de façon automatique et répétitive, lors d'un vol de l'engin volant (10) :
- une étape de détermination de position (E1), mise en œuvre par une unité de détermination de position (2), consistant à déterminer la position courante (Pc) de l'engin volant (10) suivant une trajectoire de référence (TR) prédéterminée ;
- une première étape de calcul (E2), mise en œuvre par une première unité de calcul (4), consistant à calculer une première distance (D0) entre ladite position courante (Pc) et une position théorique (P0), la position théorique (P0) correspondant à la position de l'engin volant (10) sur la trajectoire de référence (TR) prédéterminée suivie par ledit engin volant (10) ;
- une deuxième étape de calcul (E3), mise en œuvre par une deuxième unité de calcul (8), consistant à calculer une seconde distance (D1) à partir d'une incertitude prédéterminée de ladite unité de détermination de position (2) ;
- une troisième étape de calcul (E4), mise en œuvre par une troisième unité de calcul (11), consistant à sommer ladite première distance (D0) et ladite seconde distance (D1) pour déterminer une valeur de comparaison (RP) ; et
- une étape de comparaison (E5), mise en œuvre par une unité de comparaison (14), consistant à comparer la valeur de comparaison (RP) à une limite prédéterminée (L1, LB), la limite prédéterminée (L1, LB) étant associée à ladite trajectoire de référence (TR) prédéterminée,
ledit procédé comprenant également une étape d'alerte (E6), mise en œuvre par une unité d'alerte (17), consistant à émettre un message d'alerte si ladite valeur de comparaison (RP) est supérieure à ladite limite (L1, LB) prédéterminée.

2. Procédé selon la revendication 1,

caractérisé en ce qu'il comporte une étape de détermination de valeurs courantes de paramètres de l'engin volant (10).

3. Procédé selon la revendication 2,

caractérisé en ce que la deuxième étape de calcul (E3) calcule la seconde distance (D1) à l'aide de l'écart-type de valeurs courantes déterminées de paramètres de l'engin volant (10) et d'un risque d'intégrité.

4. Procédé selon l'une des revendications 1 à 3,

caractérisé en ce qu'il comprend une étape préliminaire consistant à déterminer ladite trajectoire de référence (TR) ainsi que ladite limite (L1, L2, LA, LB) associée.

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que l'étape de détermination de position (E1) consiste à déterminer la position courante (Pc) de l'engin volant (10) à partir de données inertielles dudit engin volant (10).

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que la trajectoire de référence (TR) prédéterminée définit, à des points successifs, la position (Pc), la vitesse et l'attitude de l'engin volant (10).

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que :

- l'étape de comparaison (E5) consiste également à comparer la valeur de comparaison (RP) à au moins une limite auxiliaire (L2, LA) prédéterminée, ladite limite auxiliaire (L2, LA) étant inférieure à ladite limite (L1, LB) ; et
- l'étape d'alerte (E6) consiste à émettre un message d'alerte auxiliaire si ladite valeur de comparaison (RP) est supérieure à ladite limite auxiliaire (L2, LA) prédéterminée.

8. Procédé selon l'une des revendications 1 à 7,

caractérisé en ce que ladite trajectoire de référence (TR) prédéterminée est une trajectoire de montée d'un lanceur spatial (10).

9. Procédé selon l'une des revendications 1 à 7,

caractérisé en ce que ladite trajectoire de référence prédéterminée est une trajectoire de descente d'un lanceur spatial.

10. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que la limite (L1, LB) prédéterminée est définie pour éviter que des débris de l'engin volant (10) ne touchent au moins une zone (Z1, Z2, Z3) donnée sur la Terre en cas de neutralisation de l'engin volant (10) lorsqu'il suit ladite trajectoire de référence (TR) prédéterminée.

11. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte une étape de neutralisation consistant à neutraliser l'engin volant (10) lorsqu'un message d'alerte est émis à l'étape d'alerte (E6).

12. Dispositif de surveillance de l'intégrité d'une trajectoire d'un engin volant, spatial ou aérien,
caractérisé en ce qu'il comporte :
- une unité de détermination de position (2) configurée pour déterminer la position courante (Pc) de l'engin volant (10), au cours d'un vol de l'engin volant (10) suivant une trajectoire de référence (TR) prédéterminée ;
- une première unité de calcul (4) configurée pour calculer la distance (D0) entre ladite position courante (Pc) et une position théorique (P0), la position théorique (P0) correspondant à la position de l'engin volant (10) sur la trajectoire de référence (TR) prédéterminée devant être suivie par ledit engin volant (10) ;
- une deuxième unité de calcul (8) configurée pour calculer une seconde distance (D1) à partir d'une incertitude prédéterminée de ladite unité de détermination de position (2) ;
- une troisième unité de calcul (11) configurée pour sommer ladite première distance (D0) et ladite seconde distance (D1) afin de déterminer une valeur de comparaison (RP) ;
- une unité de comparaison (14) configurée pour comparer la valeur de comparaison (RP) à une limite (L1, LB) prédéterminée, la limite (L1, LB)

prédéterminée étant associée à ladite trajectoire de référence (TR) prédéterminée ; et

- une unité d'alerte (17) configurée pour émettre un message d'alerte si la valeur de comparaison (RP) est supérieure à la limite (L1, LB) prédéterminée.

13. Dispositif selon la revendication 12,
caractérisé en ce qu'il comporte une unité (21) de détermination de valeurs courantes de paramètres de l'engin volant (10).

14. Dispositif selon l'une des revendications 12 et 13,
caractérisé en ce que l'unité de détermination de position (2) est une centrale inertielle qui détermine la position courante (Pc) de l'engin volant (10) à partir de données inertielles.

15. Dispositif selon l'une des revendications 12 à 14,
caractérisé en ce que ladite deuxième unité de calcul (8) est configurée pour calculer la seconde distance (D1) à l'aide de l'écart-type de valeurs courantes déterminées de l'engin volant (10) et d'un risque d'intégrité.

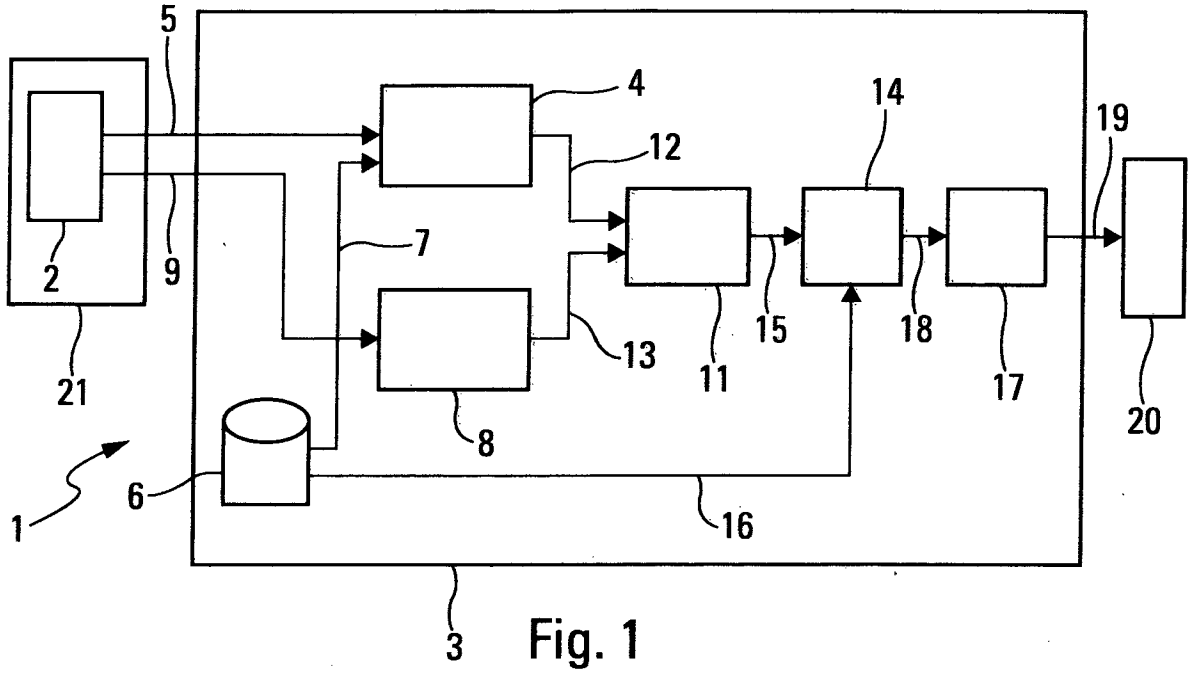


Fig. 1

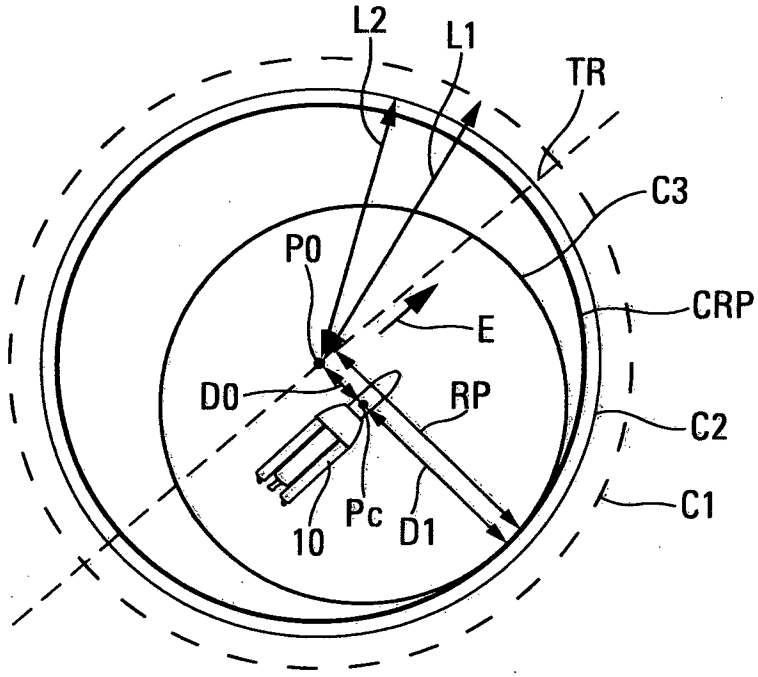


Fig. 2

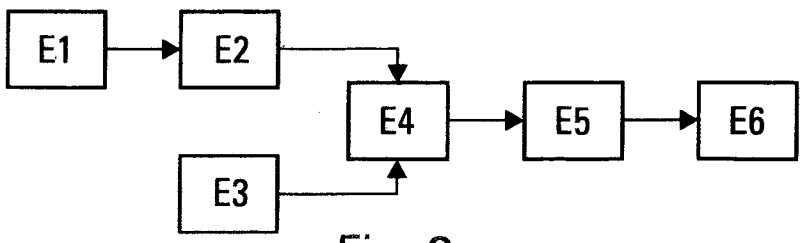


Fig. 3

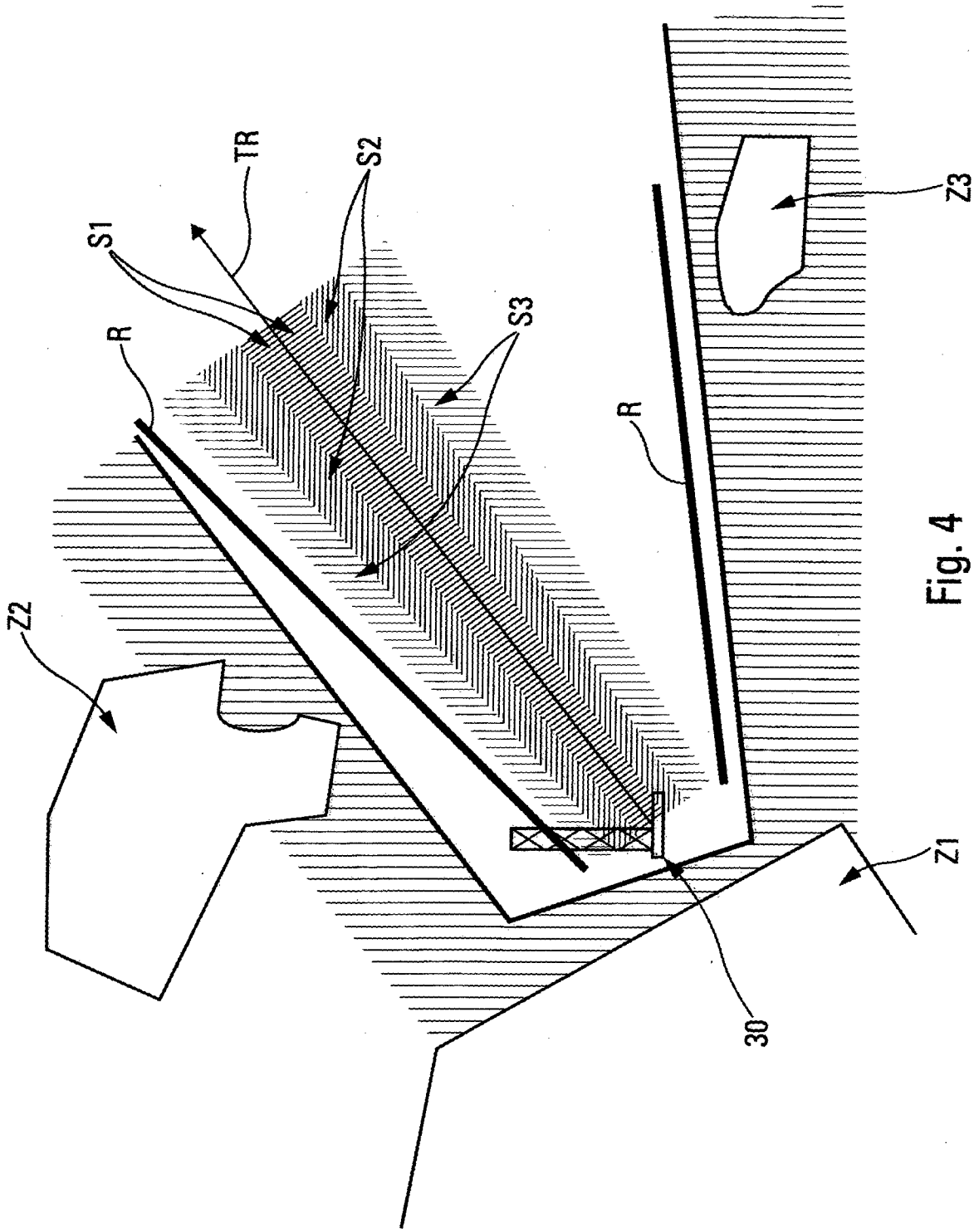


Fig. 4

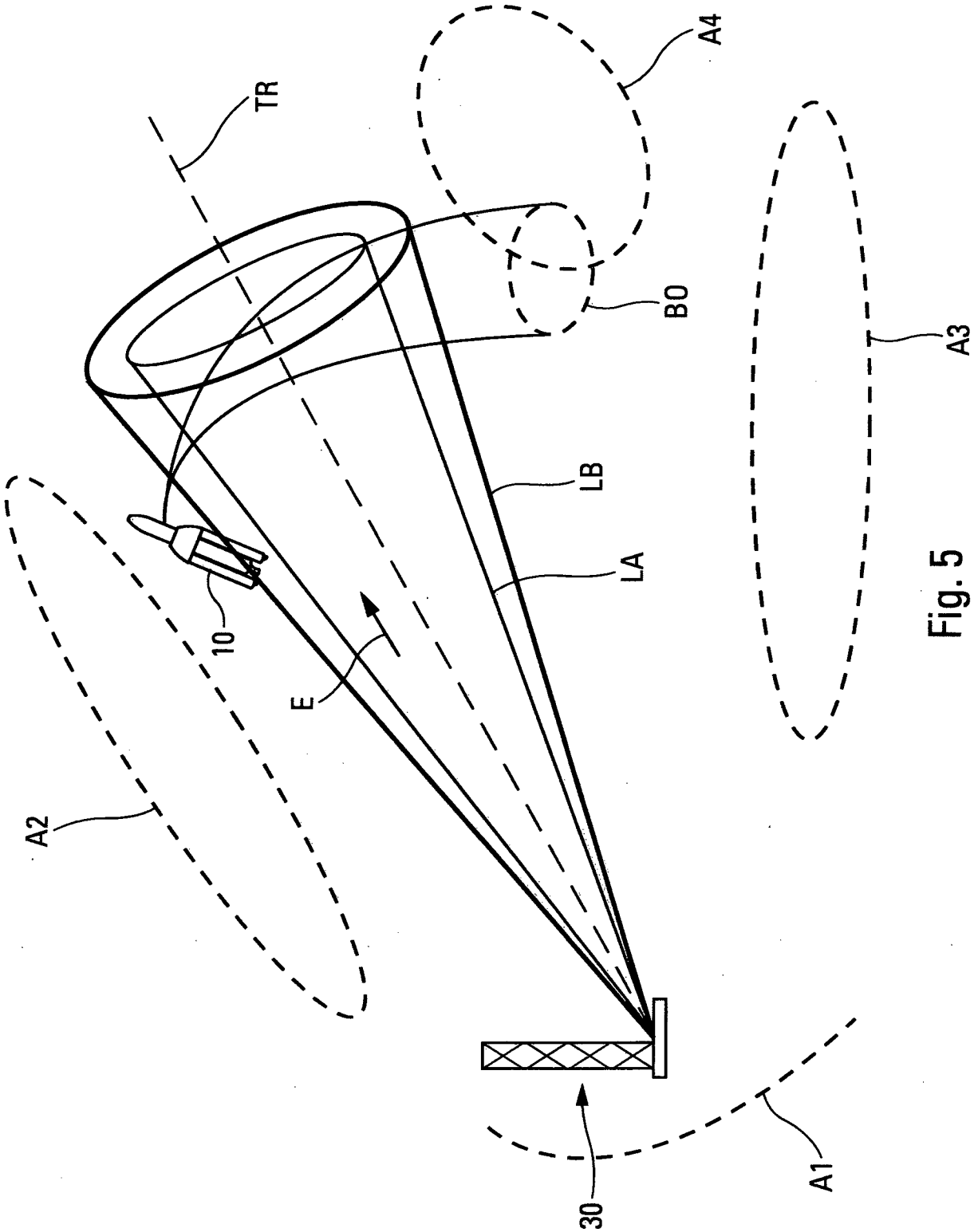


Fig. 5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2018/000030

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. G01C21/20 G05D1/00 G05D1/02 G08G5/00
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 G05D B64G G08G

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 A	EP 2 811 357 A1 (AIRBUS HELICOPTERS [FR]) 10 December 2014 (2014-12-10) paragraphs [0035] - [0037], [0045] - [0047] -----	1-7, 11-15 8-10
A	FR 2 916 530 A1 (AIRBUS FRANCE SA [FR]) 28 November 2008 (2008-11-28) page 1, line 1 - page 3, line 18 -----	1-15
A	US 9 429 403 B2 (ORBITAL ATK INC [US]) 30 August 2016 (2016-08-30) cited in the application column 5, line 8 - column 12, line 57 -----	1-15

☐ 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	Date of mailing of the international search report
30 May 2018	07/06/2018

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Gagin, Thibaut

1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2018/000030

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 2811357 A1	10-12-2014	EP 2811357 A1	10-12-2014
		EP 2811358 A1	10-12-2014
		FR 3006800 A1	12-12-2014
		US 2014365044 A1	11-12-2014
		US 2014365045 A1	11-12-2014
FR 2916530 A1	28-11-2008	FR 2916530 A1	28-11-2008
		US 2008294306 A1	27-11-2008
US 9429403 B2	30-08-2016	US 2014067164 A1	06-03-2014
		US 2014330457 A1	06-11-2014
		WO 2014058506 A2	17-04-2014

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2018/000030

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. G01C21/20 G05D1/00 G05D1/02 G08G5/00
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 G05D B64G G08G

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	EP 2 811 357 A1 (AIRBUS HELICOPTERS [FR]) 10 décembre 2014 (2014-12-10)	1-7, 11-15
A	alinéas [0035] - [0037], [0045] - [0047]	8-10

A	FR 2 916 530 A1 (AIRBUS FRANCE SA [FR]) 28 novembre 2008 (2008-11-28) page 1, ligne 1 - page 3, ligne 18	1-15

A	US 9 429 403 B2 (ORBITAL ATK INC [US]) 30 août 2016 (2016-08-30) cité dans la demande colonne 5, ligne 8 - colonne 12, ligne 57	1-15

☐ 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	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
30 mai 2018	07/06/2018

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Gagin, Thibaut

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/FR2018/000030

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 2811357 A1	10-12-2014	EP 2811357 A1	10-12-2014
		EP 2811358 A1	10-12-2014
		FR 3006800 A1	12-12-2014
		US 2014365044 A1	11-12-2014
		US 2014365045 A1	11-12-2014
FR 2916530 A1	28-11-2008	FR 2916530 A1	28-11-2008
		US 2008294306 A1	27-11-2008
US 9429403 B2	30-08-2016	US 2014067164 A1	06-03-2014
		US 2014330457 A1	06-11-2014
		WO 2014058506 A2	17-04-2014