



DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:
04.01.2023 Bulletin 2023/01

(51) Classification Internationale des Brevets (IPC):
F41G 7/22 (2006.01) F41G 7/00 (2006.01)

(21) Numéro de dépôt: **22181184.7**

(52) Classification Coopérative des Brevets (CPC):
**F41G 7/2246; F41G 7/008; F41G 7/2206;
F41G 7/2273; F41G 7/2286; F41G 7/2293**

(22) Date de dépôt: **27.06.2022**

(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
Etats de validation désignés:
KH MA MD TN

(72) Inventeurs:
• **MESSAOUDI, Lina**
78995 ELANCOURT (FR)
• **CHAMOUARD, Eric**
78995 ELANCOURT (FR)

(74) Mandataire: **Atout PI Laplace**
Immeuble "Visium"
22, avenue Aristide Briand
94117 Arcueil Cedex (FR)

(30) Priorité: **01.07.2021 FR 2107141**

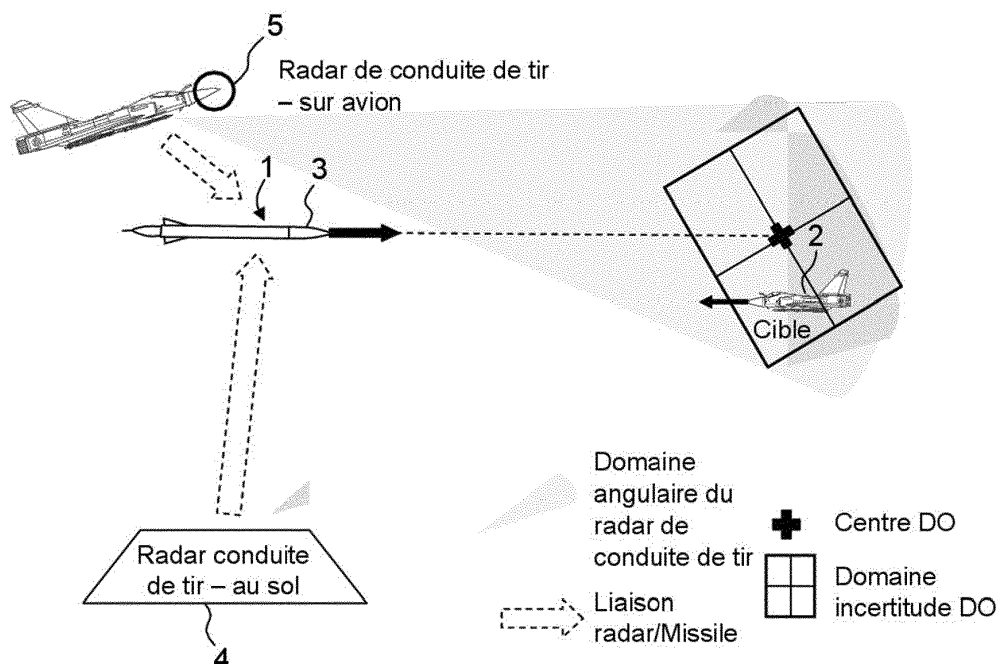
(71) Demandeur: **THALES**
92400 Courbevoie (FR)

(54) **DISPOSITIF AUTODIRECTEUR POUR MISSILE**

(57) Dispositif autodirecteur (3) pour missile, comprenant un module (14) d'activation/désactivation de l'ensemble actif (6), configuré pour gérer l'activation/désactivation de l'ensemble actif (6) durant trois phases: durant une première phase, pour désactiver l'ensemble

actif (6); durant une deuxième phase, pour alternativement activer et désactiver l'ensemble actif (6); et durant une troisième phase, dite de poursuite, pour activer l'ensemble actif (6), la troisième phase succédant à la deuxième phase.

Figure 3



Description

[0001] L'invention concerne des missiles dotés d'autodirecteurs actifs, c'est-à-dire disposant d'une capacité d'émission et de réception d'un signal. La mission des autodirecteurs peut-être anti-aérienne ou anti-navire, et la présente invention nécessite que la cible ait un radar actif porté.

[0002] Le but d'un autodirecteur intégré à un missile, est de permettre au missile 1 de se guider sur sa cible 2 afin de pouvoir l'intercepter, comme illustré sur la [Fig. 1].

[0003] Durant une première phase de la mission, appelée le guidage inertiel, le missile 1 se base sur les informations délivrées par un radar de conduite de tir, disposé au sol ou sur un avion à proximité.

[0004] Ensuite, pendant une deuxième phase, appelée autoguidage, le missile 1 utilise les informations délivrées par l'autodirecteur 3, qui est intégré à l'avant du missile 1, comme illustré sur la [Fig.2].

[0005] La transition entre ces deux phases s'effectue lorsque les informations délivrées par l'autodirecteur 3 sont suffisamment précises pour être utilisées pour le guidage, dit guidage terminal, à compter d'une portée, appelée portée ou distance d'autoguidage, comme illustré sur la [Fig. 1].

[0006] Durant la première phase, le missile 1 s'appuie sur les informations du radar de conduite de tir (radar au sol 4 et/ou radar porté 5 sur l'avion de tir du missile 1). Ce radar émet une onde et, par réception de la réflexion cette dernière sur la cible 2, peut estimer les informations concernant la cible 2, i.e. distance, vitesse et direction angulaire.

[0007] Ces informations vont être transmises au missile 1, via une liaison de données ou au moment du tir, et constituer la désignation d'objectif, notée DO. Cette dernière va être délivrée avec une précision plus ou moins bonne, en fonction de la qualité du radar de conduite de tir (domaine d'incertitude de la DO). Cette désignation d'objectif peut être rafraîchie durant le vol. La désignation d'objectif comprend des paramètres représentatifs de la distance de la cible 2 du missile 1, de la vitesse relative de la cible 2 par rapport au missile 1, et de la direction angulaire de la cible 2 par rapport à la direction de déplacement du missile 1.

[0008] Il est possible que le radar de conduite de tir soit brouillé ce qui implique que le missile peut être tiré sans désignation d'objectif DO ou avec une désignation d'objectif DO dégradée, i.e. sans information sur la distance et/ou la vitesse de la cible.

[0009] Il est également connu d'avoir une désignation d'objectif DO élaborée à partir de capteurs passifs (électro-optique ou guerre électronique GE), qui comporte uniquement des informations sur la direction angulaire de la cible 2.

[0010] Durant la deuxième phase, le missile se guide grâce aux informations du dispositif autodirecteur.

[0011] Le fonctionnement d'un dispositif autodirecteur 3 comprend trois phases, comme suit.

[0012] Une première phase dite de veille, durant laquelle le dispositif autodirecteur 3 est désactivé, et n'émet donc pas de signal.

[0013] Une deuxième phase, dite de recherche, durant laquelle le dispositif autodirecteur 3 est activé et balaie le domaine de la désignation d'objectif (distance/vitesse relative/direction angulaire de la cible, ou les cibles, 2 à détecter. À la fin de la deuxième phase, il sélectionne la cible 2 à poursuivre.

[0014] Une troisième phase, dite de poursuite, durant laquelle le missile 1 poursuit la cible 2 jusqu'à l'impact, à l'aide des informations fournies par le dispositif autodirecteur 3 activé.

[0015] Aussi, le missile 1 est tiré sans information de distance de la cible 2, l'autodirecteur est activé au plus tôt et le reste jusqu'à l'impact ce qui conduit à un temps de fonctionnement important qui peut être supérieur à celui pour lequel il est dimensionné, impliquant un risque de désactivation de celui-ci à l'approche de la cible 2.

[0016] En outre, cela peut également avoir pour conséquence d'augmenter le temps consacré au balayage par l'autodirecteur 3 de la désignation d'objectif DO, qui dépend de l'ampleur des incertitudes du domaine de la désignation d'objectif DO. Aussi, La durée de cette phase de balayage ou recherche peut potentiellement être dimensionnante.

[0017] La conséquence est que l'autodirecteur 3 doit être activé longtemps, ce qui pose des problèmes de consommation énergétique, la pile ou batterie du missile 1 étant limitée.

[0018] Cela pose également des problèmes de gestion de l'énergie thermique, qui est un enjeu majeur pour les autodirecteurs 3, car ceux-ci doivent émettre des signaux de forte puissance dans un volume restreint et sans contact avec l'extérieur (refroidissement par conduction), ce qui impose une durée limitée de fonctionnement pour les autodirecteurs 3 pour éviter une surchauffe voire une casse.

[0019] Un but de l'invention est de pallier les problèmes précédemment cités, et notamment de permettre d'améliorer la durée d'utilisation d'un autodirecteur, en limitant sa consommation.

[0020] Il est proposé, selon un aspect de l'invention, un dispositif autodirecteur pour missile, comprenant :

- un ensemble actif comprenant au moins un capteur actif configuré pour émettre et recevoir des signaux pour détecter une cible à radar actif porté dans un domaine de désignation d'objectif correspondant à des intervalles de valeurs de distance de la cible par rapport au dispositif, de vitesse de la cible par rapport au dispositif, et de direction angulaire de la cible par rapport à la direction de déplacement du dispositif ;
- un ensemble passif comprenant au moins un capteur passif configuré pour recevoir des signaux de détection de la cible ;
- un module d'émission/réception de signaux à hautes fréquences ;

- un module de transposition d'un signal haute fréquence en signal basse fréquence ;
- un module de conversion analogique/numérique et de conversion numérique/analogique ; et
- un calculateur comprenant :
- un module de traitement de données associées à l'ensemble actif ;
- un module de traitement de données associées à l'ensemble passif ;
- un module d'activation/désactivation de l'ensemble actif, configuré pour gérer l'activation/désactivation de l'ensemble actif durant trois phases :
- durant une première phase dite de veille, pour désactiver l'ensemble actif, la première phase étant comprise entre le tir du missile et une première distance de la cible valant une distance d'autoguidage du missile augmentée d'une valeur maximale de distance d'incertitude, ou entre le tir du missile et la fin des autotests du dispositif autodirecteur ;
- durant une deuxième phase, dite de recherche, pour alternativement activer et désactiver l'ensemble actif, la deuxième phase succédant à la première phase, et se terminant lorsque la puissance du signal reçu par l'ensemble actif lorsqu'il est activé est supérieur à un seuil de puissance détection de la cible ; et
- durant une troisième phase, dite de poursuite, pour activer l'ensemble actif, la troisième phase succédant à la deuxième phase.

le module d'activation/désactivation de l'ensemble actif étant configuré pour, durant la deuxième phase, alternativement activer et désactiver l'ensemble actif, de sorte que la durée d'une activation de l'ensemble actif respecte la relation suivante :

$$Da = \frac{Dra \times OA/a}{DPAp}$$

dans laquelle :

Da représente la durée d'une activation, en s ;
Dra représente la durée nécessaire pour émettre des signaux par de le dispositif autodirecteur (3), typiquement une salve d'impulsions et recevoir les signaux réfléchis par une cible, en s ;
OA/a représente l'ouverture angulaire instantanée de l'ensemble actif (6), en sr ; et
DPAp représente le domaine de précision ou d'incertitude angulaire de l'ensemble passif (7), en sr.

[0021] Un tel système permet d'améliorer la durée d'utilisation d'un autodirecteur, en limitant sa consommation, et de garantir les pleines performances du missile, y compris lorsque la DO est dégradée. De plus, même si la DO est nominale, l'utilisation de l'ensemble passif permet de réduire la durée de fonctionnement de la partie

active, ceci étant de nature à diminuer le préavis au système de défense de la cible (système électronique type détecteur et brouilleur, manœuvre défensives,...) si elle en est équipée.

[0022] La mise en œuvre d'une telle durée d'activation de l'ensemble actif durant la deuxième phase de recherche permet d'assurer la détection de la cible, tout en limitant la consommation du dispositif autodirecteur

[0023] Selon un mode de réalisation, le module d'activation/désactivation de l'ensemble actif est configuré pour, durant la deuxième phase, alternativement activer et désactiver l'ensemble actif, de sorte que la durée séparant deux activations successives de l'ensemble actif respecte la relation suivante :

$$Ds = \frac{PDa \times DA}{VR}$$

dans laquelle :

Ds représente la durée séparant deux activations successives de l'ensemble actif, en s ;

PDa représente la portée de détection de l'ensemble actif, en m ; et

VR représente la vitesse relative du missile par rapport à la cible, en m/s.

[0024] La mise en œuvre d'une telle durée séparant deux activations successives de l'ensemble actif durant la deuxième phase de recherche permet de réduire la consommation énergétique électrique de l'autodirecteur tout en assurant de ne pas réduire les performances de l'autodirecteur notamment en termes de portée de détection (assurer la mise en œuvre de l'ensemble actif lors de la détection de la cible).

[0025] Dans un mode de réalisation, le calculateur est configuré pour, durant la troisième phase de poursuite, lorsque la puissance du signal reçu par l'ensemble actif est supérieure à un seuil d'autoguidage, transmettre des informations de guidage à une unité de commande du missile, pour le guidage terminal sur cible.

[0026] Ainsi, le missile dispose d'informations sur la direction, vitesse et accélération de la cible qui sont rafraîchies à une cadence très élevée (de l'ordre de la dizaine ms).

[0027] Selon un mode de réalisation, l'ensemble actif comprend au moins une antenne RF émetteur/récepteur.

[0028] Ainsi, ce dispositif RF actif va permettre d'estimer la direction, vitesse et accélération de la cible

[0029] Dans un mode de réalisation, l'ensemble passif comprend au moins une antenne RF récepteur et/ou un capteur électro-optique.

[0030] Ainsi, cet ensemble passif va permettre d'estimer la direction de la cible.

[0031] Selon un mode de réalisation, l'ensemble passif est disposé sur le pourtour du dispositif autodirecteur.

[0032] Ainsi, ce qui permet de ne pas impacter les per-

formances de l'ensemble actif, l'ensemble passif n'étant pas positionné sur le même volume que le dispositif actif

[0033] Selon un autre aspect de l'invention, il est également proposé un dispositif autodirecteur selon l'une de revendications précédente.

[0034] L'invention sera mieux comprise à l'étude de quelques modes de réalisation décrits à titre d'exemples nullement limitatifs et illustrés par le dessin annexé sur lequel:

[Fig. 1] illustre schématiquement un mode de réalisation d'un dispositif autodirecteur pour missile, selon l'état de la technique ;

[Fig.2] illustre schématiquement un mode de réalisation d'un dispositif autodirecteur pour missile, selon l'état de la technique ;

[Fig.3] illustre schématiquement un mode de réalisation d'un dispositif autodirecteur pour missile, selon l'état de la technique ;

[Fig.4] illustre schématiquement un mode de réalisation d'un dispositif autodirecteur pour missile, selon un aspect de l'invention ;

[Fig.5] illustre schématiquement deux dispositions possibles de l'ensemble passif du dispositif autodirecteur ;

[Fig.6] illustre schématiquement un exemple de trajectoires d'un missile équipé d'un dispositif autodirecteur et de sa cible, selon un aspect de l'invention ;

[Fig.7] illustre schématiquement le fonctionnement de l'ensemble passif d'un dispositif autodirecteur pour missile, selon un aspect de l'invention ;

[Fig.8] illustre schématiquement le domaine angulaire de l'ensemble passif d'un dispositif autodirecteur pour missile, selon un aspect de l'invention ;

[Fig.9] illustre schématiquement le domaine angulaire de l'ensemble actif d'un dispositif autodirecteur pour missile, selon un aspect de l'invention ;

[Fig.10] illustre schématiquement le fonctionnement de l'ensemble actif d'un dispositif autodirecteur pour missile, selon un aspect de l'invention ;

[Fig.11] illustre schématiquement le fonctionnement d'un dispositif autodirecteur pour missile durant la transition entre une première phase de veille et une deuxième phase de recherche, selon un aspect de l'invention ; et

[Fig.12] illustre schématiquement le fonctionnement d'un dispositif autodirecteur pour missile durant la

transition entre une deuxième phase de recherche et une troisième phase de poursuite, selon un aspect de l'invention.

5 **[0035]** Sur l'ensemble des figures, les éléments ayant des références identiques sont similaires.

[0036] La [Fig.4] illustre schématiquement un mode de réalisation d'un dispositif autodirecteur 3 pour missile 1, selon un aspect de l'invention. Le dispositif autodirecteur 3 comprend un ensemble actif 6 comprenant au moins un capteur actif 6a configuré pour émettre et recevoir des signaux pour détecter une cible 2, à radar actif porté, dans un domaine de désignation d'objectif DO correspondant à des intervalles de valeurs de distance de la cible 2 par rapport au dispositif autodirecteur 3, de vitesse de la cible 2 par rapport au dispositif 3, et de direction angulaire de la cible 2 par rapport à la direction de déplacement du dispositif 3.

15 **[0037]** Le dispositif autodirecteur 3 comprend en également un ensemble passif 7 comprenant au moins un capteur passif 7a configuré pour recevoir des signaux de détection de la cible 2, et un module d'émission/réception 8 de signaux à hautes fréquences.

20 **[0038]** Le dispositif autodirecteur 3 est aussi muni d'un module de transposition 9 d'un signal haute fréquence en signal basse fréquence, et d'un module 10 de conversion analogique/numérique et de conversion numérique/analogique.

25 **[0039]** Le dispositif autodirecteur 3 comprend, en outre, un calculateur 11 comprenant :

- un module 12 de traitement de données associées à l'ensemble actif 6 ;
- 35 - un module 13 de traitement de données associées à l'ensemble passif 7 ;
- un module 14 d'activation/désactivation de l'ensemble actif 6, configuré pour gérer l'activation/désactivation de l'ensemble actif 6 durant trois phases:
- 40 - durant une première phase dite de veille, pour désactiver l'ensemble actif 6, la première phase étant comprise entre le tir du missile 1 et une première distance de la cible 2 valant une distance d'autoguidage du missile 1 augmentée d'une valeur maximale de distance d'incertitude, ou entre le tir du missile et la fin des autotests du dispositif autodirecteur 3 ;
- 45 - durant une deuxième phase, dite de recherche, pour alternativement activer et désactiver l'ensemble actif 6, la deuxième phase succédant à la première phase, et se terminant lorsque la puissance du signal reçu par l'ensemble actif 6 lorsqu'il est activé est supérieur à un seuil de puissance de détection de la cible 2 ; et
- 50 - durant une troisième phase, dite de poursuite, pour
- 55

activer l'ensemble actif 6, la troisième phase succédant à la deuxième phase.

[0040] Pour assurer une poursuite angulaire, le dispositif autodirecteur 3 mesure les écartométries en site et en gisement de la cible 2, entre autres, qu'il délivre au missile 1. La distance d'incertitude associée à ces mesures d'écartométries est définie par un écart-type.

[0041] La distance d'autoguidage (ou portée d'autoguidage) correspond à la distance entre le missile 1 et la cible 2 à partir de laquelle cet écart-type est inférieur à un seuil. Ce seuil est défini par le missileier, pour assurer, à partir de cette distance, la capacité du missile 1 à rallier la cible 2 et qui dépend de sa constante de temps et de la vitesse relative missile/cible.

[0042] Les autotests du missile correspondent aux opérations électroniques visant à assurer que les fonctions du missile sont opérationnelles (" Built In Test " en langue anglaise).

[0043] Le dispositif autodirecteur 3 comprend des éléments classiques 15 tels un dispositif de génération de formes d'onde, des alimentations, un dispositif de gestion de pointage de l'ensemble actif.

[0044] La [Fig.5] représente l'ensemble passif 7, comprenant au moins un capteur passif 7a, disposé soit dans le plan de l'ensemble actif 6, soit en pourtour de l'enveloppe du dispositif autodirecteur 6.

[0045] Lorsque l'ensemble passif 7 est disposé sur le pourtour de l'enveloppe du dispositif autodirecteur 3 permet de ne pas impacter le fonctionnement de l'ensemble actif 6.

[0046] Cependant, lorsqu'ils sont positionnés en pourtour du corps de l'AD, la couverture des antennes n'est pas optimale dans l'axe missile.

[0047] Ainsi, en fonction de la mission (distance de détection importante, SER de la cible faible), il est possible qu'une formation de trajectoire (une manœuvre, par exemple visant à pointer l'axe du missile dans une autre direction) soit nécessaire afin d'augmenter la couverture de l'ensemble actif 6 dans la direction de la cible 2.

[0048] Comme illustré sur la [Fig.6], cette formation de trajectoire consiste à maintenir la direction du vecteur vitesse du missile 1 telle que la cible 2 soit dans la couverture de l'ensemble actif 6.

[0049] L'angle entre la direction du vecteur vitesse du missile 1 et la direction de la cible 2 dépend de :

- la manœuvrabilité du missile 1, qui est configuré pour avoir la capacité de modifier sa trajectoire lorsque la cible 2 est détectée ; et
- la couverture de l'ensemble passif.

[0050] La [Fig.7] illustre le fonctionnement de l'ensemble passif qui permet d'estimer la direction angulaire de la cible 2, à partir de la réception de l'onde émise par le radar actif porté de la cible 2.

[0051] Lorsque la direction angulaire de la désignation

d'objectif DO est peu précise, la première phase, de veille, peut permettre d'affiner et réduire le domaine d'incertitude de cette direction angulaire de la désignation d'objectif DO, les capteurs passifs 7a de l'ensemble passif 7 pouvant disposer d'une précision angulaire supérieure à celle de la direction angulaire de la désignation d'objectif DO. Les capteurs passifs 7a délivrent une information de direction angulaire de la cible 2 associée à un domaine de précision angulaire.

[0052] Comme illustré sur la [Fig.8], l'ensemble passif 7 (rectangle gris) va donner un domaine où se trouve la cible 2 plus précis que ce lui qui a été fourni par le dispositif de conduite de tir (rectangle blanc). Ce domaine réduit peut être parcouru de manière plus rapide (ou plus performante) par l'antenne de le dispositif autodirecteur 3.

[0053] Comme illustré sur la [Fig.9], en fonction de la qualité des capteurs passifs 7a de l'ensemble passif 7, il est possible que ce domaine de précision angulaire soit inférieur ou égal à l'ouverture angulaire instantanée de l'ensemble actif 6, ce qui évite de balayer angulairement.

[0054] De plus, l'ensemble passif 7 peut disposer d'un traitement lui permettant d'estimer la distance de la cible 2 (pseudo-distance) avec une précision plus ou moins importante (en fonction de la qualité des capteurs passifs 7a). Cette distance peut être estimée lorsque le niveau de puissance reçu de la cible 2 est supérieur à un seuil défini.

[0055] La [Fig.10] illustre le fonctionnement de l'ensemble actif 6 qui permet d'estimer la distance, la vitesse relative et la direction angulaire de la cible 2. L'ensemble actif 6 est configuré pour balayer le domaine angulaire et ainsi couvrir une zone de l'espace supérieure à son ouverture angulaire instantanée qui est l'ouverture qu'il aurait en absence de moyens de balayage.

[0056] L'émission de signaux par l'ensemble actif 6 provoque un échauffement thermique de l'ensemble actif 6, et donc du dispositif autodirecteur 3, qui ne dispose pas de source de refroidissement. L'utilisation de l'ensemble actif 6 est par conséquent limitée.

[0057] L'utilisation des trois phases comme décrit dans la présente invention permet d'utiliser au mieux la combinaison de l'ensemble actif 6 et l'ensemble passif 7.

[0058] Durant la première phase, dite de veille, le calculateur 11 désactive l'ensemble actif 6, la première phase de veille étant comprise entre le tir du missile 1 et une première distance D de la cible valant une distance d'autoguidage Dautoguidage du missile augmentée d'une valeur maximale Dmax de distance d'incertitude, ou entre le tir du missile 1 et la fin des autotests du dispositif autodirecteur 3.

[0059] En cas d'estimation possible de la première distance D, le dispositif d'autoguidage 3 dispose d'un domaine d'incertitude de la distance de la cible 2, dans lequel se trouve la distance réelle de la cible 2. Le passage en deuxième phase de recherche, se fait lorsque la distance séparant le missile 1 de la cible 2 devient inférieure à la première distance D.

[0060] La [Fig.11] illustre schématiquement le fonctionnement dd dispositif autodirecteur 3 durant la transition entre la première phase de veille et la deuxième phase de recherche, selon un aspect de l'invention.

[0061] Durant la deuxième phase, dite de recherche, la calculateur 11 active et désactive alternativement l'ensemble actif 6, la deuxième phase succédant à la première phase, et se terminant lorsque la puissance du signal reçu par l'ensemble actif 6, lorsqu'il est activé, est supérieur à un seuil de puissance de détection de la cible.

[0062] Le module 14 d'activation/désactivation de l'ensemble actif 6 est configuré pour, durant la deuxième phase de recherche, alternativement activer et désactiver l'ensemble actif 6, de sorte que la durée D_a d'une activation de l'ensemble actif 6 respecte la relation suivante :

$$D_a = \frac{D_{ra} \times O A/a}{D P A p}$$

dans laquelle :

D_a représente la durée d'une activation, en s ;

D_{ra} représente la durée nécessaire pour émettre des signaux par de le dispositif autodirecteur (3) et recevoir les signaux réfléchis par une cible, en s ;

$O A/a$ représente l'ouverture angulaire instantanée de l'ensemble actif (6), en sr ; et

$D P A p$ représente le domaine de précision ou d'incertitude angulaire de l'ensemble passif (7), en sr.

[0063] La durée D_a d'une activation de l'ensemble actif 6, aussi appelée récurrence, est définie comme la période pendant laquelle l'autodirecteur 3 émettre une impulsion et recevoir le signal en provenance de la cible 2 pour l'analyser et en estimer les caractéristiques (distance, vitesse, direction angulaire).

[0064] le module d'activation/désactivation de l'ensemble actif est configuré pour, durant la deuxième phase, alternativement activer et désactiver l'ensemble actif, de sorte que la durée D_s séparant deux activations successives de l'ensemble actif respecte la relation suivante :

$$D_s = \frac{P D a \times D A}{V R}$$

dans laquelle :

D_s représente la durée séparant deux activations successives de l'ensemble actif, en s ;

$P D a$ représente la portée de détection de l'ensemble

actif, en m ; et

$V R$ représente la vitesse relative du missile par rapport à la cible, en m/s.

[0065] A la fin de la deuxième phase de recherche d'activation de l'ensemble actif 6, il y a deux possibilités :

- la puissance du signal reçu par l'ensemble actif 6 est inférieur au seuil de détection : l'autodirecteur on désactive à nouveau l'ensemble actif 6, et seul l'ensemble passif fournit des informations.
- la puissance du signal reçu par l'ensemble actif 6 est supérieur au seuil de puissance de détection de la cible 2 : l'autodirecteur termine la mission uniquement en activant l'ensemble actif 6 et passe en troisième phase dite de poursuite sur la cible 2 qu'il a détecté.

[0066] Le calculateur 11 est configuré pour, durant la troisième phase dite de poursuite, lorsque la puissance du signal reçu par l'ensemble actif 6 est supérieure à un seuil d'autoguidage, transmettre des informations de guidage à une unité de commande du missile 1, pour le guidage terminal sur cible 1.

[0067] L'ensemble actif 6 comprend au moins une antenne RF émetteur/récepteur, et/ou comprend au moins une antenne RF récepteur et/ou une un capteur électro-optique.

[0068] Durant la troisième et dernière phase de poursuite, seule l'ensemble actif 6 est activé. Le bon déroulement de cette dernière phase de la mission nécessitant les informations de distance et vitesse de la cible 2. Lorsque la qualité des informations délivrées par l'autodirecteur 3 sont suffisamment précises, elles sont utilisées par le missile 1 pour le guidage terminal sur la cible 2.

[0069] En conclusion, la présente permet d'assurer les pleines performances missiles (en termes de portée notamment) lorsque la désignation d'objectif DO est dégradée et que la mission peut être longue (distance à la cible importante) en consommant autant d'énergie que lorsque la mission est nominale (désignation d'objectif DO en distance connue).

Revendications

1. Dispositif autodirecteur (3) pour missile (1), comprenant :

- un ensemble actif (6) comprenant au moins un capteur actif (6a) configuré pour émettre et recevoir des signaux pour détecter une cible (2) à radar actif porté dans un domaine de désignation d'objectif correspondant à des intervalles de valeurs de distance de la cible (2) par rapport au dispositif (3), de vitesse de la cible (2) par

rapport au dispositif (3), et de direction angulaire de la cible (2) par rapport à la direction de déplacement du dispositif (3) ;

- un ensemble passif (7) comprenant au moins un capteur passif (7a) configuré pour recevoir des signaux de détection de la cible (2) ;
 - un module (8) d'émission/réception de signaux à hautes fréquences ;
 - un module (9) de transposition d'un signal haute fréquence en signal basse fréquence ;
 - un module (10) de conversion analogique/numérique et de conversion numérique/analogique ; et
 - un calculateur (11) comprenant :
 - un module (12) de traitement de données associées à l'ensemble actif ;
 - un module (13) de traitement de données associées à l'ensemble passif ;
 - un module (14) d'activation/désactivation de l'ensemble actif (6), configuré pour gérer l'activation/désactivation de l'ensemble actif (6) durant trois phases :
 - durant une première phase dite de veille, pour désactiver l'ensemble actif (6), la première phase étant comprise entre le tir du missile (1) et une première distance de la cible (2) valant une distance d'autoguidage du missile (1) augmentée d'une valeur maximale de distance d'incertitude, ou entre le tir du missile (1) et la fin des autotests du dispositif autodirecteur (3) ;
 - durant une deuxième phase, dite de recherche, pour alternativement activer et désactiver l'ensemble actif (6), la deuxième phase succédant à la première phase, et se terminant lorsque la puissance du signal reçu par l'ensemble actif (6) lorsqu'il est activé est supérieur à un seuil de puissance de détection de la cible (2) ; et
 - durant une troisième phase, dite de poursuite, pour activer l'ensemble actif (6), la troisième phase succédant à la deuxième phase.
- le module (14) d'activation/désactivation de l'ensemble actif (6) étant configuré pour, durant la deuxième phase, alternativement activer et désactiver l'ensemble actif (6), de sorte que la durée (Da) d'une activation de l'ensemble actif (6) respecte la relation suivante :

$$Da = \frac{Dra \times \theta A la}{DP Ap}$$

dans laquelle :

Da représente la durée d'une activation, en s ;

Dra représente la durée nécessaire pour émettre des signaux par le dispositif autodirecteur (3) et recevoir les signaux ré-

fléchis par une cible, en s ;

GA la représente l'ouverture angulaire instantanée de l'ensemble actif (6), en sr ; et DP Ap représente le domaine de précision ou d'incertitude angulaire de l'ensemble passif (7), en sr.

2. Dispositif selon la revendication 1, dans lequel le module (14) d'activation/désactivation de l'ensemble actif (6) est configuré pour, durant la deuxième phase, alternativement activer et désactiver l'ensemble actif (6), de sorte que la durée (Ds) séparant deux activations successives de l'ensemble actif (6) respecte la relation suivante :

$$Ds = \frac{PDa \times DA}{VR}$$

dans laquelle :

Ds représente la durée séparant deux activations successives de l'ensemble actif (6), en s ; PDa représente la portée de détection de l'ensemble actif (6), en m ; et VR représente la vitesse relative du missile (1) par rapport à la cible (2), en m/s.

3. Dispositif selon l'une des revendications précédentes, dans lequel, le calculateur (11) est configuré pour, durant la troisième phase de poursuite, lorsque la puissance du signal reçu par l'ensemble actif (6) est supérieure à un seuil d'autoguidage, transmettre des informations de guidage à une unité de commande du missile (1), pour le guidage terminal sur cible (2).
4. Dispositif selon l'une des revendications précédentes, dans lequel, l'ensemble actif (6) comprend au moins une antenne RF émetteur/récepteur.
5. Dispositif selon l'une des revendications précédentes, dans lequel, l'ensemble passif (7) comprend au moins une antenne RF récepteur et/ou un capteur électro-optique.
6. Dispositif selon l'une des revendications précédentes, dans lequel l'ensemble passif (7) est disposé sur le pourtour du dispositif autodirecteur.
7. Missile (1) muni d'un dispositif autodirecteur (3) selon l'une de revendications précédentes.

Figure 1

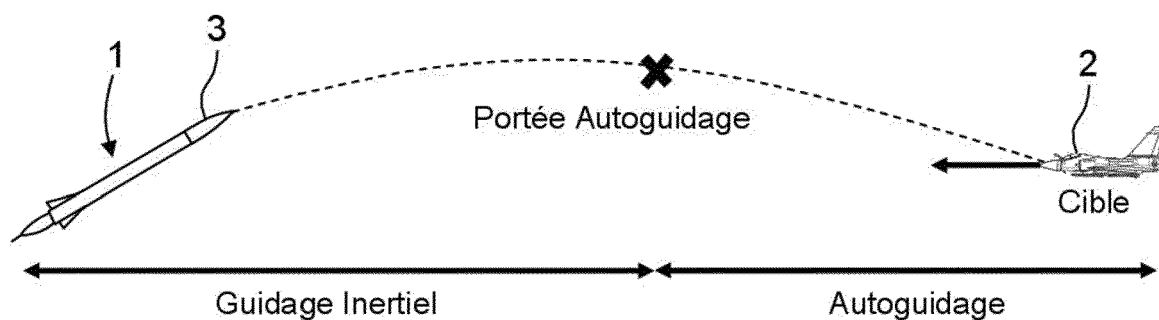


Figure 2

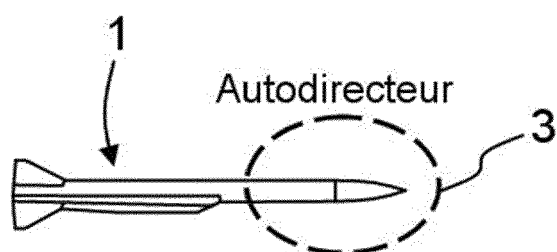


Figure 3

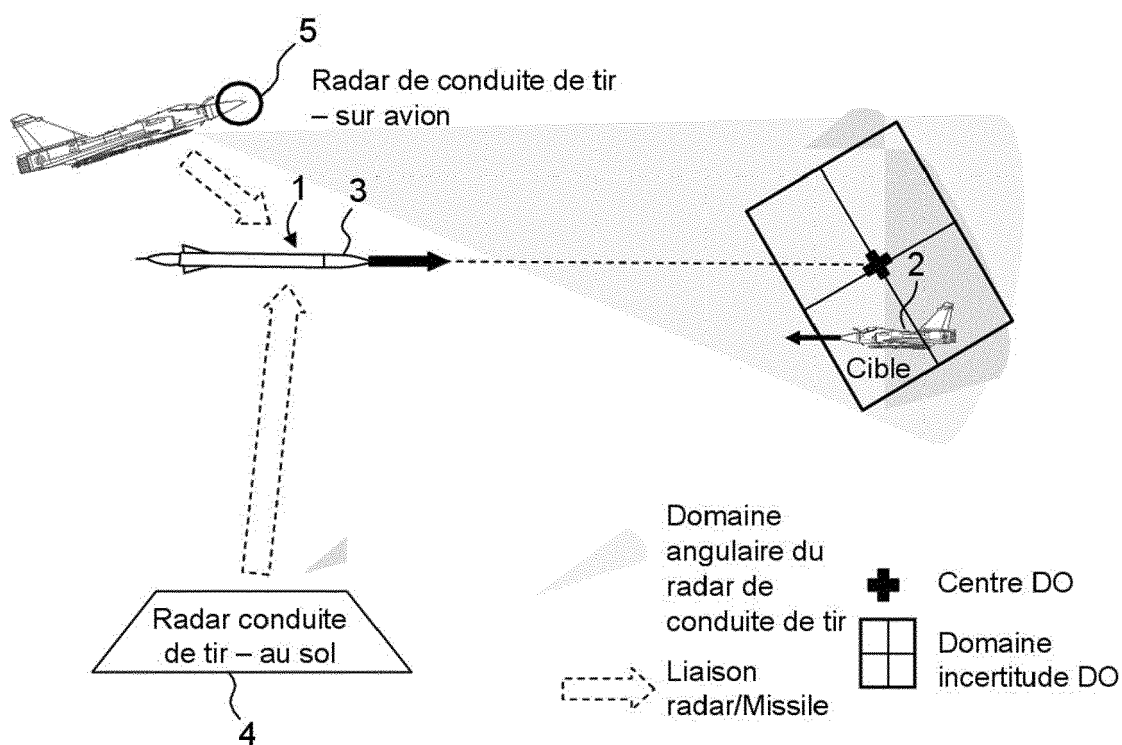


Figure 4

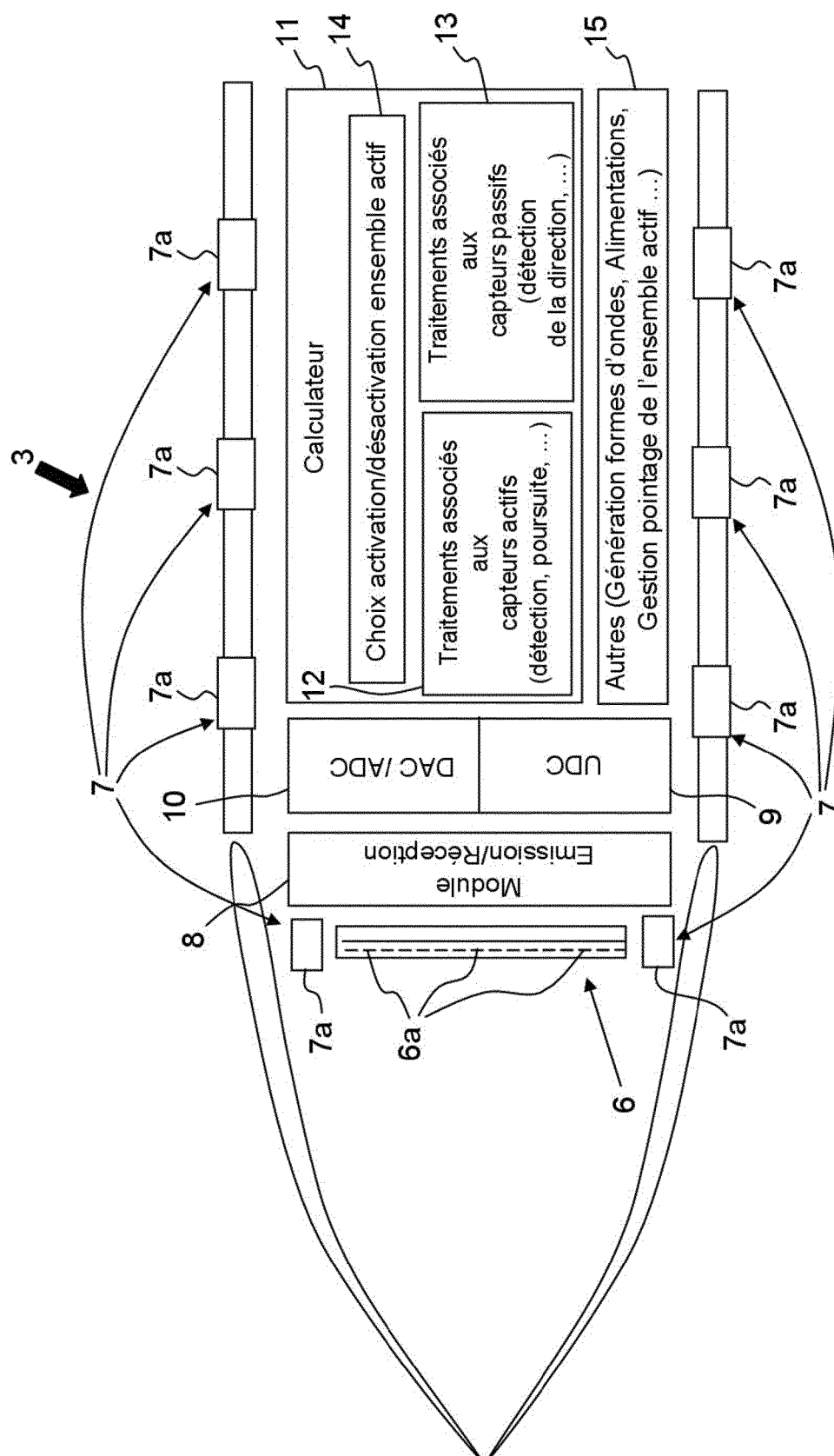


Figure 5

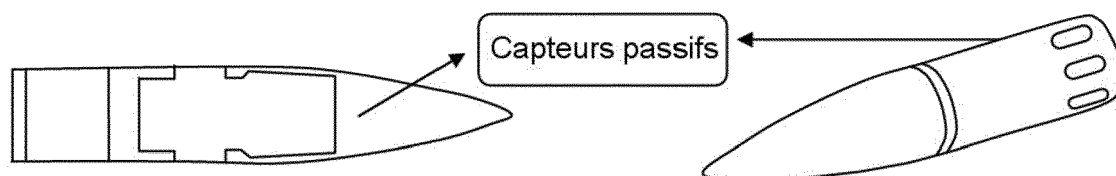


Figure 6

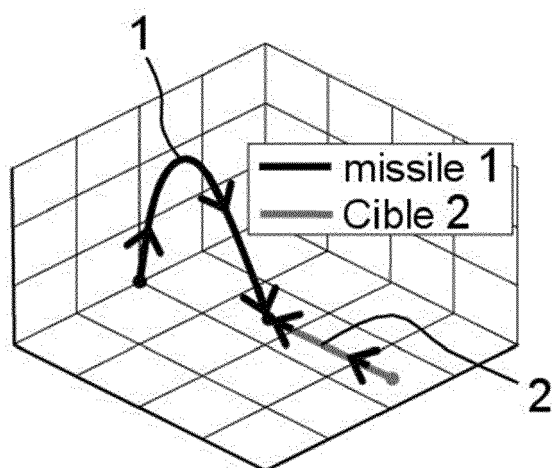


Figure 7

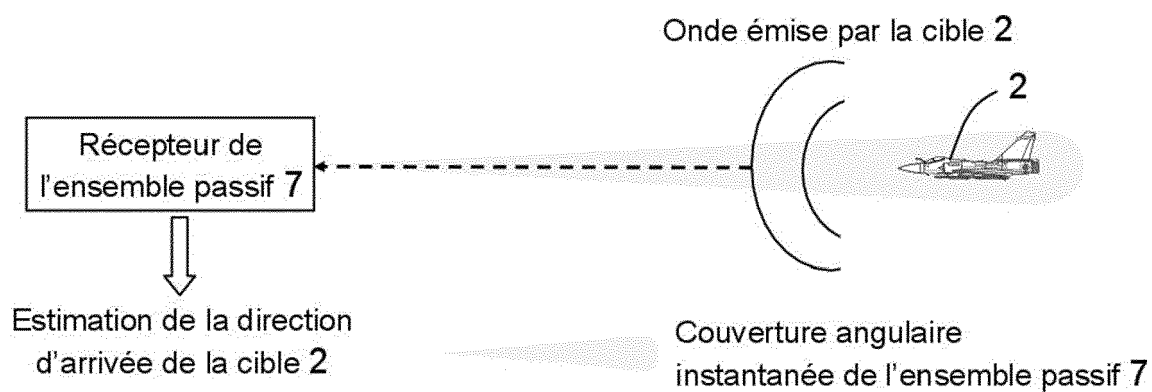


Figure 8

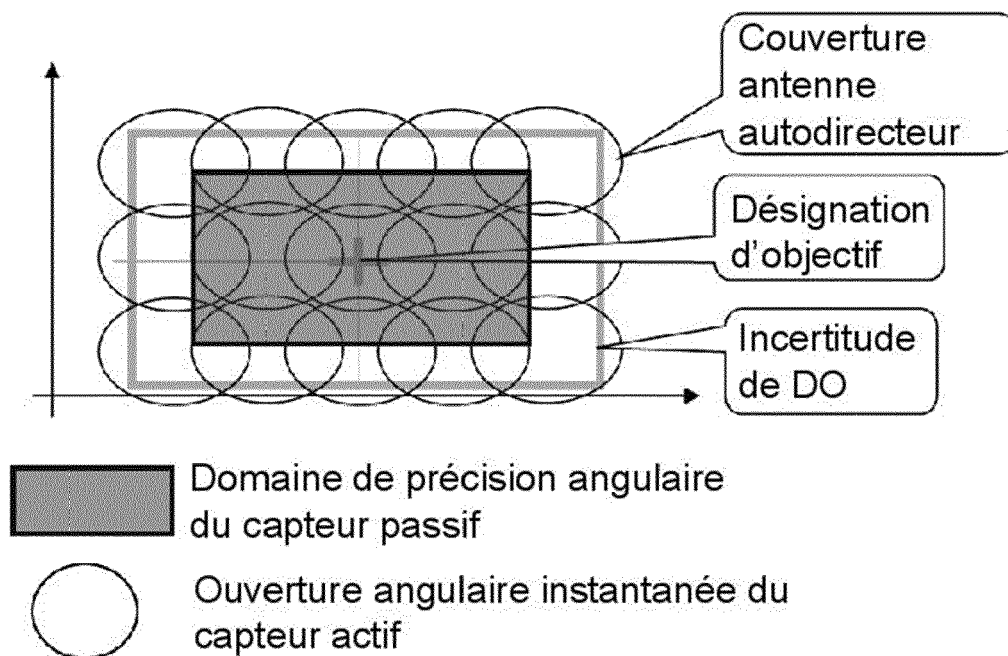


Figure 9

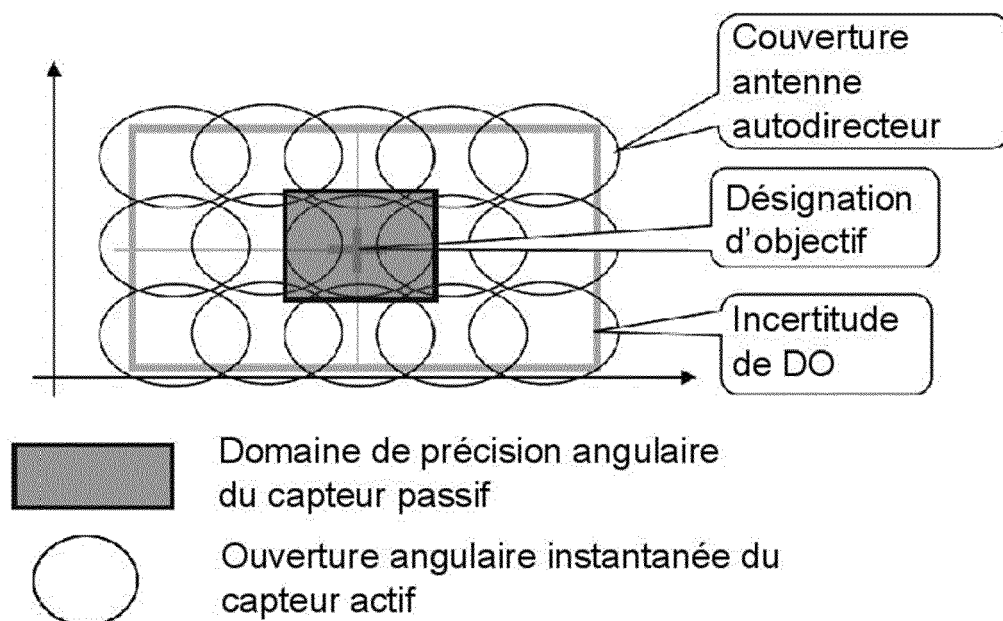


Figure 10

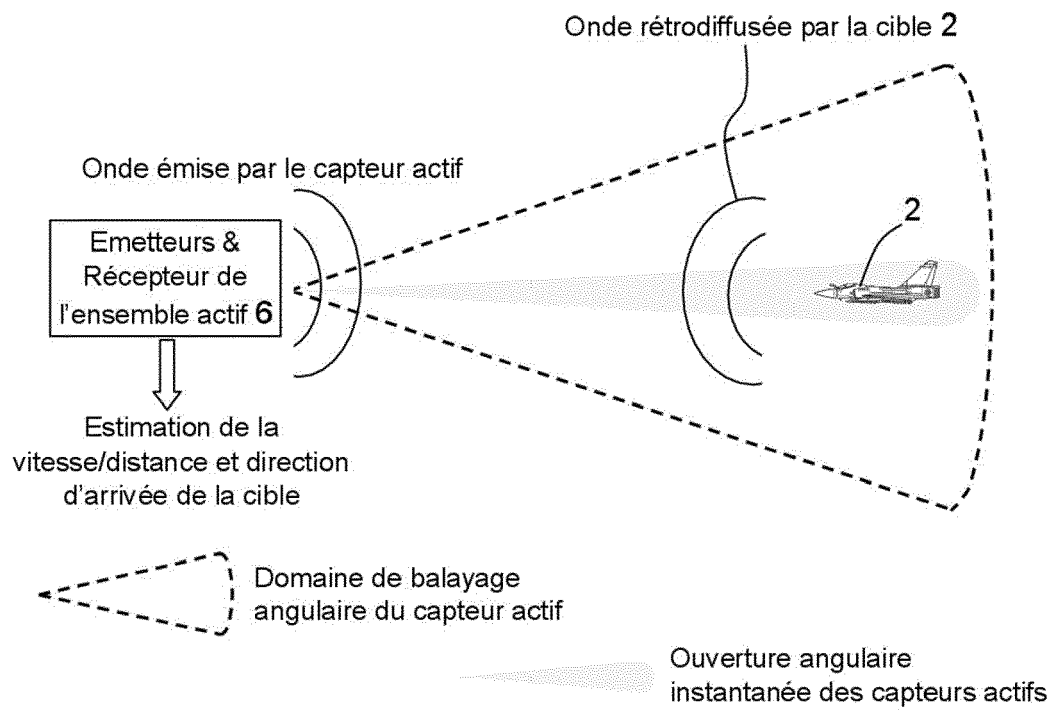


Figure 11

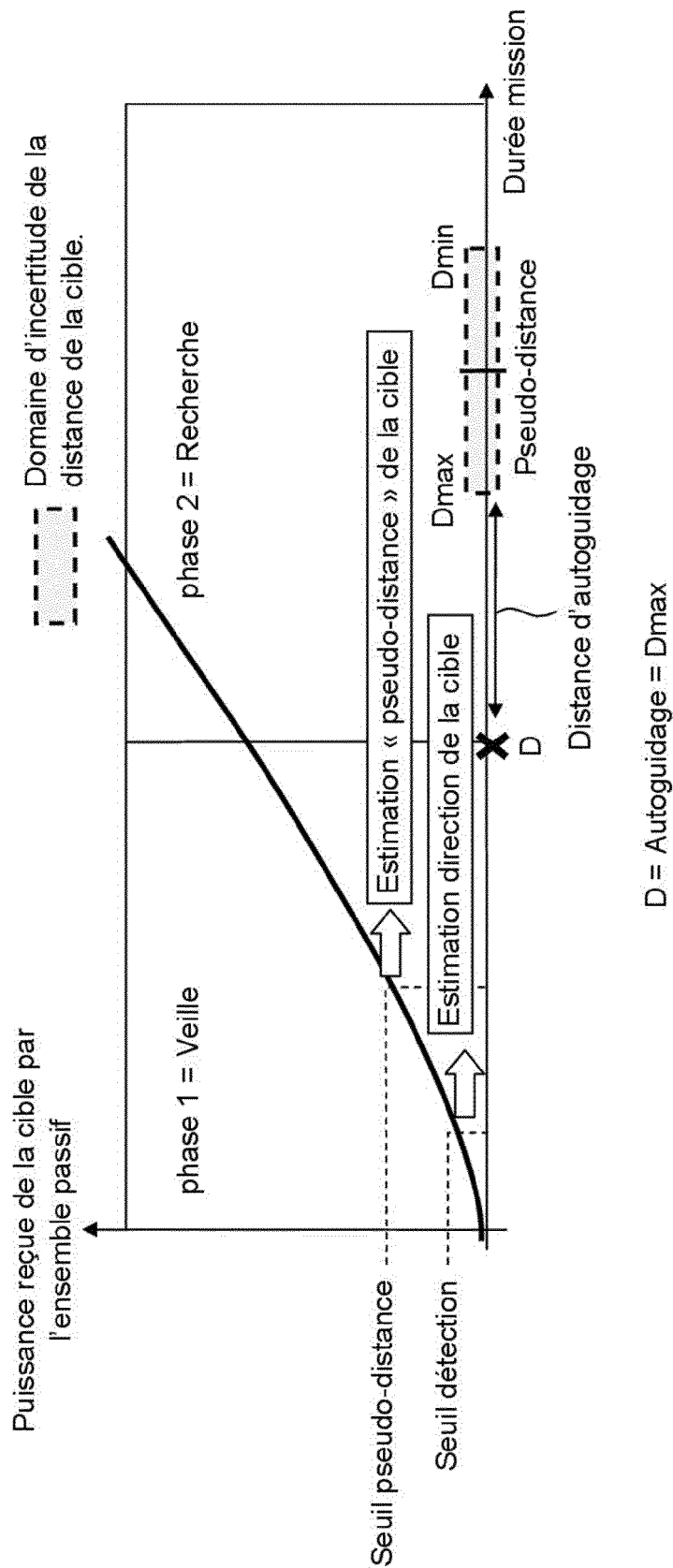
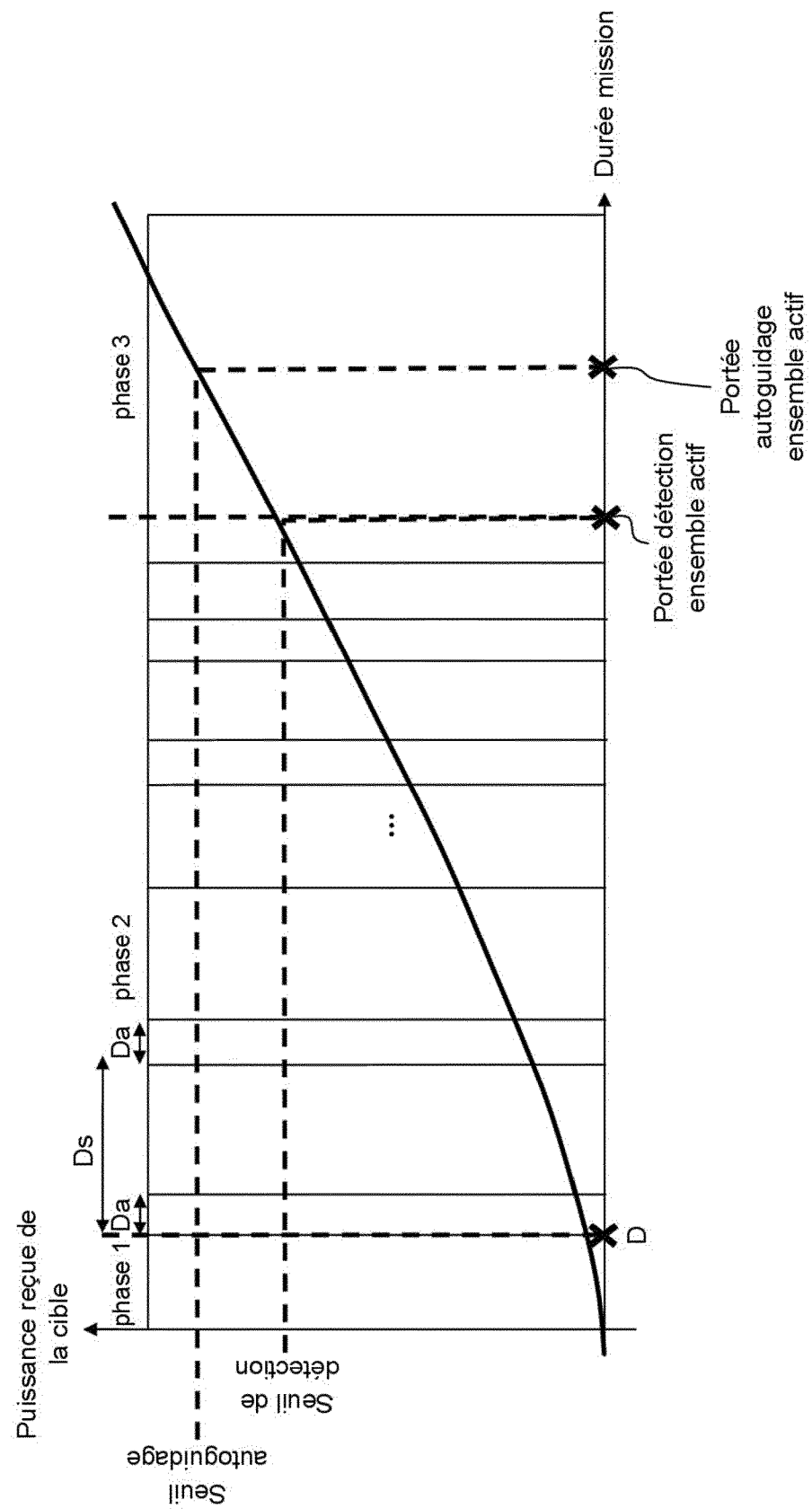


Figure 12





RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande

EP 22 18 1184

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

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	US 6 806 823 B1 (SMITH BRIAN J [US] ET AL) 19 octobre 2004 (2004-10-19) * abrégé; figures 1,2 * * colonne 1, ligne 10 - colonne 3, ligne 14 *	1-7	INV. F41G7/22 F41G7/00
A	FR 2 590 359 A (SOC NAT IND AEROSPATIALE) 22 mai 1987 (1987-05-22) * abrégé; figure 1 * * page 7 - lignes 11-14 * * page 11 - lignes 7-17 * * page 15 - lignes 1-12 *	1-7	
A	US 2017/268852 A1 (KUHN THOMAS [DE]) 21 septembre 2017 (2017-09-21) * abrégé; figures 1-2 * * alinéas [0006] - [0010], [0019], [0020], [0041] *	1-7	
			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 28 octobre 2022	Examineur Mercier, Francois
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES 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		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	

1
EPO FORM 1503 03.82 (P04C02)

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

EP 22 18 1184

5 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.

28-10-2022

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 6806823	B1	19-10-2004	AUCUN

FR 2590359	A	22-05-1987	CA 1262953 A 14-11-1989
		EP 0228925 A1 15-07-1987	
		ES 2029453 T3 16-08-1992	
		FR 2590359 A1 22-05-1987	
		IL 80630 A 18-08-1992	
		JP 2521679 B2 07-08-1996	
		JP S62119397 A 30-05-1987	
		US 4735379 A 05-04-1988	

US 2017268852	A1	21-09-2017	DE 102016003238 A1 21-09-2017
		EP 3220094 A1 20-09-2017	
		US 2017268852 A1 21-09-2017	
		ZA 201701705 B 30-05-2018	

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