

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

①1 N° de publication :  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)

**3 010 180**

②1 N° d'enregistrement national : **13 58466**

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : *F 41 G 7/00 (2013.01)*

⑫

**DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

**A1**

②2 Date de dépôt : 04.09.13.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la  
demande : 06.03.15 Bulletin 15/10.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de  
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du  
présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux  
apparentés :

Demande(s) d'extension :

⑦1 Demandeur(s) : *DCNS Société anonyme* — FR.

⑦2 Inventeur(s) : CHEVRIER ANTOINE, JEAN,  
ROLAND.

⑦3 Titulaire(s) : DCNS Société anonyme.

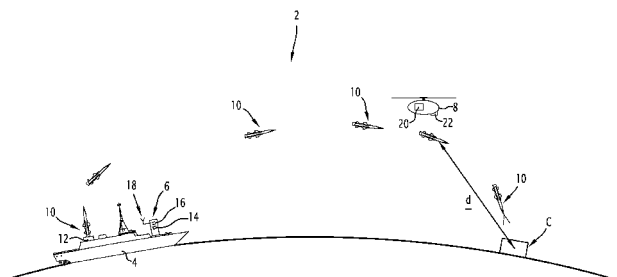
⑦4 Mandataire(s) : CABINET LAVOIX Société par actions  
simplifiée.

⑤4 **PROCEDE D'UTILISATION D'UN MISSILE ET SYSTEME D'EMPLOI DE MISSILE ASSOCIE.**

⑤7 Procédé d'utilisation d'un missile comprenant:  
- une étape initiale, au cours de laquelle on propulse le  
missile (10) depuis une plateforme (4) navale ou terrestre,  
- une étape de ralliement, au cours de laquelle le missile  
(10) se déplace depuis la plateforme (4) en direction d'une  
cible (C), et  
- une étape finale, au cours de laquelle le missile (10) est  
guidé jusqu'à interception de la cible (C) par l'intermédiaire  
de commandes de guidage émises depuis un poste de com-  
mande (6) à destination du missile (10).

Les commandes de guidage sont transmises depuis le  
poste de commande (6) au missile (10) par l'intermédiaire  
de moyens de communication (20) embarqués à bord d'un  
véhicule relais (8).

Système d'emploi de missile associé.



**FR 3 010 180 - A1**



## **Procédé d'utilisation d'un missile et système d'emploi de missile associé**

La présente invention concerne un procédé d'utilisation d'un missile.

5 Plus particulièrement, l'invention concerne un procédé d'utilisation d'un missile comprenant une étape initiale, au cours de laquelle on propulse le missile depuis une plateforme navale ou terrestre, une étape de ralliement, au cours de laquelle le missile se déplace depuis la plateforme en direction d'une cible, et une étape finale au cours de laquelle le missile est guidé jusqu'à interception de la cible par l'intermédiaire de commandes de guidage émises depuis un poste de commande à destination du missile.

10 Le domaine de l'invention est relatif aux missiles propulsés depuis une plateforme navale ou terrestre.

De manière connue, les missiles de ce type sont initialement propulsés de leur plateforme, puis rallient la zone dans laquelle se trouve leur cible, par exemple au moyen d'un guidage inertiel classique. Une fois pénétrés dans la zone correspondante, ces missiles sont guidés de façon précise jusqu'à leur cible par un opérateur situé à bord de la plateforme.

Toutefois, les procédés d'utilisation connus posent un certain nombre de problèmes.

En effet, du fait de la rotondité de la Terre, les communications directes entre le missile et la plateforme sont mal aisées et sont généralement atténuées du fait de l'eau ou des éléments du relief qui masquent le missile pour la plateforme.

25 Afin de pallier ce problème, il est notamment connu d'embarquer un dispositif d'émission/réception de haute puissance à bord du missile afin de rendre possibles les communications directes entre la plateforme et le missile et ce malgré l'atténuation du signal. Une alternative est d'abaisser la fréquence des signaux de communication échangés entre la plateforme et le missile, ce qui a pour effet de diminuer les effets d'atténuation du signal.

30 Une autre solution également utilisée consiste à raccorder le missile à la plateforme au moyen d'une fibre optique qui se déroule derrière le missile lorsque celui-ci se déplace et via laquelle les communications entre le missile et la plateforme peuvent être maintenues.

Toutefois, ces solutions présentent elles-mêmes des inconvénients.

La solution du premier scénario se traduit par un dispositif de communication embarqué sur le missile qui est plus coûteux qu'un dispositif d'émission/réception classique et potentiellement plus encombrant.

35 La solution du deuxième scénario a pour conséquence que la bande passante disponible pour les communications entre la plateforme et le missile est diminuée. Ceci a

notamment pour effet de proscrire la transmission d'images depuis le missile jusqu'à la plateforme, et rend en pratique impossible le guidage vidéo du missile au cours de l'étape finale.

5 Enfin, la solution envisagée dans le troisième scénario est particulièrement coûteuse dans la mesure où les missiles de ce type sont destinés à couvrir des distances de l'ordre de plusieurs dizaines de kilomètres. En outre, la logistique associée à l'emport de ces missiles est complexifiée du fait du volume et du poids de la fibre optique requise.

L'un des objets de l'invention est donc de proposer un procédé d'utilisation d'un missile ne présentant pas ces inconvénients.

10 A cet effet, l'invention concerne un procédé du type précité, caractérisé en ce que les commandes de guidage sont transmises depuis le poste de commande au missile par l'intermédiaire de moyens de communication embarqués à bord d'un véhicule relais.

15 Selon d'autres aspects de l'invention, le procédé comprend une ou plusieurs des caractéristiques techniques suivantes, prise(s) isolément ou selon toute(s) combinaison(s) techniquement possible(s) :

- le véhicule relais est un aéronef ;
- le véhicule relais est un drone aéroporté ;
- le procédé comprend en outre une étape de connexion préalable à l'étape finale, au cours de laquelle le missile et les moyens de communication du véhicule relais

20 établissent un canal de communication pour la transmission d'au moins les commandes de guidage à destination du missile ;

- l'étape de connexion se déclenche automatiquement lorsque la distance séparant le missile de la cible devient inférieure à une distance seuil prédéterminée ;

- le missile comporte une caméra d'acquisition fournissant des images, et au cours

25 de l'étape finale, lesdites images sont communiquées à la plateforme par le missile via les moyens de communication embarqués à bord du véhicule relais pour le guidage du missile en fonction desdites images ;

- lors de l'étape de ralliement, le missile est guidé de façon automatisée par guidage inertiel ; et

- lors de l'étape initiale, le missile est propulsé depuis la plateforme par un

30 dispositif de propulsion élastique, pneumatique ou électrique.

En outre, l'invention concerne un système d'emploi de missile pour la mise en œuvre du procédé tel que décrit ci-dessus, ledit système d'emploi de missile comprenant :

- un missile configuré pour être guidé en fonction de commandes de guidage,

35 - un poste de commande adapté pour l'émission de commandes de guidage à destination du missile, et

## 3

- un véhicule relais comprenant des moyens de communication configurés pour transmettre les commandes de guidage émises par le poste de commande au missile ;
- le missile comprend des moyens de propulsion électriques ;
- le missile comprend en outre une flèche située à l'extrémité avant du missile et  
5 une batterie solidaire de ladite flèche ; et
- le poste de commande est déporté du véhicule relais.

L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description détaillée qui va suivre, donnée uniquement à titre d'exemple et faite en se référant aux Figures annexées, sur lesquelles :

- 10 - la Figure 1 est une représentation schématique d'un système d'emploi de missile selon l'invention ;
- La Figure 2 est une illustration schématique d'un missile du système de la Figure 1 ;
- La Figure 3 est un diagramme bloc illustrant un procédé d'utilisation selon  
15 l'invention ; et

La Figure 1 illustre un système d'emploi de missile 2 selon l'invention, ci-après système 2. Le système 2 comprend une plateforme 4 pourvue d'un poste de commande 6, un véhicule relais 8 et un missile 10 destiné à intercepter une cible C.

20 La plateforme 4 est une plateforme navale ou terrestre. Dans l'exemple de la Figure 1, la plateforme 4 est navale, de même que la cible C.

En variante, la cible C est terrestre.

La plateforme 4 est adaptée pour le lancement du missile 10. A cet effet, la plateforme 4 comprend un dispositif de lancement 12 de missile. Le dispositif de lancement 12 est un dispositif de lancement élastique, par exemple un câble élastique de  
25 type sandow. En variante, le dispositif de lancement 12 est pneumatique ou électrique.

Le poste de commande 6 est adapté pour permettre à un opérateur de réaliser le guidage à distance du missile 10, par exemple à partir d'images fournies par le missile 10 et/ou fournies par le véhicule relais 8. En d'autres termes, le poste de commande 6 est adapté pour fournir au missile 10 des commandes de guidage en fonction desquelles le  
30 guidage effectif du missile 10 est réalisé.

A cet effet, le poste de commande 4 comprend un dispositif de visualisation 14 pour la visualisation d'images. Le dispositif de visualisation 14 comprend un ou plusieurs écrans sur le ou lesquels les images fournies par le missile 10 et/ou par le véhicule relais 8 sont visualisables.

En outre, le poste de commande 4 comprend un dispositif de saisie 16 configuré pour générer des commandes de guidage destinées au missile 10 à partir d'informations saisies par un opérateur.

5 Le dispositif de saisie 16 comprend des moyens de saisie (non représentés), tels que par exemple un joystick et un clavier. En outre, il comprend un calculateur configuré pour transformer les données saisies via les moyens de saisie en commandes de guidage du missile 10.

10 En outre, le poste de commande 4 comprend un dispositif de télécommunication 18 adapté pour communiquer de façon bidirectionnelle avec d'autres dispositifs de communication. En particulier, le dispositif de télécommunication 18 est adapté pour la communication bidirectionnelle avec un dispositif de communication embarqué à bord du véhicule relais 8.

15 Le véhicule relais 8 est adapté pour servir de relais de communication entre le missile 10 et le poste de commande 6 de la plateforme 4 au moins pendant une étape finale de l'emploi du missile 10, au cours de laquelle le missile 10 est à proximité de la cible C et est guidé par un opérateur du poste de commande 6 jusqu'à intercepter la cible C. Ceci est décrit plus en détail dans ce qui suit.

20 Le véhicule relais 8 comprend des moyens de communication 20 adaptés pour communiquer de façon bidirectionnelle avec le dispositif de télécommunication 18 du poste de commande 6 et avec un dispositif d'émission/réception embarqué à bord du missile 10.

25 En outre, le véhicule relais 8 comprend des moyens d'observation 22 adaptés pour fournir aux moyens de communication 20 des images, notamment des images de la cible C. Les moyens d'observations 22 comprennent une ou plusieurs caméras, par exemple chacune constituée d'un capteur CCD, qui vient de l'anglais Charge-Coupled Device et qui signifie dispositif à transfert de charge, pour l'observation d'une partie du spectre électromagnétique. La ou les caméras sont par exemple agencées dans un dispositif articulé connu sous le nom de boule optronique ou boule électro-optique. Les caméras sont par exemple adaptées à l'observation du domaine visible et/ou infrarouge.

30 Préférentiellement, le véhicule relais 8 est un aéronef. Ceci permet de prévenir le masquage du véhicule relais 8 par des éléments du relief ou par l'eau plus aisément, et ce aussi bien pour la plateforme 4 que pour le missile 10. Ceci donc favorise la bonne communication entre le véhicule relais 8 et la plateforme 4 d'une part, et entre le véhicule relais 8 et le missile 10 d'autre part.

Préférentiellement, le véhicule relais 8 est un drone aéroporté. Ceci permet de diminuer les risques associés à la surveillance de la cible C comparativement à un aéronef classique.

5 Dans l'exemple de la Figure 1, le véhicule relais 8 est un drone aéroporté à voilure tournante.

Le véhicule relais 8 est distinct du missile 10 et de la plateforme 4.

10 La Figure 2 illustre un missile 10 selon l'invention. Préférentiellement, le missile 10 est destiné à endommager la cible C en la percutant et en lui communiquant son énergie cinétique. Aussi, dans les modes de réalisation correspondants, le missile 10 est dépourvu de charge explosive.

Le missile 10 présente une masse comprise entre 4 kg et 8 kg.

15 Le missile 10 comprend des moyens de propulsion 24, un fuselage 26 et une flèche 28. En outre, le missile 10 comprend des moyens de guidage 30 et des moyens d'émission/réception 32 pour l'émission et la réception de signaux. Par ailleurs, le missile 10 comprend une caméra d'acquisition 34 propre à délivrer des images.

Les moyens de propulsion 24 sont électriques. Les moyens de propulsion 24 comprennent une turbine électrique 36 située à l'arrière du missile 10. La turbine électrique 36 présente une poussée de l'ordre de quelques kilogrammes de poussée, par exemple 4 kg.

20 Les moyens de propulsion 24 comprennent en outre un moteur électrique 38 entraînant la turbine 36, ainsi qu'une batterie 40 configurée pour alimenter le moteur 38 en énergie électrique.

25 La batterie 40 est par exemple constituée d'une pluralité d'accumulateurs Lithium-ion polymère, également connus sous le nom d'accumulateurs LIPO. La batterie 40 dispose d'une autonomie de plusieurs minutes à une poussée de la turbine 36 correspondant à 75% de sa poussée maximale, par exemple une autonomie comprise entre 5 min et 25 min, par exemple 7 min. Ceci correspond à une portée du missile 10 de plusieurs dizaines de kilomètres, par exemple une portée comprise entre 20 km et 50 km.

30 La batterie 40 est solidaire de la flèche 28. Ceci a pour effet que lors de l'impact du missile 10 avec sa cible, l'énergie cinétique de la batterie 40, qui est l'un des éléments les plus lourds du missile 10, est communiquée de façon optimale à la flèche 28.

Dans l'exemple de la Figure 1, la batterie 40 est disposée partiellement à l'intérieur de la flèche 28 et est fixée à la flèche 28.

35 Le fuselage 26 présente une forme générale cylindrique. Plusieurs des éléments du missile 10 dont le moteur 38, les moyens d'émission/réception 32 et une partie des moyens de guidage 30 sont disposés dans le fuselage 26, qui en assure la protection. La

turbine 36 est disposée à l'arrière du missile 10, et la flèche 28 est fixée à l'avant du fuselage 26 coaxialement au fuselage 26.

5 La flèche 28 comporte une partie sensiblement cylindrique coaxiale au fuselage 26 et fixée sur le fuselage 26. La flèche 28 comporte en outre une portion conique de révolution surmontant la partie cylindrique, et formant l'extrémité avant du missile 10. Le sommet du cône de la portion conique est orienté vers l'amont du missile. Ceci maximise le pouvoir perforant du missile 10.

10 En outre, la flèche 28 est adaptée pour assurer la tenue de la batterie 40 lors du choc entre le missile et la cible C, ce qui permet de prévenir la dissipation de l'énergie cinétique de la batterie via la dislocation de la batterie 40, et d'ainsi maximiser l'énergie cinétique de la batterie 40 communiquée à la flèche 28. A cet effet, la flèche 28 est réalisée à partir d'un matériau présentant une dureté importante, tel de l'acier.

15 Les moyens de guidage 30 sont adaptés pour assurer le guidage du missile 10. Plus précisément, les moyens de guidage 30 sont adaptés pour générer des commandes de guidage en vue du guidage du missile, et pour guider le missile 10 en fonction des commandes de guidage générées ou en fonction de commandes de guidage reçues par le missile 10.

20 A cet effet, les moyens de guidage 30 comprennent un dispositif de télémétrie 42, un dispositif de traitement 44 et des gouvernes 46 actionnables pour modifier la trajectoire du missile 10.

25 Le dispositif de télémétrie 42 est propre à générer des informations de navigation et à fournir ces informations de navigation au dispositif de traitement 44. Le dispositif de télémétrie 42 comprend une centrale de navigation et un système de positionnement, par exemple un système de positionnement global par satellite différentiel, également connu sous l'acronyme anglophone DPGS, pour Differential Global Positioning System. La centrale de navigation est par exemple une centrale inertielle adaptée pour fournir des données inertielles au dispositif de traitement 44 pour le guidage inertiel du missile 10.

30 Le centre de traitement 44 est configuré pour générer des commandes de guidage du missile 10 à partir d'informations de navigation, et pour commander l'actionnement des gouvernes 46 en fonction des commandes de guidage générées par lui ou bien reçues par le missile via le dispositif d'émission/réception 32.

A cet effet, le dispositif de traitement 44 comprend une mémoire et un processeur (non représentés) configurés à cet effet. Le processeur est par exemple un microcontrôleur.

Le dispositif d'émission/réception 32 est adapté pour l'établissement d'un canal de communication bidirectionnel avec d'autres dispositifs de communication, en particulier avec les moyens de communication 20 du véhicule relais 8.

5 La caméra d'acquisition 34 est disposée au sommet d'un cône fixé sur la portion cylindrique de la flèche 28 et est orientée vers l'amont du missile 10. Ainsi, les images délivrées par la caméra d'acquisition 34 sont des images de la cible C lorsque le missile 10 en est suffisamment proche. Ceci facilite le guidage du missile 10 à partir des images fournies par la caméra d'acquisition 34.

La caméra d'acquisition 34 comprend par exemple un ou plusieurs capteurs CCD.

10 En variante, la caméra d'acquisition 34 est agencée sur la flèche 28 ou sur le fuselage 26. Elle est alors orientée également vers l'amont du missile 10.

Le procédé 48 d'utilisation d'un missile selon l'invention va maintenant être décrit en référence aux Figures 1 à 3. Comme indiqué précédemment, les Figures illustrent un scénario dans lequel la plateforme 4 est navale, et la cible C est également navale, et est  
15 par exemple un navire de faible taille.

La Figure 3 illustre les étapes du procédé 48 selon l'invention.

Au cours d'une étape initiale 50, le missile 10 est propulsé de la plateforme 4 au moyen du dispositif de lancement 12. Suite à son lancement, les moyens de propulsion 24 du missile 10 se mettent en marche : la batterie 40 alimente en énergie électrique le  
20 moteur électrique 38, qui a son tour actionne la turbine électrique 36 pour la mise en mouvement du missile 10. Le missile 10 est alors aéroporté.

L'étape initiale 50 est suivie d'une étape de ralliement 52, au cours de laquelle le missile 10 se déplace depuis les abords de la plateforme 4 en direction de la cible C. Au cours de cette étape de ralliement 52, le guidage du missile 10 est inertiel.

25 En pratique, le poste de commande 6 fournit périodiquement ou à un instant donné des informations de navigation au missile 10. Ces informations sont émises par le dispositif de télécommunication 18 du poste de commande 6 ou par les moyens de communication 20 du véhicule relais 8 au dispositif d'émission/réception 32 du missile 10. Ces informations sont ensuite fournies au dispositif de traitement 44 conjointement à des  
30 informations de navigation délivrées par le dispositif de télémétrie 42 du missile 10. Le centre de traitement 44 traite les informations de navigation fournies par le dispositif de télémétrie 42 et les informations de navigation reçues de la plateforme 4 ou du véhicule relais 8, génère des commandes de guidage à partir de ces informations de navigation, et actionne les gouvernes 46 en fonction des commandes de guidage pour guider le missile  
35 10 dans la direction générale de la cible C.

## 8

Parallèlement, toujours au cours de cette étape, le véhicule relais 8 communique les images acquises par ses moyens d'observation 22 au poste de commande 6 de sorte que l'opérateur visualise les images correspondantes sur le dispositif de visualisation 14. Pour ce faire, les moyens d'observation 22 communiquent les images acquises au  
5 moyens de communication 24 du véhicule relais 8, qui à leur tour les communiquent au dispositif de télécommunication 18 du poste de commande 6.

Préférentiellement, au cours de l'étape de ralliement, le guidage du missile 10 est automatisé, l'opérateur n'ayant pas à intervenir pour guider le missile 10 dans la direction générale de la cible C.

10 L'étape de ralliement 52 prend fin lorsque le missile 10 s'approche suffisamment de la cible C. Plus précisément, l'étape de ralliement 52 prend fin lorsque la distance séparant le missile 10 de la cible C devient inférieure à une distance seuil  $d$  prédéterminée. La distance seuil  $d$  a une valeur de l'ordre du kilomètre, et est par exemple comprise entre 1 km et 10 km.

15 La fin de l'étape de ralliement 52 déclenche le début d'une étape de connexion 54. Au cours de l'étape de connexion 54, les moyens de communication 20 du véhicule relais 8 et le dispositif d'émission/réception 32 du missile établissent un canal de communication 56 bidirectionnel.

En pratique, l'établissement du canal de communication 56 est opéré comme suit :  
20 le poste de commande 6 avertit le véhicule relais 8 que le missile 10 s'apprête à tenter d'ouvrir le canal de communication 56 et précise au véhicule relais 8 les modalités de la communication, telles que par exemple les créneaux autorisés de réception des requêtes, les modalités de synchronisation ou le code de communication.

25 Le dispositif d'émission/réception 32 du missile 10 émet alors des requêtes à des instants temporellement prédéfinis pseudo-aléatoires.

Une requête est acceptée par les moyens de communication 20 du véhicule relais 8 lorsqu'elle est émise lors d'un créneau de réception autorisé et que la qualité du signal entre le missile 10 et la cible C est suffisante. Une fois la requête acceptée, les moyens de communication 20 et le dispositif d'émission/réception 32 échangent des clés  
30 d'identification. Une fois les clés d'identification reconnues et acceptées par les moyens de communication 20 et le dispositif d'émission/réception 32, le canal de communication 56 est créé. Le canal de communication 56 est alors maintenu ouvert jusqu'à la fin du procédé 48.

35 Une fois le canal de communication 56 créé, l'étape de connexion 54 prend fin, et une étape finale 58 débute au cours de laquelle le missile 10 est guidé par l'opérateur jusqu'à interception de la cible C.

Au cours de l'étape finale 58, le guidage du missile 10 est opéré par l'opérateur depuis le poste de commande 6 à partir des images fournies par la caméra d'acquisition 34 du missile 10. Au cours de l'étape finale 58, les commandes de guidage générées par le poste de commande 6 sont transmises de la plateforme 4 au missile 10 par l'intermédiaire des moyens de communications 20 embarqués à bord du véhicule relais 8.

Pour ce faire, à compter du démarrage de l'étape finale 58, le missile 10 fournit au véhicule relais 8 les images acquises par la caméra d'acquisition 34. Pour ce faire, les images acquises par la caméra d'acquisition 34 sont fournies au dispositif d'émission/réception 32, qui les envoie aux moyens de communication 20 du véhicule relais 8 via le canal de communication 56. Les moyens de communication 20 les relaient alors au poste de commande 6 via le dispositif de télécommunication 18 du poste de commande 6, qui en réalise l'affichage sur le dispositif de visualisation 14.

En fonction des images qu'il visualise, l'opérateur actionne les moyens de saisie 16. Ces actionnements sont transformés en commandes de guidage destinées au missile 10. Une fois générées, ces commandes de guidage sont communiquées au véhicule relais 8 via le dispositif de télécommunication 18 du poste de commande 6 et les moyens de communication 20 du véhicule relais 8. Les moyens de communication 20 transmettent, c'est-à-dire relaient, ces commandes de guidage au missile 10 par l'intermédiaire du canal de communication 56. Une fois reçues au niveau du dispositif d'émission/réception 32, les commandes de guidage sont fournies au dispositif de traitement 44, qui actionne les gouvernes 46 en conséquence. Le guidage du missile 10 est ainsi assuré en continu par l'opérateur jusqu'à ce que le missile 10 intercepte la cible C, ce qui marque la fin du procédé 48.

Lors du contact entre le missile 10 et la cible C, l'énergie cinétique du missile 10 est communiquée à la cible C, qui est alors endommagée ou détruite. Plus précisément, lors du contact du missile 10 avec la cible C, le cône portant la caméra d'acquisition 34 est détruit, puis la flèche 28 vient au contact de la cible C, qui a pour effet de causer la décélération brusque du missile 10 et le transfert de l'énergie cinétique du missile 10 à la cible C. Notamment, lors de la décélération, la batterie 40 est protégée par la flèche 28, ce qui empêche sa dislocation. L'énergie cinétique de la batterie 40 est alors transférée à la flèche 28 du fait de leur solidarité, puis à la cible C. L'énergie cinétique transférée à la cible C par le missile 10 est donc maximale du fait de la protection conférée à la batterie 40 par la flèche 28 et de leur solidarité.

Le relais des commandes de guidage issues du poste de commande 6 à destination du missile 10 par l'intermédiaire du véhicule relais 8 a pour effet que le missile ne requiert pas de liaison de communication directe entre le poste de commande 6 et le

missile 10, comme par exemple par fibre optique. En outre, la puissance du dispositif d'émission/réception 32 du missile 10 ne requiert pas d'être augmentée. Par ailleurs, la fréquence des signaux utilisés pour communiquer n'a pas non plus à être abaissée, de sorte que le guidage du missile 10 lors du procédé 48 selon l'invention peut être opéré par vidéo, un tel guidage étant à la fois souple, précis et peu onéreux par rapport à d'autres types de guidage, tels les guidages laser semi actifs.

L'utilisation d'un aéronef en tant que véhicule relais est particulièrement avantageuse, dans la mesure où ceci permet d'aisément prévenir les effets de masquage entre le missile et le véhicule relais du fait de l'altitude de ce dernier. En outre, ceci a pour effet que le système 2 selon l'invention permet en outre une détection et un suivi plus aisés de la cible C qu'avec un véhicule terrestre.

L'utilisation d'un drone aéroporté en tant que véhicule relais 8 est également particulièrement avantageuse, dans la mesure où la cible C se situe généralement dans une zone hostile pouvant être dangereuse à survoler.

L'utilisation du canal de communication 56 dédié lors de l'étape finale 58 permet de minimiser la durée des communications entre le véhicule relais 8 et le missile 10, et diminue ainsi les risques de détection du missile 10 et du véhicule relais 8.

Le déclenchement automatique de l'étape de connexion 54 puis de l'étape finale 58 en fonction de la condition de distance entre la cible C et le missile 10 permet de minimiser l'implication de l'opérateur pour le déclenchement de l'étape finale 58, ce qui facilite l'emploi du missile 10 de façon générale.

L'utilisation de moyens de propulsion 24 électriques a pour effet d'augmenter la discrétion acoustique et infrarouge du missile 10, et ainsi diminuer les risques de se voir détecté. En outre, ces moyens de propulsion ont pour effet de faciliter la logistique associée à son emport sur la plateforme 4, comparativement à des missiles à propulsion pyrotechnique qui doivent être stockés dans des conditions contraignantes.

Par ailleurs, le déploiement du missile 10 depuis la plateforme 4 plutôt que depuis le véhicule relais 8 permet de réduire le poids du véhicule relais 8 et donc d'en augmenter l'autonomie. Ceci est particulièrement important lorsque le véhicule relais 8 est un drone aéroporté.

L'utilisation de l'énergie cinétique du missile 10 pour endommager ou détruire la cible C plutôt que d'une charge explosive augmente la précision des dommages causés et réduit les dégâts collatéraux.

Préférentiellement, comme décrit dans les modes de réalisation ci-dessus, le poste de commande 6 est déporté du véhicule relais 8. Autrement dit, le véhicule relais 8 n'assure que la fonction de relais des commandes de guidage, et n'est pas la source des

commandes de guidage, dont l'élaboration est réalisée au niveau du poste de commande 6 situé sur la plateforme 4.

Néanmoins, d'autres modes de réalisation dans lesquels le poste de commande 6 est embarqué à bord du véhicule relais 8 sont envisageables.

**REVENDICATIONS**

1.- Procédé d'utilisation d'un missile comprenant :

- une étape initiale (50), au cours de laquelle on propulse le missile (10) depuis une plateforme (4) navale ou terrestre,

5           - une étape de ralliement (52), au cours de laquelle le missile (10) se déplace depuis la plateforme (4) en direction d'une cible (C), et

- une étape finale (58), au cours de laquelle le missile (10) est guidé jusqu'à interception de la cible (C) par l'intermédiaire de commandes de guidage émises depuis un poste de commande (6) à destination du missile (10),

10           caractérisé en ce que les commandes de guidage sont transmises depuis le poste de commande (6) au missile (10) par l'intermédiaire de moyens de communication (20) embarqués à bord d'un véhicule relais (8).

2.- Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que le véhicule relais (8) est un aéronef.

15           3.- Procédé selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que le véhicule relais (8) est un drone aéroporté.

4.- Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comprend en outre une étape de connexion (54) préalable à l'étape finale (58), au cours de laquelle le missile (10) et les moyens de communication (20) du véhicule relais (8) établissent un canal de communication (56) pour la transmission d'au moins les commandes de guidage à destination du missile (10).

5.- Procédé selon la revendication 4, caractérisé en ce que l'étape de connexion (54) se déclenche automatiquement lorsque la distance séparant le missile (10) de la cible (C) devient inférieure à une distance seuil ( $d$ ) prédéterminée.

25           6.- Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que le missile (10) comporte une caméra d'acquisition (34) fournissant des images, et en ce qu'au cours de l'étape finale (58), lesdites images sont communiquées à la plateforme (4) par le missile (10) via les moyens de communication (20) embarqués à bord du véhicule relais (8) pour le guidage du missile (10) en fonction desdites images.

30           7.- Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que lors de l'étape de ralliement (52), le missile (10) est guidé de façon automatisée par guidage inertiel.

8.- Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que lors de l'étape initiale (50), le missile est propulsé depuis la plateforme (4) par un dispositif de propulsion (12) élastique, pneumatique ou électrique.

35

9.- Système d'emploi de missile pour la mise en œuvre du procédé (48) selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, ledit système d'emploi de missile (2) comprenant :

- 5           - un missile (10) configuré pour être guidé en fonction de commandes de guidage,
  - un poste de commande (6) adapté pour l'émission de commandes de guidage à destination du missile (10), et
  - un véhicule relais (8) comprenant des moyens de communication (20) configurés pour transmettre les commandes de guidage émises par le poste de commande (6) au missile (10).
- 10           10.- Système selon la revendication 9, caractérisé en ce que le missile (10) comprend des moyens de propulsion (24) électriques.
- 11.- Système selon la revendication 10, caractérisé en ce que le missile (10) comprend en outre une flèche (28) située à l'extrémité avant du missile (10) et une batterie (40) solidaire de ladite flèche (28).
- 15           12.- Système selon l'une quelconque des revendications 9 à 11, caractérisé en ce que le poste de commande (6) est déporté du véhicule relais (8).

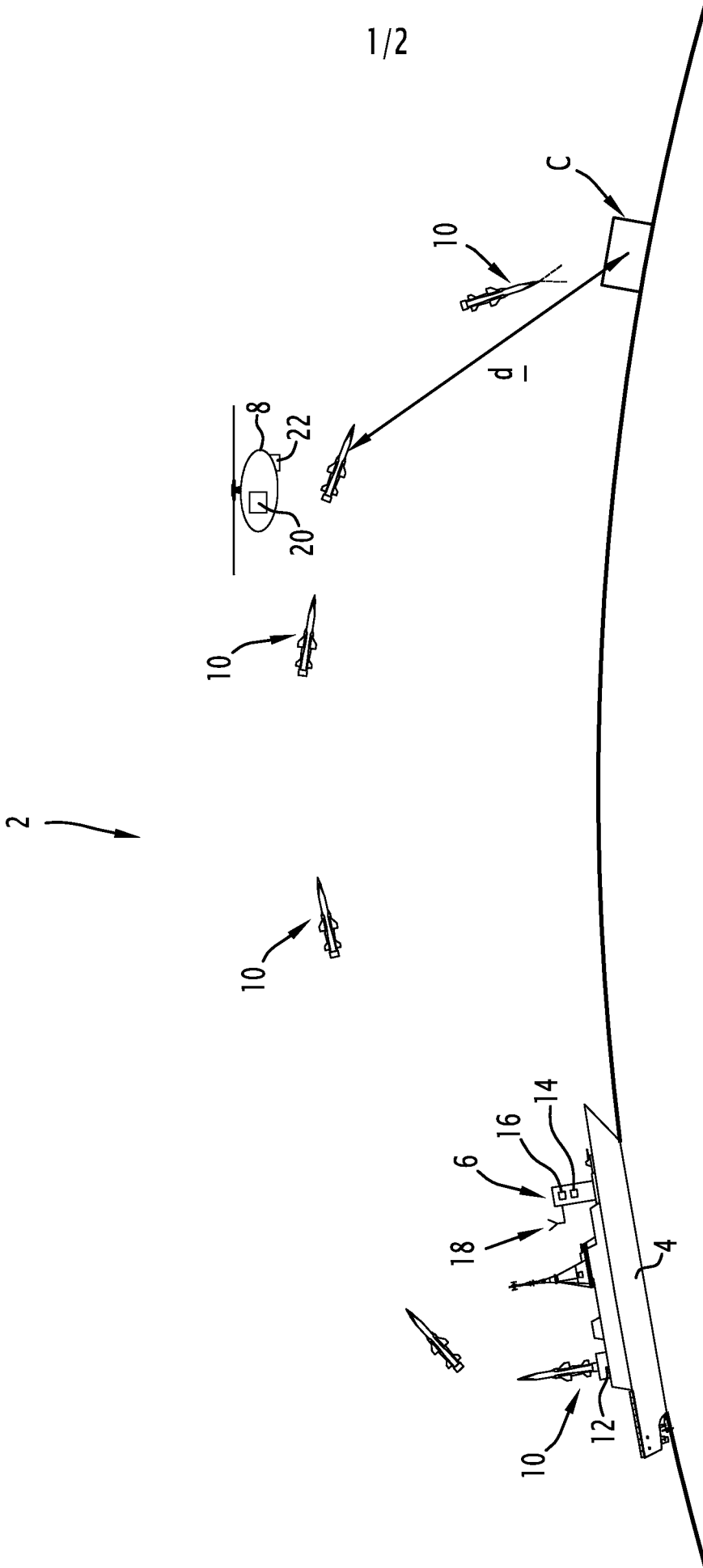
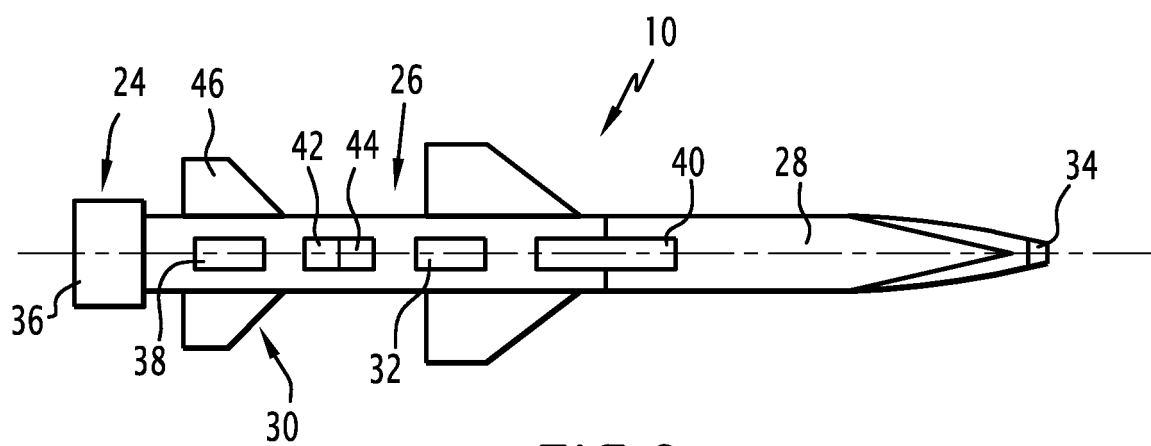
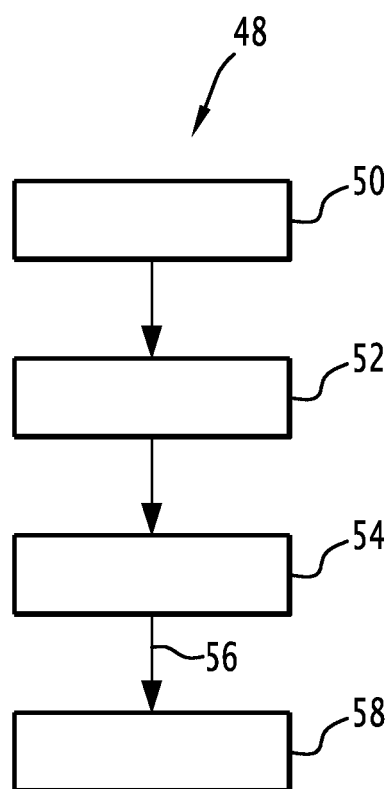


FIG. 1

2/2

**FIG. 2****FIG. 3**



**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement  
national

établi sur la base des dernières revendications  
déposées avant le commencement de la recherche

FA 789405  
FR 1358466

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	EP 2 405 232 A2 (LFK GMBH [DE]) 11 janvier 2012 (2012-01-11) * abrégé; figure 1 * * alinéa [0017] - alinéa [0022] * -----	1-12	F41G7/00
X	US 5 782 429 A (MEAD DONALD C [US]) 21 juillet 1998 (1998-07-21) * abrégé; figure 1 * * colonne 2, ligne 32 - colonne 2, ligne 51 * -----	1-12	
X A	US 6 455 828 B1 (GAUGGEL ROLAND [DE] ET AL) 24 septembre 2002 (2002-09-24) * abrégé; figure 1 * * colonne 2, ligne 60 - colonne 3, ligne 26 * -----	1-5,7-12 6	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			F41G
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
10 juillet 2014		Vial, Antoine	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS			
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 bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons ..... & : membre de la même famille, document correspondant	

1

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1358466 FA 789405**

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

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **10-07-2014**

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

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 2405232	A2	11-01-2012	DE 102010026452 A1	12-01-2012
			EP 2405232 A2	11-01-2012
-----				
US 5782429	A	21-07-1998	AUCUN	
-----				
US 6455828	B1	24-09-2002	CA 2334373 A1	06-01-2000
			DE 19828644 A1	20-01-2000
			EP 1090263 A1	11-04-2001
			JP 4262889 B2	13-05-2009
			JP 2002519619 A	02-07-2002
			US 6455828 B1	24-09-2002
			WO 0000779 A1	06-01-2000
-----				