



(43) Date de la publication internationale
30 décembre 2015 (30.12.2015)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2015/197922 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F42B 10/46 (2006.01) F42B 15/36 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2015/000114

(22) Date de dépôt international :
10 juin 2015 (10.06.2015)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1401421 25 juin 2014 (25.06.2014) FR

(71) Déposant : MBDA FRANCE [FR/FR]; 1, avenue Réau-
mur, 92350 Le Plessis-Robinson (FR).

(72) Inventeur : QUERTELET, Clément; 29, rue de la Par-
cheminerie, 75005 Paris (FR).

(74) Mandataire : HAUER, Bernard; Gevers France, 41, ave-
nue 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, DK, DM,
DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,
HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR,
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.

(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).

Publiée :

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

(54) Title : MISSILE PROVIDED WITH A SEPARABLE PROTECTIVE FAIRING

(54) Titre : MISSILE POURVU D'UNE COIFFE DE PROTECTION SÉPARABLE

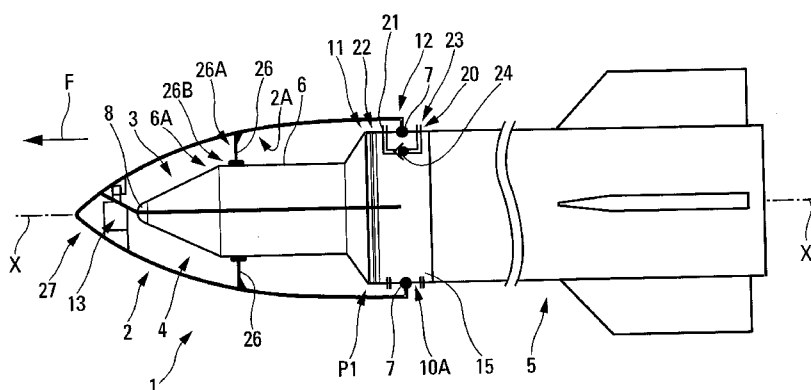


Fig. 1

(57) Abstract : The missile (1) comprises at least one separable propulsion stage (5) and a terminal vehicle (6) arranged to the front of the separable propulsion stage (5), said missile (1) being provided at the front with a separable protective fairing (2) comprising at least two individual shells (3, 4) and with a connecting part (10A) connected to the missile (1) towards the rear beyond the position (P1) of the rear end (11) of the terminal vehicle (6). The protective fairing (2) is configured such that, when mounted on the missile (1), it surrounds all of the terminal vehicle (6) and it is connected at the rear end to the connecting part (10A) by means of articulated connecting elements.

(57) Abrégé : Le missile (1) comprend au moins un étage propulsif (5)

[Suite sur la page suivante]



séparable et un véhicule terminal (6) qui est agencé à l'avant de l'étage propulsif (5) séparable, ledit missile (1) étant pourvu à l'avant d'une coiffe de protection (2) séparable comprenant au moins deux coques individuelles (3, 4), et d'une pièce de liaison (10A) liée au missile (1), vers l'arrière au-delà de la position (P1) de l'extrémité arrière (11) du véhicule terminal (6), ladite coiffe de protection (2) étant configurée pour, lorsqu'elle est montée sur le missile (1), entourer tout ledit véhicule terminal (6) et étant liée par une extrémité arrière à la pièce de liaison (10A) par l'intermédiaire d'éléments de liaison articulés (7).

MISSILE OURVU D'UNE COIFFE DE PROTECTION SÉPARABLE

La présente invention concerne un missile pourvu d'une coiffe de protection largable ou séparable.

Plus précisément, la présente invention s'applique à un missile comprenant au moins un étage propulsif qui est destiné à propulser le missile et qui peut être séparé de ce dernier, ainsi qu'un véhicule terminal qui est agencé à l'avant de cet étage propulsif et qui réalise un vol terminal vers une cible. Généralement, un tel véhicule terminal comprend au moins un capteur faisant par exemple partie d'un autoguidage, qui est sensible à la température.

Bien que non exclusivement, la présente invention s'applique plus particulièrement à un missile présentant un domaine de vol restant dans l'atmosphère et qui dispose de performances cinématiques permettant d'amener le véhicule terminal à des vitesses hypersoniques. A ces hautes vitesses, la température de surface du missile peut atteindre plusieurs centaines de degrés Celsius sous l'effet du flux aérodynamique, ce qui peut être préjudiciable pour la tenue et les performances des structures, et des équipements électroniques et capteurs présents.

Aussi, le missile est généralement pourvu à l'avant d'une coiffe de protection, qui comprend en général plusieurs coques individuelles et qui est destinée à protéger thermiquement et mécaniquement le véhicule terminal. Cette coiffe de protection doit pouvoir être enlevée au moment opportun, notamment pour permettre l'utilisation du capteur placé sur le véhicule terminal dans la phase terminale du vol.

On prévoit souvent une coiffe de protection localisée qui est ainsi relativement légère. Mais il est alors nécessaire de protéger thermiquement directement des parties du véhicule terminal qui ne sont pas recouvertes par la coiffe de protection. L'ensemble est généralement plus léger mais une fois le véhicule terminal décoiffé, son agilité est pénalisée par la masse de ces éléments de protection thermique.

En particulier, une architecture qui prévoit que les coques de la coiffe de protection sont articulées sur le véhicule terminal, génère une importante masse résiduelle sur le véhicule, due notamment à la masse de charnières ou d'articulations des coques utilisées à cet effet, et pénalise ses performances lors du vol terminal.

La présente invention a pour objet de remédier à cet inconvénient. Elle concerne un missile comprenant au moins un étage propulsif séparable et un véhicule terminal qui est agencé à l'avant de l'étage propulsif, ledit missile étant pourvu à l'avant d'une coiffe de protection séparable (ou largable) comprenant au moins deux coques individuelles.

Selon l'invention, ledit missile comprend une pièce de liaison liée audit missile, vers l'arrière au-delà de la position de l'extrémité arrière du véhicule terminal, et ladite coiffe de protection, lorsqu'elle est montée sur le missile, entoure tout ledit véhicule terminal et est liée par une extrémité arrière à la pièce de liaison par l'intermédiaire d'éléments de liaison articulés.

Ainsi, grâce à l'invention, on prévoit une coiffe de protection qui est englobante, c'est-à-dire qui entoure complètement le véhicule terminal en position de protection normale. Une telle coiffe de protection englobante est certes plus grande et donc plus lourde qu'une coiffe de protection localisée, mais cette structure à coiffe englobante qui est liée au missile, vers l'arrière au-delà de la position de l'extrémité arrière du véhicule terminal (via la pièce de liaison), minimise la masse résiduelle sur le véhicule terminal après la séparation, comme précisé ci-dessous. Cette minimisation de la masse maximise les performances du véhicule terminal dans la phase terminale (qui est la plus sensible).

On notera :

- qu'une coiffe de protection localisée est plus légère qu'une coiffe de protection englobante telle que précitée, mais nécessite de protéger thermiquement toutes les parties du véhicule terminal qui ne seraient pas recouvertes par la coiffe de protection. L'ensemble est généralement plus

léger mais, une fois le véhicule terminal décoiffé, son agilité est pénalisée par toute la masse de protection thermique devenue superflue ; et

- qu'une éventuelle perte de performance du missile dans la première phase du lancement, avec une coiffe de protection englobante plus lourde qu'une coiffe de protection localisée, est compensable notamment par un ou des étages propulsifs plus performants.

Avantageusement, ladite pièce de liaison présente une forme générale de bague.

Dans un premier mode de réalisation, ladite pièce de liaison est une pièce intermédiaire du corps du missile, qui est agencée entre le véhicule terminal et l'étage propulsif. Avantageusement, cette pièce intermédiaire est apte à être séparée dudit véhicule terminal.

Dans un second mode de réalisation, la coiffe de protection, la pièce de liaison et les éléments de liaison rotatifs (notamment des charnières) forment un ensemble monobloc, la pièce de liaison étant apte à être fixée sur une partie dite de support du missile. De préférence, cette partie de support est une pièce intermédiaire du corps du missile, qui est agencée entre le véhicule terminal et l'étage propulsif, et qui est apte à être séparée dudit véhicule terminal.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, le missile comporte au moins une unité de régulation de la pression interne. Avantageusement, cette unité de régulation de la pression interne comprend au moins une valve agencée dans au moins un canal générant un passage d'air entre l'intérieur de la coiffe de protection et l'extérieur du missile. De préférence, ledit au moins un canal est pratiqué dans ladite pièce intermédiaire.

Comme en raison du flux aérothermique (dans le cas de missiles supersoniques par exemple) et de l'altitude de vol, susceptibles d'être rencontrés par le missile, la différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur de la coiffe de protection peut être importante, l'unité de régulation de la pression interne permet d'éviter que la coiffe ne se déforme en vol et

crée une ouverture laissant s'introduire le flux aérothermique susceptible d'endommager des structures, des équipements et un capteur du véhicule terminal.

5 En outre, avantageusement, ladite pièce intermédiaire est configurée pour supporter le véhicule terminal et comprend des éléments d'éjection de ce dernier.

10 Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, le missile comporte des éléments de support intermédiaires agencés entre la coiffe de protection et le véhicule terminal, ces éléments de support intermédiaires étant fixés sur une face interne de la coiffe de protection et étant simplement en contact d'une face externe du véhicule terminal.

Ainsi, grâce à ce mode de réalisation particulier :

- soit, on empêche que le véhicule terminal ne fléchisse à l'intérieur de la coiffe de protection ;
- 15 - soit, le véhicule terminal participe également au maintien de la coiffe de protection, ce qui permet de garantir un dimensionnement raisonnable (masse suffisamment faible) de cette dernière.

20 En outre, avantageusement, le missile comporte également au moins un système de reprise d'efforts de cisaillement entre les coques de la coiffe de protection. Grâce à ce système, les coques n'ont pas à être trop épaisses (et donc trop massives) pour pouvoir bénéficier d'une raideur suffisante.

25 De plus, de façon avantageuse, le missile comporte également des moyens configurés pour créer une continuité électrique entre des coques adjacentes, électriquement conductrices, de la coiffe de protection, ce qui permet notamment d'assurer une protection électromagnétique.

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

30 Les figures 1 et 2 montrent schématiquement un exemple de missile auquel s'applique la présente invention, pourvu d'une coiffe de protection qui est, respectivement, dans une position montée sur le missile et dans une

position de largage ou d'ouverture.

Les figures 3 et 4 montrent schématiquement un mode de réalisation particulier de la coiffe selon la présente invention, respectivement, dans une position de montage et dans une position montée.

5 Les figures 5 et 6 montrent schématiquement un exemple de moyens d'un système de reprise d'efforts de cisaillement entre des coques de la coiffe de protection, respectivement, sur toute la coiffe de protection et sur une partie agrandie de la coiffe de protection.

10 La présente invention s'applique à un missile 1 représenté schématiquement sur les figures 1 et 2, qui est pourvu à l'avant (dans le sens de déplacement F dudit missile 1) d'une coiffe de protection 2. Cette coiffe de protection 2 comporte une pluralité de coques 3 et 4, en l'occurrence deux coques 3 et 4 sur l'exemple des figures 1 à 4.

15 Le missile 1 d'axe longitudinal X-X, comprend au moins un étage propulsif 5 largable (à l'arrière) et un véhicule terminal 6 qui est agencé à l'avant (dans le sens de déplacement F) de cet étage propulsif 5.

En général, un tel véhicule terminal 6 volant comprend, notamment, au moins un capteur 8 agencé à l'avant, faisant par exemple partie d'un autoguidage et susceptible d'être sensible à la température. L'étage propulsif 20 5 et le véhicule terminal 6 qui peuvent être de tout type usuel, ne sont pas décrits davantage dans la description suivante.

De façon usuelle, le ou les étages propulsifs 5 d'un tel missile 1 sont destinés à la propulsion dudit missile 1, à partir du tir jusqu'à l'approche d'une cible (devant être neutralisée par le missile 1). La phase terminale du vol est, 25 quant à elle, réalisée de façon autonome par le véhicule terminal 6, qui utilise notamment les informations issues du capteur 8 embarqué, par exemple un capteur optoélectronique destiné à aider à la détection de la cible. Pour ce faire, le véhicule terminal 6 comprend tous les moyens usuels (non décrits davantage), qui sont nécessaires pour réaliser ce vol terminal. Avant de 30 mettre en œuvre la phase terminale, la coiffe de protection 2 est larguée ou tout au moins ouverte, après une séparation des différentes coques 3 et 4, par

exemple par pivotement, pour libérer le véhicule terminal 6 (volant) qui se sépare ensuite du reste du missile 1.

Le missile 1 est donc pourvu à l'avant d'une coiffe de protection 2 séparable qui est destinée, notamment, à protéger thermiquement et mécaniquement le véhicule terminal 6. Cette coiffe de protection 2 doit cependant pouvoir être enlevée au moment opportun, notamment pour permettre l'utilisation du capteur 8 placé sur le véhicule terminal 6 dans la phase terminale du vol.

Dans la situation de la figure 1, la coiffe de protection 2 est montée sur le missile 1 dans une position de fonctionnement (ou de protection). Le véhicule terminal 6 est monté à l'intérieur de la coiffe de protection 2 qui est représentée en trait épais.

En outre, dans la situation de la figure 2, les coques 3 et 4 sont en train de se séparer, par exemple en étant pivotées via des éléments de liaison rotatifs 7 représentés schématiquement sur la figure 2, comme illustré respectivement par des flèches $\alpha 1$ et $\alpha 2$, durant une phase d'ouverture ou de largage de la coiffe de protection 2. La libération des coques 3 et 4 et l'impulsion pour générer les mouvements illustrés par les flèches $\alpha 1$ et $\alpha 2$, peuvent être engendrées par un dispositif approprié 13, par exemple un actionneur pyrotechnique agencé de préférence à l'avant de la coiffe 2 (à l'intérieur de cette dernière), comme représenté sur les figures 1, 3 et 4. Cette phase d'ouverture ou de largage de la coiffe de protection 2 permet la libération du véhicule terminal 6, qui peut par exemple être éjecté hors du missile 1 à l'aide de moyens d'éjection appropriés (non représentés).

Bien que non exclusivement, la présente invention peut s'appliquer plus particulièrement à un missile 1 présentant un domaine de vol restant dans l'atmosphère et qui dispose de performances cinématiques permettant d'amener le véhicule terminal 6 à des vitesses hypersoniques. A ces hautes vitesses, la température de surface du missile 1 peut atteindre plusieurs centaines de degrés Celsius sous l'effet du flux aérothermique, ce qui nécessite de prévoir une coiffe de protection 2 efficace pour permettre la

tenue et les performances des structures, des équipements électroniques et des capteurs embarqués.

Selon l'invention, ledit missile 1 comprend une pièce de liaison 10A, 10B liée au missile 1, vers l'arrière (dans le sens opposé au sens de déplacement F) au-delà de la position P1 de l'extrémité arrière 11 du véhicule terminal 6 lorsqu'il est monté sur le missile 1.

De plus, selon l'invention, lorsqu'elle est montée sur le missile 1, la coiffe de protection 2 entoure tout ledit véhicule terminal 6 et est liée par une extrémité arrière 12 à la pièce de liaison 10A, 10B par l'intermédiaire d'éléments de liaison articulés 7, notamment des charnières ou d'autres éléments de rotation usuels.

La protection offerte par la coiffe de protection 2 bénéficie ainsi non seulement au capteur 8, mais également au véhicule terminal 6 tout entier. La coiffe de protection 2 englobe l'ensemble du véhicule terminal 6 et elle est enlevée juste avant l'utilisation du capteur 8 et le vol autonome du véhicule terminal 6. La durée de vol autonome du véhicule terminal 6 (avec une utilisation du capteur 8) étant courte, on peut en effet se passer de protection thermique pendant la phase terminale du vol. Ainsi, grâce à cette coiffe de protection 2 englobante, qui est enlevée avant le vol autonome du véhicule terminal 6, on n'impute pas la masse liée à la fonction de protection (nécessaire uniquement avant ce vol autonome) sur le véhicule terminal 6.

Ladite pièce de liaison 10A présente une forme générale de bague, dont le diamètre externe est sensiblement égal au diamètre du corps du missile 1 dans la partie où est prévue cette pièce de liaison 10A.

Dans un premier mode de réalisation représenté sur la figure 1, la pièce de liaison 10A est une pièce intermédiaire 15 du corps du missile 1, qui est agencée entre le véhicule terminal 6 et l'étage propulsif 5. Cette pièce intermédiaire 15 est apte à être séparée dudit véhicule terminal 6.

Les coques 3 et 4 de la coiffe de protection 2 sont ainsi articulées sur la pièce intermédiaire 15 et les moyens de liaison associés, en particulier les éléments de liaison rotatifs 7, sont solidaires de cette pièce intermédiaire 15

qui peut se séparer du véhicule terminal 6 avant le vol autonome de ce dernier.

Ce mode de réalisation permet notamment :

- un découpage industriel entre les différents sous-systèmes (coiffe de protection 2, véhicule terminal 6, pièce intermédiaire 15, et étage(s) propulsif(s) 5) ;
- de supporter le véhicule terminal 6 et d'intégrer des dispositifs d'éjection (non représentés) de ce dernier ; et
- d'intégrer une unité 20 de régulation de pression interne, précisée ci-dessous, loin du flux aérothermique (c'est-à-dire loin du nez 27 de la coiffe de protection 2), pour plus d'efficacité.

Dans un second mode de réalisation (représenté sur les figures 3 et 4), la coiffe de protection 2, la pièce de liaison 10B (réalisée sous forme de bague ou couronne) et les éléments de liaisons rotatifs 7 forment un ensemble monobloc 16. Pour bien préciser cet ensemble monobloc 16, il est représenté :

- dans une position de montage sur la figure 3, l'ensemble 16 étant déplacé vers l'arrière dans le sens E, coaxialement à l'axe X-X, jusqu'à ce que son extrémité arrière 12 arrive dans la bonne position. Il est alors fixé sur le missile 1 ; et
- dans une position montée sur la figure 4. Dans cette position montée, la pièce de liaison 10B est fixée sur des moyens de support 17 d'une partie de support 18 du missile 1, via des moyens de fixation 19 appropriés. Tout type de moyens de support 17 et de moyens de fixation 19, usuels et coopérant, susceptibles de réaliser une fixation satisfaisante de l'ensemble 16 sur le missile 1, peut être envisagé.

De préférence, la partie de support 18 est une pièce intermédiaire du corps du missile 1, qui est agencée entre le véhicule terminal 6 et l'étage propulsif 5, par exemple de façon similaire à la pièce intermédiaire 15 du premier mode de réalisation précité.

Ce second mode de réalisation permet de faciliter la fabrication et l'intégration de la coiffe de protection 2. De plus, en adaptant la pièce de liaison 10B et éventuellement les moyens de fixation 19, on est en mesure d'adapter facilement l'ensemble 16 à des types différents de missile existant.

5 Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, le missile 1 comporte au moins une unité 20 de régulation de la pression interne. Comme représenté schématiquement sur la figure 1, cette unité 20 de régulation de la pression interne comprend au moins un canal 21 créant un passage d'air entre l'intérieur 22 de la coiffe de protection 2 et l'extérieur 23 du missile 1, et
10 au moins une valve 24 qui est agencée dans ledit canal 21.

Dans un mode de réalisation particulier, le ou les canaux 21 sont pratiqués dans ladite pièce intermédiaire 15 comme représenté sur la figure 1, ou dans la pièce intermédiaire 18 des figures 3 et 4. Ainsi, l'unité 20 de régulation de pression interne, est agencée loin du flux aérothermique (c'est-à-dire loin du nez 27 de la coiffe de protection 2), ce qui permet d'augmenter
15 l'efficacité.

La valve 24 peut, par exemple, être constituée d'une bille et d'un ressort de rappel de celle-ci, dimensionné pour que la pression interne dans la coiffe de protection 2 ne dépasse jamais un seuil prédéterminé (par exemple
20 de quelques millibars). D'autres réalisations usuelles d'architecture de valve peuvent être utilisées.

Comme en raison du flux aérothermique (dans le cas de missiles supersoniques par exemple) et de l'altitude de vol, susceptibles d'être rencontrés par le missile 1, la différence de pression entre l'intérieur 22 et
25 l'extérieur 23 de la coiffe de protection 2 peut être importante, l'unité 20 de régulation de la pression interne permet d'éviter que la coiffe de protection 2 ne se déforme en vol et crée une ouverture laissant s'introduire le flux aérothermique susceptible d'endommager les structures, les équipements et notamment le capteur 8 du véhicule terminal 6.

30 Par conséquent, dans un tel mode de réalisation, comme représenté sur la figure 1, la pièce intermédiaire 15 fait l'interface avec l'étage propulsif 5

et la jonction avec le véhicule terminal 6, et sert de passage pour le canal 21 et également de support de charnière pour la coiffe de protection 2.

Dans un mode de réalisation particulier, la pièce intermédiaire 15, 18 est configurée pour supporter le véhicule terminal 6, et elle est pourvue d'éléments d'éjection usuels (non représentés) pour éjecter ce dernier.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, le missile 1 comporte des éléments de support intermédiaires 26 qui sont agencés entre la coiffe de protection 2 et le véhicule terminal 6 dans la position montée des figures 1 et 4. Ces éléments de support intermédiaires 26 sont :

- d'une part, fixés (par une extrémité 26A) sur une face interne 2A de la coiffe de protection 2, comme représenté sur la figure 1 ; et
- d'autre part, simplement en contact (par l'autre extrémité 26B) d'une face externe 6A du véhicule terminal 6, par exemple via une semelle ou un patin approprié.

Ainsi, grâce à ce mode de réalisation particulier, le véhicule terminal 6 participe également au maintien de la coiffe de protection 2, ce qui permet de garantir un dimensionnement raisonnable (masse suffisamment faible) de cette dernière.

Avec ce mode de réalisation particulier, dans une variante de réalisation, on peut prévoir une raideur importante de la coiffe de protection 2 de manière à empêcher, à l'aide des éléments de support intermédiaires, que le véhicule terminal 6 (présentant notamment une grande dimension) ne fléchisse à l'intérieur de la coiffe de protection 2.

Dans le second mode de réalisation des figures 3 et 4, ces éléments de support intermédiaires 26 font partie de l'ensemble monobloc 16.

Par ailleurs, le missile 1 comporte également au moins un système 28 de reprise d'efforts de cisaillement entre les coques 3 et 4 de la coiffe de protection 2, comme représenté sur les figures 5 et 6.

Ce système 28 permet de reprendre les efforts de cisaillement entre les coques 3 et 4, qui n'ont ainsi pas à être épaisses (et donc trop massives) pour bénéficier d'une raideur suffisante.

Dans le mode de réalisation particulier (donné à titre d'exemple) des figures 5 et 6, ce système 28 comprend une pluralité de positions de liaison 29 réparties le long de la jonction entre les deux coques 3 et 4. Chacune de ces positions de liaison 29 comprend :

- 5 - un évidement oblong 30 pratiqué dans une coque 4 le long de sa paroi ; et
- un tenon 31 qui est fixé sur l'autre coque 3, et qui est mobile dans l'évidement oblong 30 le long de la paroi, mais qui empêche un mouvement transversal.

10 Dans le cadre de la présente invention, d'autres types de jonctions sont possibles entre les coques 3 et 4 de la pièce de protection 2. En particulier, on peut envisager un recouvrement interne, avec des bords de formes coopérantes ou avec une liaison de type tenon/mortaise, sur toute la périphérie de la jonction ou sur une grande partie de cette dernière.

15 Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, les coques 3 et 4 de la coiffe de protection 2 sont électriquement conductrices, soit en étant réalisées en un matériau électriquement conducteur, soit en comprenant des moyens de conduction électrique. De nombreux moyens différents sont envisageables pour ce faire, tels qu'un film métallique ou une tresse métallique qui recouvre une partie structurelle de chacune des coques.

20 Dans ce mode de réalisation particulier, le missile 1 comporte également des moyens pour assurer une continuité électrique entre les coques 3 et 4 électriquement conductrices de la coiffe de protection 2. Ces moyens peuvent comporter, comme, représenté à titre d'exemple sur la figure 6, un joint 32, en particulier un élastomère chargé ou une tresse métallique, 25 qui est agencé au niveau de la jonction entre les deux coques 3 et 4 de manière à réaliser une continuité électrique.

Dans le cadre de la présente invention, d'autres variantes de réalisation sont également possibles pour assurer une continuité électrique. En particulier, on peut envisager un élément (ou plaque) électriquement 30 conducteur, qui relie à l'intérieur deux coiffes en recouvrant la jonction.

Ce mode de réalisation particulier permet d'éviter la génération d'arcs électriques au niveau de la jonction et d'assurer une protection électromagnétique.

5 Grâce à l'invention, on prévoit donc une coiffe de protection 2 qui est englobante, c'est-à-dire qui entoure complètement le véhicule terminal 6 en position de protection normale. Une telle coiffe de protection 2 englobante est certes plus lourde qu'une coiffe de protection localisée, mais elle minimise la masse résiduelle sur le véhicule terminal 6 après la séparation, puisque les
10 moyens 7, 26 de protection et d'articulation des coques 3 et 4 sont solidaires non pas du véhicule terminal 6 mais des éléments largués. Cette minimisation de la masse maximise les performances du véhicule terminal 6 dans la phase terminale (la plus sensible).

On notera qu'une éventuelle perte de performances du missile 1 dans la première phase du lancement, avec une coiffe de protection 2 englobante
15 plus lourde qu'une coiffe de protection localisée, est compensable, notamment en prévoyant un ou des étages propulsifs 5 plus performants.

L'architecture englobante de la coiffe de protection 2, telle que décrite ci-dessus, présente également (par rapport à une coiffe de protection plus localisée), les avantages suivants :

- 20 - une protection accrue ; et
- une plus grande souplesse aux évolutions de réalisation du véhicule terminal 6 et/ou de l'étage propulsif 5.

REVENDICATIONS

1. Missile comprenant au moins un étage propulsif (5) séparable et un véhicule terminal (6) qui est agencé à l'avant de l'étage propulsif (5)
5 séparable, ledit missile (1) étant pourvu à l'avant d'une coiffe de protection (2) séparable comprenant au moins deux coques individuelles (3, 4), caractérisé en ce qu'il comprend une pièce de liaison (10A, 10B) liée au missile (1), vers l'arrière au-delà de la position (P1) de l'extrémité arrière (11) du véhicule terminal (6), et en ce que ladite coiffe de protection (2), lorsqu'elle
10 est montée sur le missile (1), entoure tout ledit véhicule terminal (6) et est liée par une extrémité arrière à la pièce de liaison (10A, 10B) par l'intermédiaire d'éléments de liaison articulés (7).

2. Missile selon la revendication 1,
caractérisé en ce que ladite pièce de liaison (10A, 10B) présente une forme
15 générale de bague.

3. Missile selon l'une des revendications 1 et 2,
caractérisé en ce que ladite pièce de liaison (10A) est une pièce intermédiaire (15) du corps du missile (1), qui est agencée entre le véhicule terminal (6) et l'étage propulsif (5).

4. Missile selon la revendication 3,
caractérisé en ce que cette pièce intermédiaire (15) est apte à être séparée dudit véhicule terminal (6).

5. Missile selon l'une des revendications 1 et 2,
caractérisé en ce que ladite coiffe de protection (2), ladite pièce de liaison (10B) et lesdits éléments de liaison rotatifs (7) forment un ensemble monobloc
25 (16), ladite pièce de liaison (10B) étant apte à être fixée sur une partie dite de support (18) du missile (1).

6. Missile selon la revendication 5,
caractérisé en ce que cette partie de support (18) est une pièce intermédiaire
30 du corps du missile (1), qui est agencée entre le véhicule terminal (6) et l'étage propulsif (5).

7. Missile selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte au moins une unité (20) de régulation de la pression interne.

5 8. Missile selon la revendication 7, caractérisé en ce que ladite unité (20) de régulation de la pression interne comprend au moins une valve (24) agencée dans au moins un canal (21) générant un passage d'air entre l'intérieur (22) de la coiffe de protection (2) et l'extérieur (23) du missile (1).

10 9. Missile selon l'une des revendications 3 et 6, et la revendication 8, caractérisé en ce que ledit au moins un canal (21) est pratiqué dans ladite pièce intermédiaire (15, 18).

15 10. Missile selon l'une des revendications 3 et 6, caractérisé en ce que ladite pièce intermédiaire (15, 18) est configurée pour supporter le véhicule terminal (6) et comprend des éléments d'éjection de ce dernier.

20 11. Missile selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte des éléments de support intermédiaires (26) agencés entre la coiffe de protection (2) et le véhicule terminal (6), lesdits éléments de support intermédiaires (26) étant fixés sur une face interne (2A) de la coiffe de protection (2) et étant en contact d'une face externe (6A) du véhicule terminal (6).

25 12. Missile selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte au moins un système (28) de reprise d'efforts de cisaillement entre les coques (3, 4) de la coiffe de protection (2).

13. Missile selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte des moyens (32) configurés pour créer une continuité électrique entre des coques (3, 4) adjacentes, électriquement conductrices, de la coiffe de protection (2).

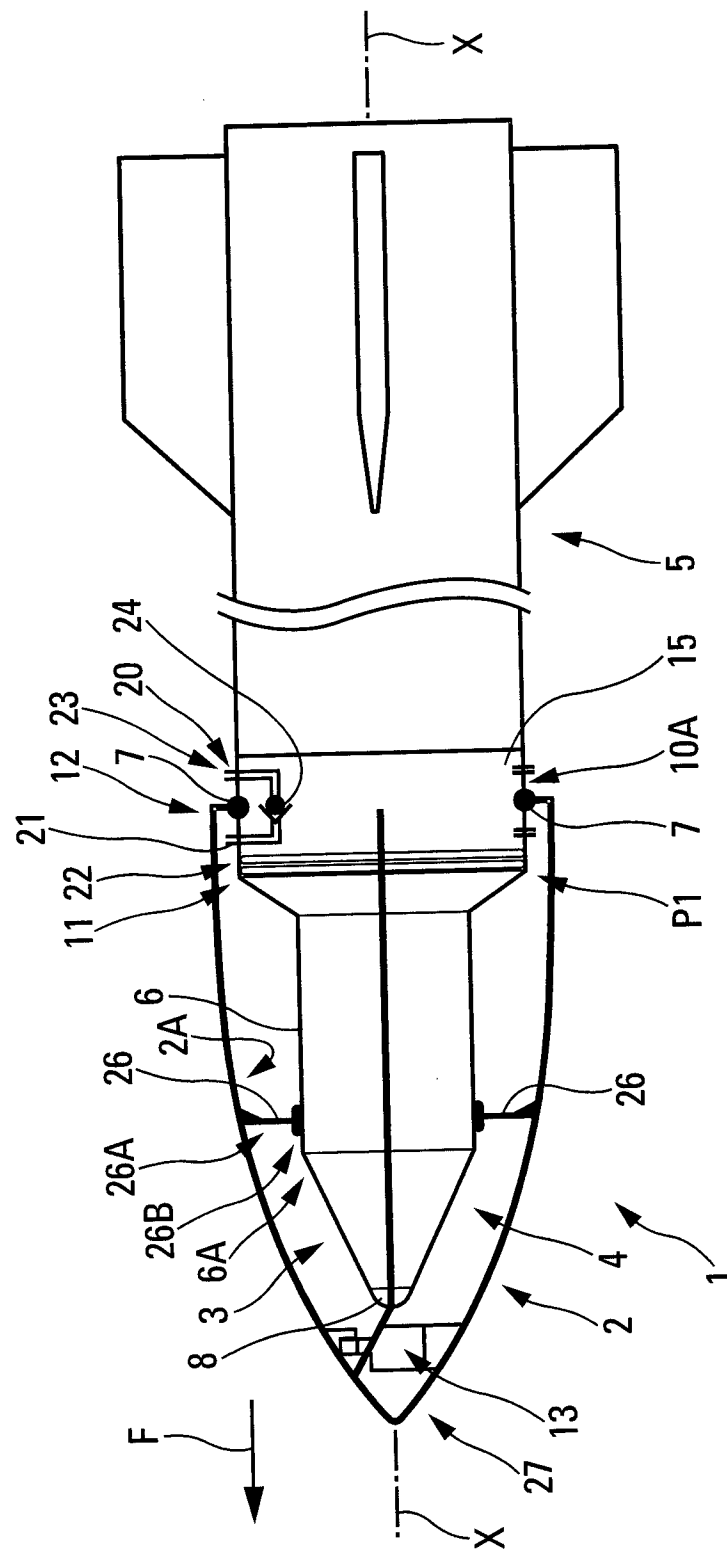


Fig. 1

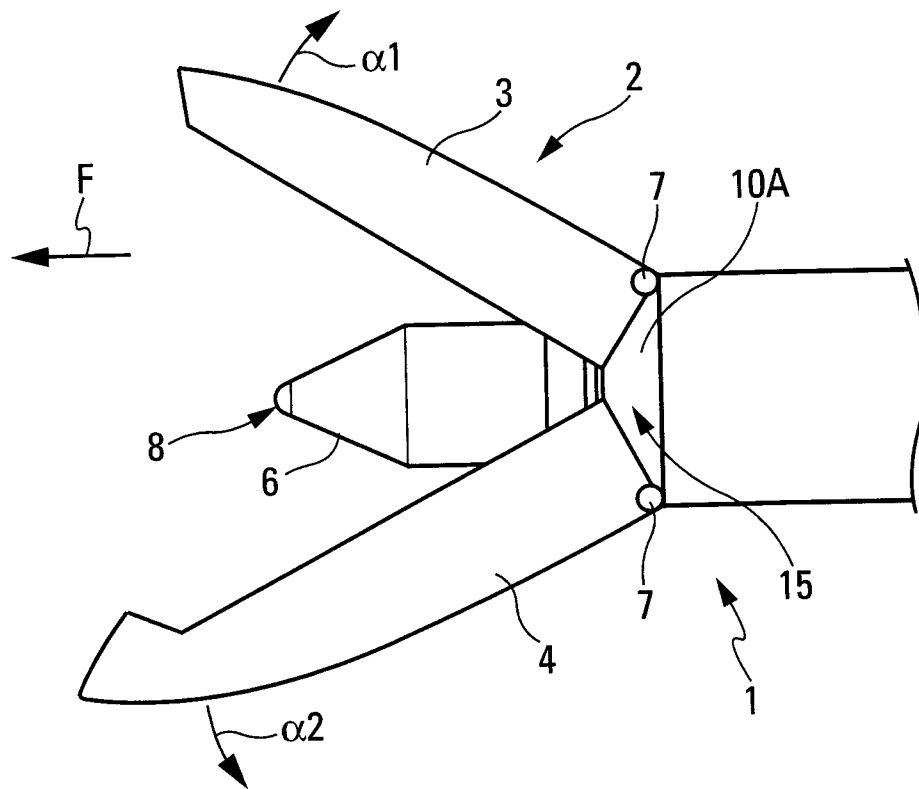


Fig. 2

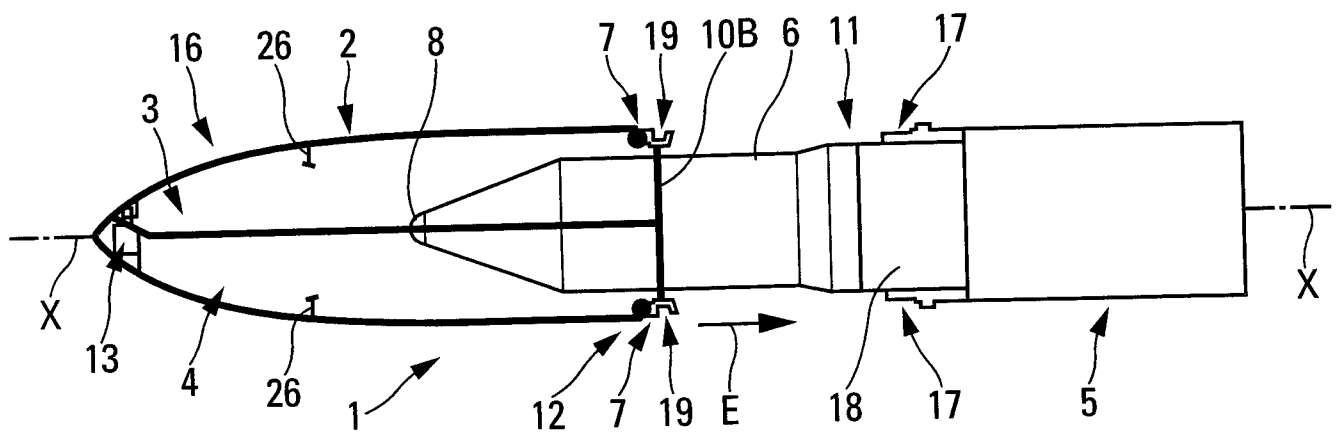


Fig. 3

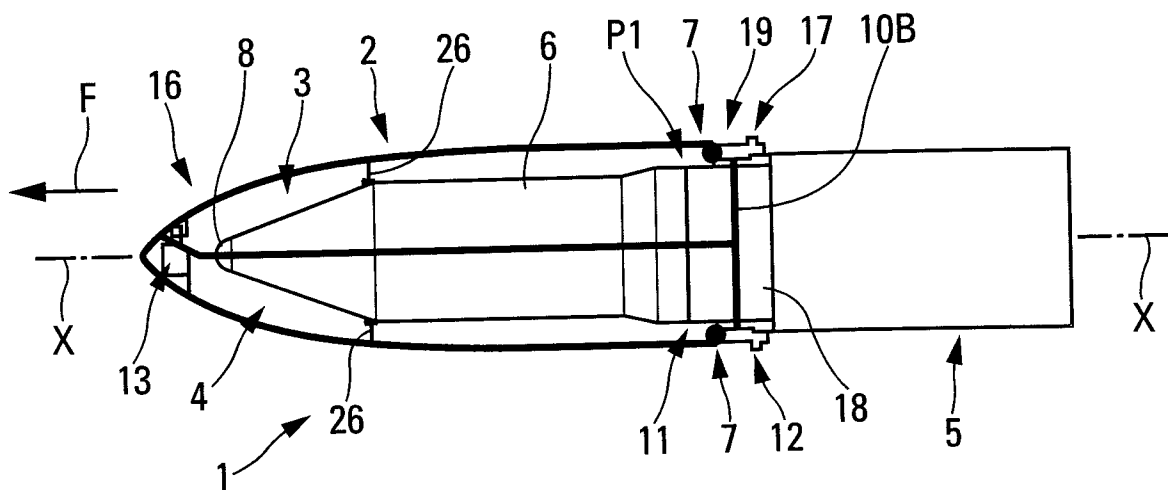


Fig. 4

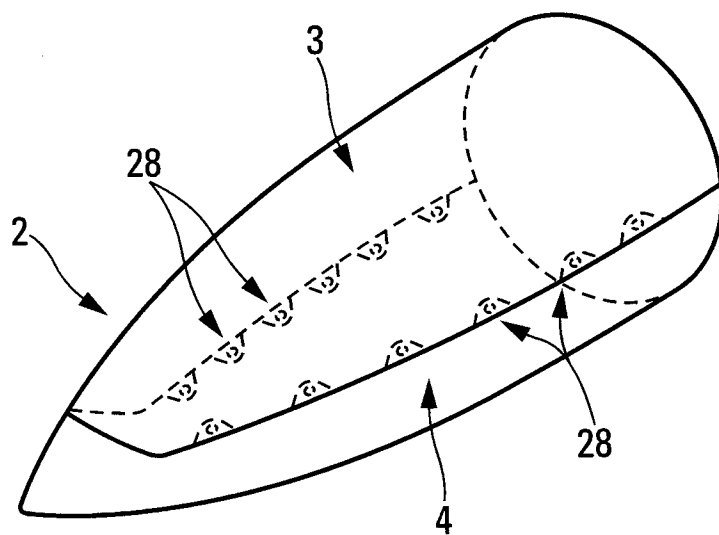


Fig. 5

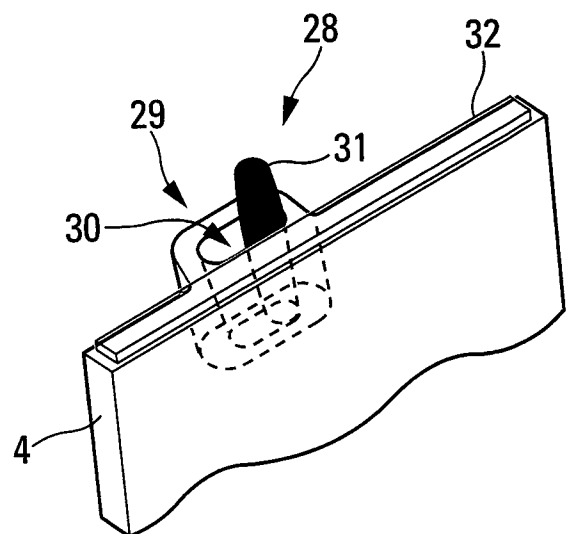


Fig. 6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2015/000114

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. F42B10/46 F42B15/36
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)
F42B

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	EP 1 013 546 A2 (NAT SPACE DEV [JP]; KAWASAKI HEAVY IND LTD [JP] INDP ADMINISTRATIVE IN) 28 June 2000 (2000-06-28)	1-6,10, 12,13
Y	paragraph [0031] - paragraph [0045]; figures 1-6 paragraph [0066] paragraph [0070]	7-9,11
Y	----- WO 01/34468 A1 (HONEYWELL INC [US]) 17 May 2001 (2001-05-17) page 5, line 3 - line 7; figure 2	7-9
Y	----- US 4 699 062 A (LEWIS THOMAS L [US] ET AL) 13 October 1987 (1987-10-13) claim 1; figures 1-5 -----	11



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

25 August 2015

Date of mailing of the international search report

31/08/2015

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Beaufumé, Cédric

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2015/000114

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 1013546	A2	28-06-2000	EP 1013546 A2 28-06-2000
			JP 3223171 B2 29-10-2001
			JP 2000185699 A 04-07-2000
			US 6494406 B1 17-12-2002
WO 0134468	A1	17-05-2001	AT 317352 T 15-02-2006
			AU 1478401 A 06-06-2001
			CA 2391217 A1 17-05-2001
			DE 60025941 T2 24-08-2006
			EP 1227977 A1 07-08-2002
			JP 4722362 B2 13-07-2011
			JP 2003513858 A 15-04-2003
			US 6371412 B1 16-04-2002
			WO 0134468 A1 17-05-2001
US 4699062	A	13-10-1987	NONE

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2015/000114

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. F42B10/46 F42B15/36
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)
F42B

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 1 013 546 A2 (NAT SPACE DEV [JP]; KAWASAKI HEAVY IND LTD [JP] INDP ADMINISTRATIVE IN) 28 juin 2000 (2000-06-28)	1-6,10, 12,13
Y	alinéa [0031] - alinéa [0045]; figures 1-6 alinéa [0066] alinéa [0070]	7-9,11
Y	WO 01/34468 A1 (HONEYWELL INC [US]) 17 mai 2001 (2001-05-17) page 5, ligne 3 - ligne 7; figure 2	7-9
Y	US 4 699 062 A (LEWIS THOMAS L [US] ET AL) 13 octobre 1987 (1987-10-13) revendication 1; figures 1-5	11



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

25 août 2015

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

31/08/2015

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale

Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Beaufumé, Cédric

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2015/000114

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 1013546	A2	28-06-2000	EP 1013546 A2 28-06-2000
			JP 3223171 B2 29-10-2001
			JP 2000185699 A 04-07-2000
			US 6494406 B1 17-12-2002
WO 0134468	A1	17-05-2001	AT 317352 T 15-02-2006
			AU 1478401 A 06-06-2001
			CA 2391217 A1 17-05-2001
			DE 60025941 T2 24-08-2006
			EP 1227977 A1 07-08-2002
			JP 4722362 B2 13-07-2011
			JP 2003513858 A 15-04-2003
			US 6371412 B1 16-04-2002
			WO 0134468 A1 17-05-2001
US 4699062	A	13-10-1987	AUCUN