

(19)



(11)

**EP 3 396 300 A1**

(12)

**DEMANDE DE BREVET EUROPEEN**

(43) Date de publication:  
**31.10.2018 Bulletin 2018/44**

(51) Int Cl.:  
**F42B 15/34** <sup>(2006.01)</sup> **F42B 15/36** <sup>(2006.01)</sup>

(21) Numéro de dépôt: **18290030.8**

(22) Date de dépôt: **10.04.2018**

(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**

(71) Demandeur: **MBDA France**  
**92350 Le Plessis-Robinson (FR)**

(72) Inventeurs:  
• **Quertelet, Clément**  
**92350 Le Plessis Robinson (FR)**  
• **Laheyne, Clyde**  
**92350 Le Plessis Robinson (FR)**

(30) Priorité: **28.04.2017 FR 1700467**

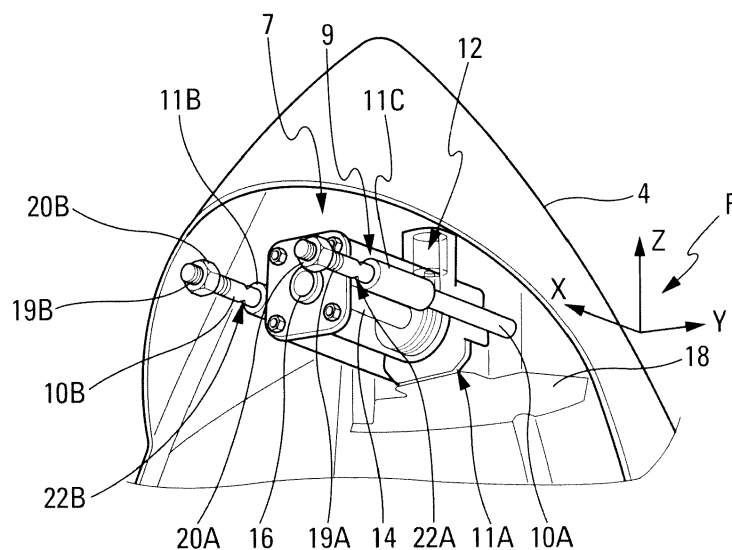
(74) Mandataire: **Gevers & Orès**  
**41 avenue de Friedland**  
**75008 Paris (FR)**

(54) **DISPOSITIF D'ACTIONNEMENT POUR L'ÉJECTION D'AU MOINS UNE PARTIE AMOVIBLE DE MISSILE, EN PARTICULIER D'UNE COIFFE**

(57) - Dispositif d'actionnement pour l'éjection d'au moins une partie amovible de missile, en particulier d'une coiffe.

- Le dispositif (7) est un ensemble unitaire qui comprend un actionneur pyrotechnique (9) comprenant une charge pyrotechnique (12) apte à générer une surpression et un piston (14) configuré pour se déplacer dans une direction longitudinale, de sorte qu'une des extrémités du piston (14) peut agir sur la partie amovible du missile, au moins une tige de maintien (10A, 10B), et au moins un élément

d'isolation thermique (11A, 11B, 11C) agencé de manière à isoler thermiquement au moins la charge pyrotechnique (12), l'actionneur pyrotechnique (9) étant configuré pour générer une force apte à rompre la tige de maintien (10A, 10B), une première extrémité de la tige de maintien (10A, 10B) et une extrémité de l'actionneur pyrotechnique (9) étant fixées sur un élément de fixation (18) du missile, et une seconde extrémité, opposée à la première extrémité de la tige de maintien (10A, 10B), étant fixée à un élément de fixation de la partie amovible du missile.



**Fig. 3**

**EP 3 396 300 A1**

## Description

### DOMAINE TECHNIQUE

**[0001]** La présente invention concerne un dispositif d'actionnement permettant l'éjection d'au moins une partie amovible d'un missile, et un missile pourvu d'au moins un tel dispositif d'actionnement.

### ETAT DE LA TECHNIQUE

**[0002]** Bien que non exclusivement, la présente invention peut s'appliquer à un missile comprenant au moins un étage propulsif largable et un véhicule terminal qui est agencé à l'avant de l'étage propulsif. Un tel véhicule terminal comprend généralement, notamment, un capteur faisant par exemple partie d'un autodirecteur et susceptible d'être sensible à la température.

**[0003]** Plus particulièrement, la présente invention peut s'appliquer à un missile présentant un domaine de vol restant dans l'atmosphère et qui dispose de performances cinématiques telles que le véhicule terminal peut être amené à des vitesses hypersoniques. A ces hautes vitesses, la température de surface du missile peut atteindre plusieurs centaines de degré Celsius sous l'effet du flux aérothermique, ce qui peut être préjudiciable pour la tenue et les performances des structures, des équipements électroniques et des capteurs présents. Aussi, une coiffe (de protection), comprenant généralement plusieurs coques individuelles, est agencée à l'avant du missile, de manière à protéger thermiquement et mécaniquement le véhicule terminal lors de la phase de vol du missile. La coiffe est ensuite éjectée au moment opportun pour permettre, notamment, l'utilisation du capteur agencé sur le véhicule terminal, lors de la phase terminale du vol.

**[0004]** L'éjection de la coiffe est mise en oeuvre par un dispositif d'actionnement configuré pour générer une force suffisante pour séparer les coques individuelles en un temps très court afin de rendre le capteur rapidement opérationnel et d'éviter toute perturbation des performances du missile lors de la phase d'éjection de la coiffe. De plus, le dispositif d'actionnement doit tenir compte des contraintes thermique et mécanique auxquelles sont soumises les coques individuelles avant la phase terminale de vol.

**[0005]** Une solution pourrait consister à utiliser un actionneur pyrotechnique tel qu'un boulon pyrotechnique éjecteur, pour générer la force nécessaire à la séparation des coques individuelles en des temps très courts. Cependant, les températures de plusieurs centaines de degré Celsius auxquelles sont soumises les coques individuelles risquent de dégrader le fonctionnement de l'actionneur pyrotechnique fixé à celles-ci, voire de le déclencher de façon intempestive. En outre, les produits éjectés et l'effet de souffle de la réaction pyrotechnique sont susceptibles d'endommager le capteur du véhicule terminal ou d'obérer sa capacité de mesure par dépôt de

résidus de poudre par exemple. Cette solution n'est donc pas applicable.

### EXPOSE DE L'INVENTION

**[0006]** La présente invention a pour but de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un dispositif d'actionnement permettant l'éjection d'au moins une partie amovible d'un missile, en particulier au moins une coque individuelle d'une coiffe.

**[0007]** Selon l'invention, ledit dispositif d'actionnement est un ensemble unitaire comprenant :

- un actionneur pyrotechnique comprenant une charge pyrotechnique activable apte à générer une surpression et un piston configuré pour se déplacer dans une direction longitudinale sous l'effet de la surpression générée sur la tête dudit piston par la charge pyrotechnique, de sorte qu'une extrémité du piston opposée à la tête dudit piston, dite extrémité libre, est destinée à agir sur ladite partie amovible du missile,
- au moins une tige de maintien,
- au moins un élément d'isolation thermique agencé de manière à isoler thermiquement au moins la charge pyrotechnique.

**[0008]** De plus, selon l'invention, ledit actionneur pyrotechnique est configuré pour pouvoir générer une force apte à rompre ladite au moins une tige de maintien.

**[0009]** En outre, selon l'invention, une première extrémité de ladite au moins une tige de maintien et une extrémité dudit actionneur pyrotechnique sont destinées à être fixées sur un élément du missile et une seconde extrémité, opposée à ladite première extrémité de ladite au moins une tige de maintien, est destinée à être fixée à ladite partie amovible du missile.

**[0010]** Ainsi, grâce à l'invention, on prévoit un dispositif d'actionnement destiné à l'éjection d'une partie amovible de missile, telle qu'une coque individuelle d'une coiffe, qui comprend un actionneur pyrotechnique dont le fonctionnement est rendu compatible avec les contraintes thermique et mécanique du missile par l'agencement d'au moins un élément d'isolation thermique et d'au moins une tige de maintien. En effet, la charge pyrotechnique, qui est un élément de l'actionneur pyrotechnique sensible aux températures élevées auxquelles sont soumises les coques individuelles, est isolée des flux thermiques dans la coiffe par l'agencement d'au moins un élément d'isolation thermique. En plus de prévenir une dégradation du fonctionnement de l'actionneur pyrotechnique voire son déclenchement intempestif, cette protection thermique localisée permet de minimiser la masse et l'encombrement du dispositif d'actionnement embarqué.

**[0011]** En outre, le dispositif d'actionnement conforme à l'invention garantit un maintien mécanique pendant la phase de vol. L'actionneur pyrotechnique étant unique-

ment fixé à la partie amovible, de préférence une coque de coiffe, par une de ses extrémités, le dispositif d'actionnement est pourvu d'une ou plusieurs tiges de maintien qui assurent la liaison mécanique entre cette partie amovible et un élément de fixation, par exemple deux coques individuelles d'une coiffe.

**[0012]** Agencées avantageusement de part et d'autre du piston, dans un même plan, et sensiblement parallèles entre elles et avec l'axe de déplacement du piston, ces tiges de maintien sont configurées pour supporter notamment les contraintes mécaniques de la coiffe lors de la phase de vol précédant l'éjection de la coiffe. De plus, ces tiges de maintien comprennent au moins une partie solidaire dudit actionneur pyrotechnique par l'intermédiaire d'une chape mécanique, ce qui assure, par exemple, une meilleure stabilité du dispositif face aux contraintes mécaniques lors de la phase de vol du missile et d'éjection de la coiffe.

**[0013]** Dans un mode de réalisation préféré, ladite au moins une tige de maintien possède une zone de fragilisation, qui est située de préférence à proximité de l'extrémité libre du piston. Ainsi, lorsque l'actionneur pyrotechnique est déclenché par activation de la charge pyrotechnique, il génère une force réduite mais suffisante pour séparer les coques individuelles l'une de l'autre. La tige de maintien, qui assure la liaison entre les coques individuelles, se rompt en deux parties au niveau de la zone de fragilisation sans produire de débris susceptibles d'endommager les performances du missile.

**[0014]** De plus, ladite au moins une tige de maintien est pourvue d'au moins un élément de retenue, situé au niveau de la chape mécanique. Cet élément de retenue est avantageusement agencé pour prévenir tout mouvement de translation de ladite au moins une tige de maintien par rapport à l'actionneur pyrotechnique.

**[0015]** Par ailleurs, de manière avantageuse, ladite au moins une tige de maintien est pourvue au moins d'un manchon d'isolation thermique, au moins sur un tronçon de cette dernière. Ledit au moins un manchon d'isolation thermique se situe de préférence au niveau de la chape mécanique. L'agencement avantageux dudit au moins un manchon participe à l'isolation thermique dudit actionneur pyrotechnique.

**[0016]** En outre, avantageusement, lesdits éléments d'isolation thermique peuvent être réalisés dans un matériau de type mica, mullite, ou muscovite.

**[0017]** Par ailleurs, la seconde extrémité de ladite tige de maintien est avantageusement pourvue d'un filetage, agencé pour permettre la fixation de ladite tige de maintien à un élément solide de la partie amovible du missile par l'intermédiaire d'un écrou.

**[0018]** La présente invention concerne également un missile qui est pourvu d'un dispositif d'actionnement tel que celui décrit ci-dessus, ledit dispositif d'actionnement étant fixé par une première extrémité à un élément de fixation d'une première partie du missile, par exemple une coque individuelle d'une coiffe ou un élément fixe de la structure du missile et par une seconde extrémité, op-

posée à la première extrémité, à un élément de fixation d'une partie amovible du missile.

**[0019]** Dans le cadre de la présente invention, cette partie amovible peut correspondre à tout élément devant être éjecté du missile lors de son vol, et de préférence à une coque individuelle d'une coiffe.

**[0020]** Dans un mode de réalisation préféré, ledit missile est pourvu d'une coiffe comprenant au moins deux coques individuelles, ladite première partie représente l'une desdites coques individuelles et ladite seconde partie amovible représente l'autre coque individuelle. De manière avantageuse, le dispositif d'actionnement est configuré pour séparer et écarter simultanément les deux coques individuelles afin de les éjecter du missile.

**[0021]** De plus, au moins un élément d'isolation thermique est avantageusement fixée sur un élément de fixation d'au moins une desdites parties amovibles du missile, et agencée en face de l'extrémité libre dudit piston.

## BREVE DESCRIPTION DES DESSINS

**[0022]** Les figures annexées feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

**[0023]** Les figures 1 et 2 montrent schématiquement un exemple de missile avec coiffe, respectivement, pendant la phase de vol et pendant la phase d'éjection.

**[0024]** La figure 3 montre l'agencement d'un mode de réalisation particulier d'un dispositif d'actionnement sur l'une des coques individuelles de la coiffe.

**[0025]** Les figures 4 et 5 sont des vues schématiques, respectivement, en perspective et en coupe médiane du dispositif d'actionnement.

## DESCRIPTION DETAILLEE

**[0026]** 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 comportant plusieurs parties amovibles, en l'occurrence une pluralité de coques 3, 4. La présente invention concerne un dispositif d'actionnement 7 pour l'éjection de la coiffe 2. Toutefois, la présente invention peut s'appliquer à tout type de missile 1 comportant au moins une partie amovible devant être éjectée.

**[0027]** Comme représenté sur les figures 1 et 2, le missile 1 d'axe longitudinal L-L, comprend au moins un étage propulsif 5 largable et un véhicule terminal 6 qui est agencé devant cet étage propulsif 5.

**[0028]** En général, un tel véhicule terminal 6 volant comprend, notamment, au moins un capteur 8 agencé en amont, faisant par exemple partie d'un autodirecteur et susceptible d'être sensible à la température. L'étage propulsif 5 et le véhicule terminal 6 qui peuvent être de tout type usuel, ne sont pas décrits davantage dans la description suivante.

**[0029]** 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, 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 mettre en oeuvre la phase terminale, la coiffe 2 est larguée ou tout au moins ouverte, après une séparation des différentes coques 3 et 4, par l'activation du dispositif d'actionnement 7, pour libérer le véhicule terminal 6 (volant) qui se sépare ensuite du reste du missile 1.

**[0030]** Le missile 1 est donc pourvu en amont d'une coiffe 2 séparable qui est destinée, notamment, à protéger thermiquement et mécaniquement le véhicule terminal 6. Cette coiffe 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.

**[0031]** Dans la situation de la figure 1, la coiffe 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 2 qui est représentée par des tirets.

**[0032]** En outre, dans la situation de la figure 2, les coques 3 et 4 sont en train de se séparer, comme illustré respectivement par des flèches  $\alpha 1$  et  $\alpha 2$ , durant une phase d'ouverture ou de largage de la coiffe 2. La libération des coques 3 et 4 et l'impulsion pour générer les mouvements illustrés par les flèches  $\alpha 1$  et  $\alpha 2$ , sont engendrées par le dispositif d'actionnement 7 agencé de préférence en amont de la coiffe 2 (à l'intérieur de cette dernière), comme représenté sur les figures 1 et 3. Cette phase d'ouverture ou de largage de la coiffe 2 permet la libération du véhicule terminal 6.

**[0033]** 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 2 efficace pour permettre la tenue et les performances des structures, des équipements électroniques et des capteurs embarqués. Toutefois, la présente invention peut s'appliquer à un missile 1 évoluant dans tous les cas du domaine de vol (en et hors atmosphère) et pour des vitesses allant du subsonique au haut supersonique/hypersonique.

**[0034]** En se référant aux figures 1 et 3, le dispositif d'actionnement 7 permettant l'éjection des coques 3 et 4 du missile 1 est agencé en amont de la coiffe 2, entre les coques 3 et 4, dans un plan transversal à l'axe lon-

gitudinal L-L du missile 1.

**[0035]** Dans la suite de la description, on utilise un repère R associé au dispositif d'actionnement pyrotechnique 7 et défini selon trois axes orthogonaux, à savoir un axe dit longitudinal X qui est orienté selon le dispositif d'actionnement 7 qui est allongé, et deux axes Y et Z qui définissent un plan médian XY et un plan transversal YZ. L'axe Z correspond à l'axe longitudinal L-L du missile 1. De plus, les adverbes avant et arrière sont définis par rapport au sens de déplacement du piston 14, qui est représenté par la flèche G et décrit ci-après.

**[0036]** Comme représenté sur les figures 3, 4 et 5, le dispositif d'actionnement 7, selon l'invention, est un ensemble unitaire comportant :

- un actionneur pyrotechnique 9 agencé selon l'axe longitudinal X,
- deux tiges de maintien 10A et 10B, sensiblement parallèles entre elles et avec l'axe longitudinal X et agencées de part et d'autre de l'actionneur pyrotechnique 9, dans le plan médian XY, et
- au moins un mais de préférence une pluralité d'éléments d'isolation thermique 11A, 11B, 11C et 11D agencés de manière à isoler localement l'actionneur pyrotechnique 9.

**[0037]** Dans un mode de réalisation préféré, représenté sur les figures 4 et 5, l'actionneur pyrotechnique 9 comprend une charge pyrotechnique 12 activable, une chambre de combustion 13 agencée à l'arrière de l'actionneur pyrotechnique 9 dans le même plan transversal YZ que la charge pyrotechnique 12, et un piston 14 agencé le long de l'axe longitudinal X, dont la tête 15 est dans le prolongement de la chambre de combustion 13. L'actionneur pyrotechnique 9 se déclenche par l'activation de la charge pyrotechnique 12, qui est réalisée de façon usuelle, par un ordre donné automatiquement par une unité de commande (non représentée) du missile 1. Lorsque la charge pyrotechnique 12 est activée, elle produit une surpression dans la chambre à combustion 13 qui génère le déplacement du piston 14 dans le sens de la flèche G. Le piston 14 se déplace jusqu'à ce qu'une de ses extrémités, opposée à la tête 15 du piston, dite extrémité libre 16, appuie contre un élément de fixation 17 lequel est fixé à la coque 3.

**[0038]** L'actionneur pyrotechnique 9 peut, par exemple, être un vérin pyrotechnique configuré pour contenir les débris et les résidus de poudre de la réaction pyrotechnique qui sont susceptibles d'endommager le capteur 8 du véhicule terminal 6 ou d'obérer sa capacité de mesure.

**[0039]** Dans le mode de réalisation représenté par les figures 4 et 5, l'actionneur pyrotechnique 9 est fixé par une première extrémité, située à l'arrière du dispositif pyrotechnique 7, à un élément de fixation 18 lequel est fixé à la coque 4. Une seconde extrémité de l'actionneur pyrotechnique 9, opposée à ladite première extrémité, est libre.

**[0040]** Les tiges de maintien 10A et 10B comportent également une première extrémité située à l'arrière du dispositif pyrotechnique 7 et une seconde extrémité située à l'avant du dispositif pyrotechnique 7. Chaque tige de maintien 10A, 10B est fixée, comme précisé ci-dessous, par sa première extrémité à l'élément de fixation 17 de la coque 3 et par sa seconde extrémité à l'élément de fixation 18 de la coque 4. Les tiges de maintien 10A et 10B assurent la liaison mécanique entre les coques 3 et 4 de la coiffe 2, notamment lors de la phase de vol du missile 1.

**[0041]** Dans un mode de réalisation particulier, une des deux extrémités de chacune des tiges de maintien 10A et 10B est pourvue d'un filetage 19A, 19B qui permet de visser les tiges de maintien 10A et 10B à l'élément de fixation 17, 18 par l'intermédiaire d'un écrou 20A, 20B. La position de l'écrou 20A, 20B le long du filetage détermine le vissage des tiges de maintien 10A et 10B dans un des éléments de fixation 17, 18 d'une des coques 3, 4, ce qui fixe la force qu'exercent les coques 3 et 4 l'une sur l'autre pendant la phase de vol du missile 1. Cette force est appelée précontrainte mécanique.

**[0042]** De plus, les tiges de maintien 10A et 10B sont liées à l'actionneur pyrotechnique 9 par l'intermédiaire de chapes mécaniques 21A, 21B. Comme représenté sur les figures 4 et 5, les chapes mécaniques 21A et 21B sont fixées de part et d'autre de l'actionneur pyrotechnique 9, au niveau du corps du piston 14 dans la position de montage, et entourent un tronçon des tiges de maintien 10A et 10B. Dans un mode de réalisation particulier, les chapes mécaniques 21A et 21B peuvent correspondre à des extensions latérales de l'actionneur pyrotechnique 9.

**[0043]** En outre, chaque tige de maintien 10A, 10B est pourvue d'une zone de fragilisation 22A, 22B située, de préférence, dans le même plan transversal YZ que l'extrémité libre 16 du piston 14 dans la position de montage, entre l'élément de fixation 17 et la chape mécanique 19A, 19B. Chacune des zones de fragilisation 22A et 22B correspond à un évidement circulaire sur une partie longitudinale des tiges de maintien 10A et 10B, qui réduit leur résistance mécanique. Ainsi, sous l'effet de la force générée par l'actionneur pyrotechnique 9, les tiges de maintien 10A et 10B se rompent au niveau des zones de fragilisation 22A et 22B.

**[0044]** Comme représenté sur la figure 5, un élément de retenue 23A, 23B, par exemple une goupille ou un collier, est agencé autour de la tige de maintien 10A, 10B, contre l'extrémité de la chape mécanique 21A, 21B la plus proche de la zone de fragilisation 22A, 22B. Cet élément de retenue 23A, 23B retient la tige de maintien 10A, 10B dans la chape mécanique 21A, 22B dans la direction longitudinale X.

**[0045]** Plusieurs éléments d'isolation thermique 11A, 11B, 11C, 11D sont agencés sur des parties de l'actionneur pyrotechnique 9 afin de l'isoler des flux de chaleur auxquels sont soumises les coques 3 et 4 de la coiffe 2 pendant la phase de vol.

**[0046]** Ainsi, un élément d'isolation thermique 11A est situé entre l'élément de fixation 18 de la coque 4 et la charge pyrotechnique 12 pour éviter que la chaleur de la coque 4 se transmette à la charge pyrotechnique 12 et déclenche de façon intempestive l'actionneur pyrotechnique 9. Deux autres éléments d'isolation thermique sont agencés, sous forme de manchons 11B et 11C, autour des tronçons des tiges de maintien 10A et 10B qui traversent les chapes mécaniques 21A et 21B pour éviter que les flux de chaleur circulant entre les coques 3 et 4 par l'intermédiaire des tiges de maintien 10A et 10B ne passent pas l'actionneur pyrotechnique 9. En outre, un élément d'isolation thermique 11D peut être agencé en face de l'extrémité libre 16 du piston 14, et fixé à l'élément de fixation 17 de la coque 3 du missile 1.

**[0047]** Dans un mode de réalisation particulier, les éléments d'isolation thermique 11A, 11B, 11C, 11D protègent l'actionneur pyrotechnique 9 en isolant uniquement la charge pyrotechnique 12.

**[0048]** Dans un mode de réalisation préféré, les éléments d'isolation thermique 11A, 11B, 11C et 11D sont réalisés dans un des matériaux suivants : mica, mullite, muscovite. Ces matériaux, tout en étant d'excellent isolants thermiques, possèdent une dureté suffisante pour ne pas amortir la force générée par l'actionneur pyrotechnique 9 afin de séparer les coques 3 et 4.

**[0049]** Le mode de fonctionnement du dispositif d'actionnement, tel que décrit ci-dessus, est le suivant.

**[0050]** Lors de la phase de vol du missile 1, la coiffe 2 est maintenue fermée par l'intermédiaire des tiges de maintien 10A et 10B qui sont fixées par leurs extrémités à des éléments de fixation 17 et 18 des coques 3 et 4. De plus, la stabilité de la coiffe 2 dépend de la précontrainte mécanique exercée entre les coques 3 et 4. Cette précontrainte mécanique est gérée par les tiges de maintien 10A et 10B en réglant la position de l'écrou 20A, 20B le long du filetage d'une des extrémités des tiges de maintien 10A et 10B. En outre, la coiffe 2 subit de fortes contraintes thermiques lors de la phase de vol. Ces flux thermiques circulent entre les coques 3 et 4, notamment par le biais des tiges de maintien 10A et 10B qui créent un pont thermique entre les éléments de fixation 17 et 18 des coques 3 et 4. Pour éviter tout déclenchement intempestif de l'actionneur pyrotechnique 9, les éléments d'isolation thermique 11A, 11B, 11C, 11D sont disposés judicieusement entre la charge pyrotechnique 12 et l'élément de fixation 18 de la coque 4, ainsi qu'entre les tiges de maintien 10A et 10B et les chapes mécaniques 21A et 21B.

**[0051]** Lorsque les coques 3, 4 de la coiffe 2 doivent être séparées, un signal active la charge pyrotechnique 12 de l'actionneur pyrotechnique 9. Il se produit alors une surpression dans la chambre de combustion 13, ce qui génère une force de poussée sur le piston 14 qui se déplace dans le sens de la flèche G. Lorsque l'extrémité libre 16 du piston 14 appuie contre l'élément de fixation 17 de la coque 4, le piston 14 transmet la force de poussée à la coque 3. Puisque le dispositif pyrotechnique 7

est fixé aux deux coques 3 et 4 par l'intermédiaire des tiges de maintien 10A et 10B, la coque 3 est soumise à une force de poussée égale, mais de sens opposé, à celle agissant sur la coque 4. Ces forces de sens opposés agissent sur les tiges de maintien 10A et 10B jusqu'à provoquer leur rupture au niveau des zones de fragilisation 22A et 22B. Comme les éléments de retenue 23A et 23B, agencés sur les tiges de maintien 10A et 10B au niveau des chapes mécaniques 21A et 21B, bloquent tout mouvement translationnel des tiges par rapport à l'actionneur pyrotechnique 9, les coques 3 et 4 se séparent et s'écartent l'une de l'autre simultanément en pivotant autour d'éléments de rotation 24, par exemple des charnières. On aboutit ainsi à l'éjection des coques 3 et 4 du missile 1.

**[0052]** Le dispositif d'actionnement 7, tel que décrit ci-dessus, est un ensemble unitaire, dont l'architecture permet de remplir d'une part la fonction de maintien de la stabilité de la coiffe 2, notamment lors de la phase de vol et d'autre part la fonction d'éjection rapide des coques 3 et 4. L'architecture du dispositif d'actionnement 7 rend compatible l'utilisation d'un actionneur pyrotechnique 9 capable de générer une force importante en un temps très court, malgré les hautes températures auxquelles sont soumises les coques 3 et 4. Ainsi, lors de la phase de vol, la disposition des éléments d'isolation thermique 11A, 11B, 11C, 11D ainsi que la configuration des tiges de maintien 10A et 10B préservent le fonctionnement de l'actionneur pyrotechnique 9 en l'isolant des contraintes thermique et mécanique que subissent les coques 3 et 4. Lors de la phase d'éjection, la coiffe 2 doit être éjectée très rapidement pour permettre l'utilisation du capteur 8. L'actionneur pyrotechnique 9 rend possible cette éjection rapide en générant une force suffisante pour rompre les tiges de maintien 10A et 10B, préalablement fragilisées. En outre, les éléments d'isolation thermique 11A, 11B, 11C, 11D forment une protection localisée qui permet de minimiser la masse et l'encombrement du dispositif d'actionnement 7 embarqué.

**[0053]** Le dispositif d'actionnement pyrotechnique 7 présente également l'avantage d'être adaptable au maintien et à l'éjection de toute partie amovible de missile 1 dans un environnement à hautes températures. Enfin, le dispositif d'actionnement 7 fonctionne dans tous les cas du domaine de vol (en et hors atmosphère) d'un missile 1 et pour des vitesses allant du subsonique au haut supersonique/hypersonique.

## Revendications

1. Dispositif d'actionnement pour l'éjection d'au moins une partie amovible (3, 4) d'un missile (1), **caractérisé en ce que** ledit dispositif (7) est un ensemble unitaire comprenant :
  - un actionneur pyrotechnique (9) comprenant une charge pyrotechnique (12) activable apte à

générer une surpression et un piston (14) configuré pour se déplacer dans une direction longitudinale sous l'effet de la surpression générée sur la tête (15) dudit piston (14) par la charge pyrotechnique (12), de sorte que l'extrémité du piston (14) opposée à ladite tête (15), dite extrémité libre (16), est destinée à agir sur ladite partie amovible (3, 4) du missile (1) ;

- au moins une tige de maintien (10A, 10B), ladite au moins une tige de maintien (10A, 10B) comprenant au moins une partie solidaire dudit actionneur pyrotechnique (9) par l'intermédiaire d'une chape mécanique (21A, 21B) ; et

- au moins un élément d'isolation thermique (11A, 11B, 11C, 11D) agencé de manière à isoler thermiquement au moins la charge pyrotechnique (12),

**en ce que** ledit actionneur pyrotechnique (9) est configuré pour pouvoir générer une force apte à rompre ladite au moins une tige de maintien (10A, 10B), **en ce qu'**une première extrémité de ladite au moins une tige de maintien (10A, 10B) et une extrémité dudit actionneur pyrotechnique (9) sont destinées à être fixées sur un élément de fixation (18) du missile (1), et **en ce qu'**une seconde extrémité, opposée à ladite première extrémité de ladite au moins une tige de maintien (10A, 10B), est destinée à être fixée à un élément de fixation (17) de ladite partie amovible du missile (1).

2. Dispositif selon la revendication 1, **caractérisé en ce qu'**il comporte deux tiges de maintien (10A, 10B) sensiblement parallèles entre elles et avec un axe de déplacement du piston (14) et agencées de part et d'autre dudit piston (14) dans un même plan (XY).
3. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** ladite au moins une tige de maintien (10A, 10B) possède au moins une zone de fragilisation (22A, 22B).
4. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** ladite zone de fragilisation (22A, 22B) est située à proximité de l'extrémité libre (16) du piston (14).
5. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** ladite au moins une tige de maintien (10A, 10B) comprend au moins un élément de retenue (23A, 23B) par rapport à l'actionneur pyrotechnique (9).
6. Dispositif selon les revendications 1 et 5,

**caractérisé en ce que** ledit au moins un élément de retenue (23A, 23B) est agencé au niveau de la chape mécanique (21A, 21 B).

d'isolation thermique (11D) est agencé en face de l'extrémité libre (16) dudit piston (14), et fixé sur l'élément de fixation (17) de la partie amovible (3) du missile (1).

7. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes,  
**caractérisé en ce que** ladite au moins une tige de maintien (10A, 10B) est pourvue au moins d'un manchon d'isolation thermique (11B, 11C), au moins sur un tronçon longitudinal de cette dernière (10A, 10B). 5 10
8. Dispositif selon les revendications 1 et 7,  
**caractérisé en ce que** ledit manchon d'isolation thermique (11B, 11C) est agencé au niveau de la chape mécanique (21A, 21B). 15
9. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes,  
**caractérisé en ce que** ladite seconde extrémité de la tige de maintien (10A, 10B) est pourvue d'un filetage (19A, 19B), agencé pour permettre la fixation de ladite tige de maintien (10A, 10B) à un élément de fixation (17, 18) de la partie amovible (3, 4) du missile (1) par l'intermédiaire d'un écrou (20A, 20B). 20 25
10. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes,  
**caractérisé en ce que** ledit élément d'isolation thermique (11A, 11B, 11C, 11D) est réalisé dans au moins l'un des matériaux suivants : mica, mullite, muscovite. 30
11. Missile,  
**caractérisé en ce qu'il** comporte un dispositif d'actionnement (7) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications précédentes, ledit dispositif d'actionnement (7) étant fixé par une première de ses extrémités à un élément de fixation (18) d'une première partie (4) du missile (1) et par une seconde extrémité, opposée à ladite première extrémité, à un élément de fixation (17) d'une deuxième partie (3), représentant ladite partie amovible du missile (1). 35 40
12. Missile selon la revendication 11,  
**caractérisé en ce qu'il** est pourvu d'une coiffe (2) comprenant au moins deux coques individuelles (3, 4), et **en ce que** ladite première partie (4) représente l'une desdites coques individuelles (4) et ladite deuxième partie (3) amovible représente l'autre coque individuelle (3). 45 50
13. Missile selon les revendications 11 et 12,  
**caractérisé en ce que** le dispositif d'actionnement (7) est configuré pour séparer et écarter simultanément les deux coques individuelles (3, 4). 55
14. Missile selon l'une quelconque des revendications 11 à 13, **caractérisé en ce qu'au** moins un élément

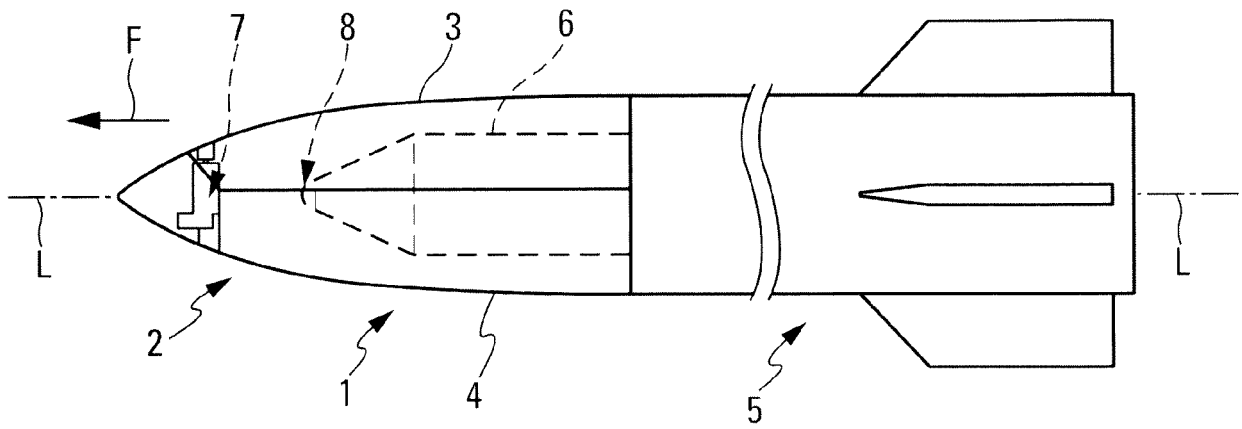


Fig. 1

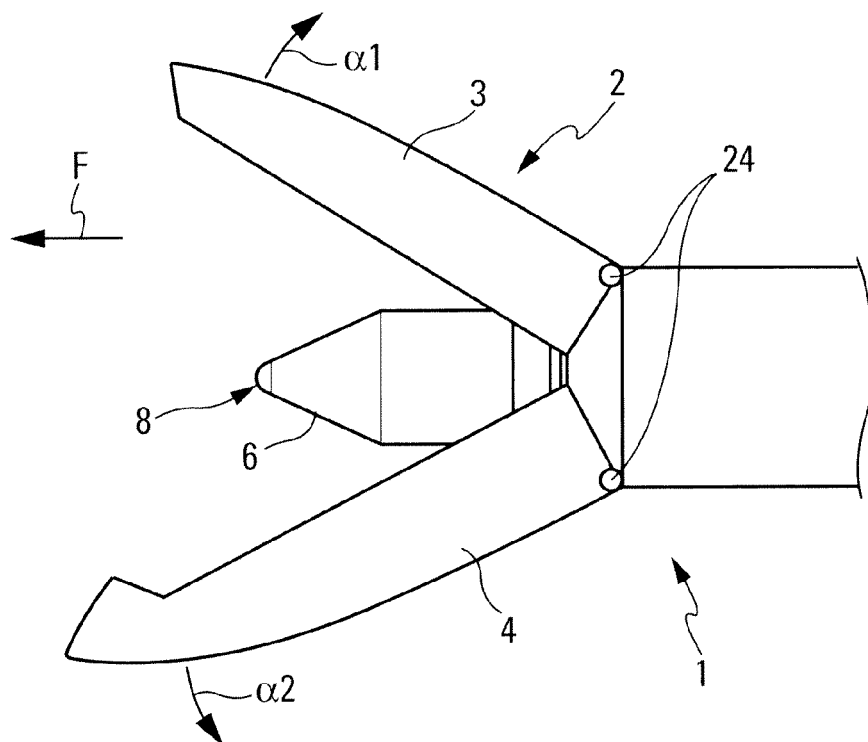


Fig. 2



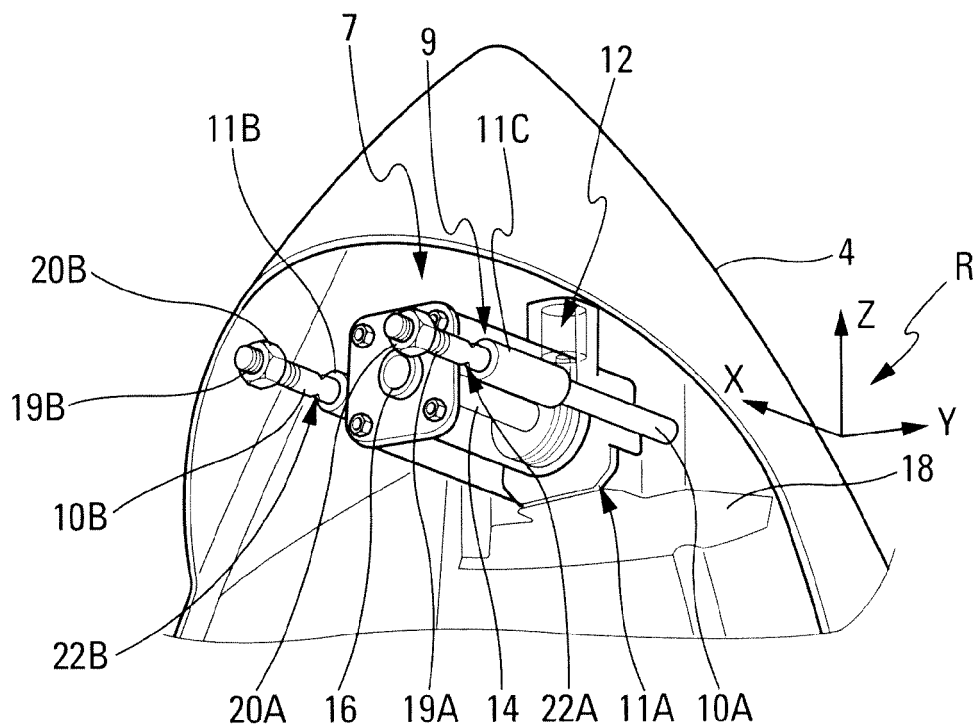


Fig. 3

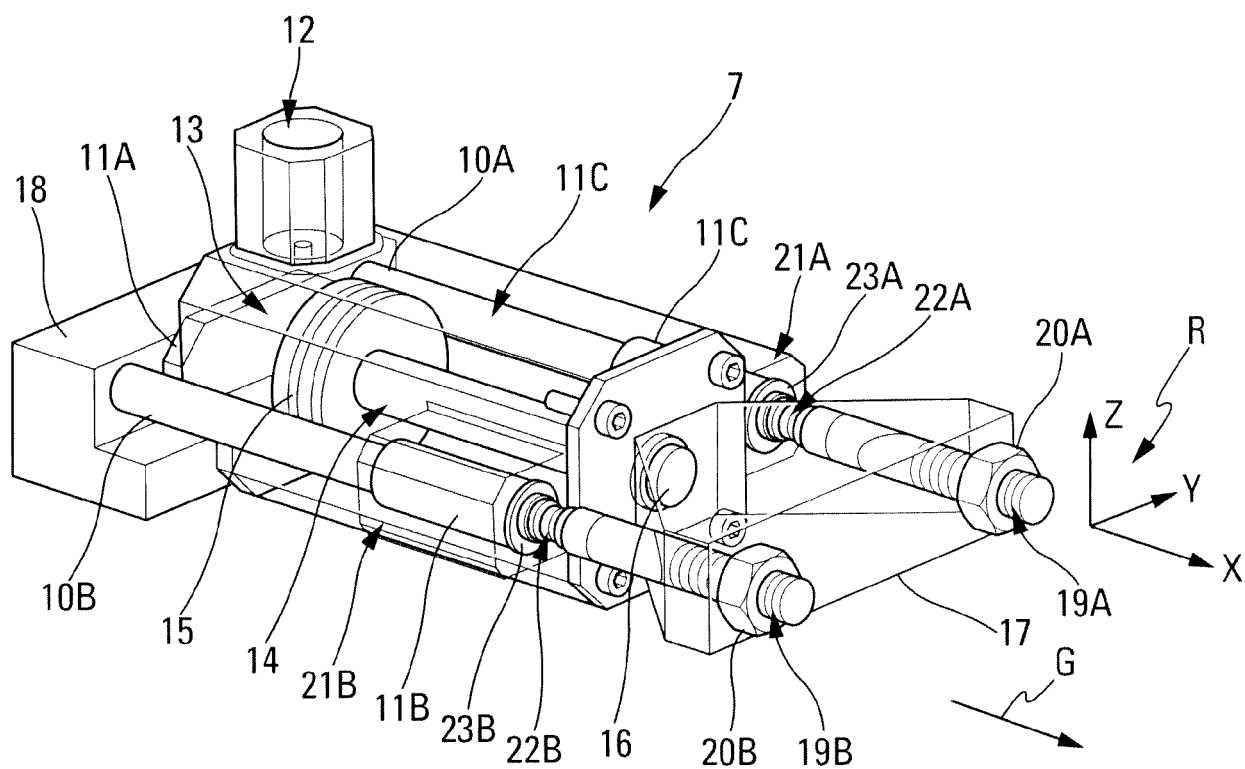


Fig. 4

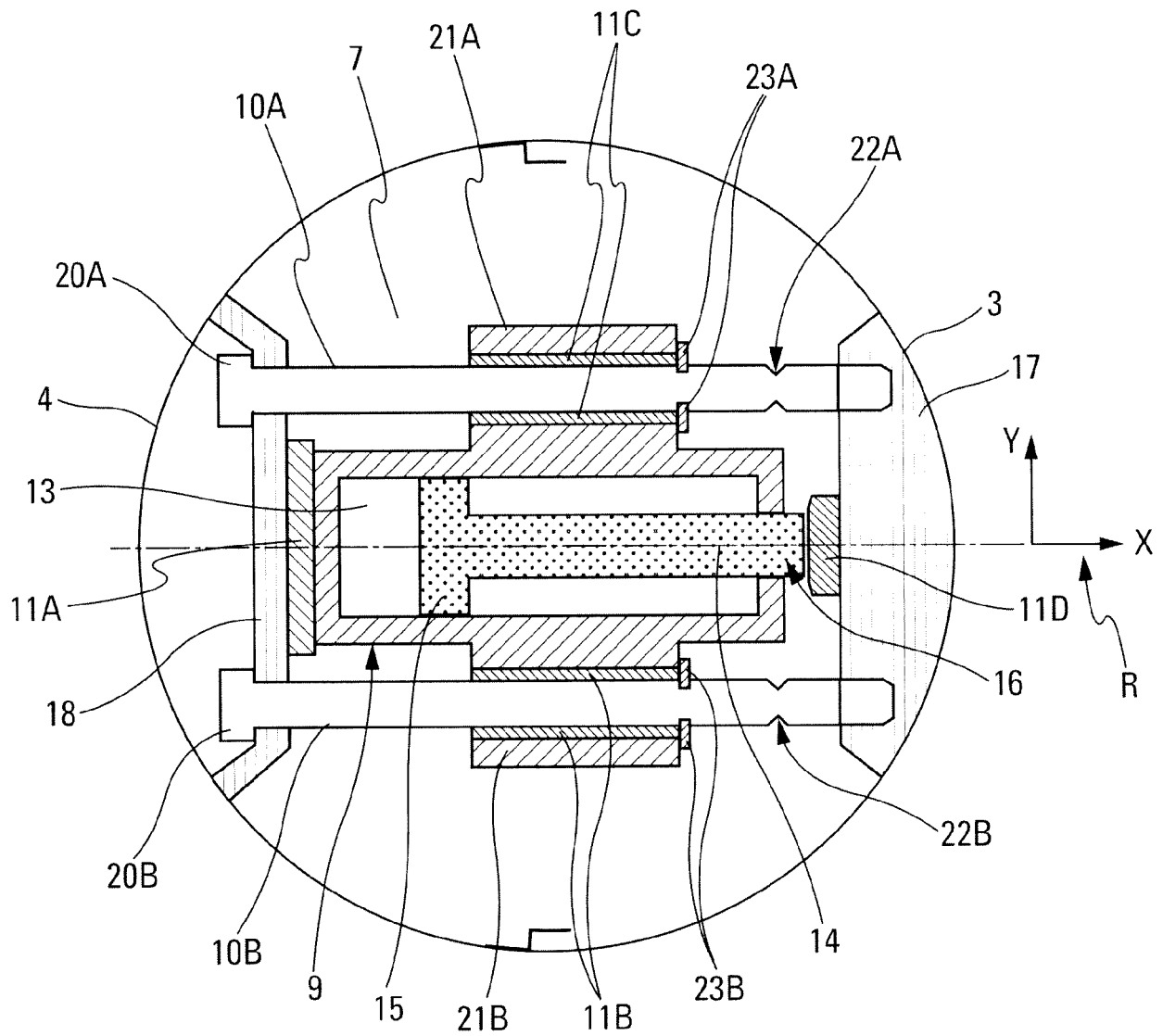


Fig. 5



## RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande

EP 18 29 0030

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)       |
| X                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       | WO 2009/095910 A2 (RAFAEL ADVANCED DEFENSE SYS [IL]; KRISHER EHUD [IL])<br>6 août 2009 (2009-08-06)<br>* abrégé *                                          | 1-9,<br>12-14                     | INV.<br>F42B15/34<br>F42B15/36       |
| Y                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       | * page 11, lignes 10-15 *<br>* page 22, lignes 7-25 *<br>* page 30, lignes 17-18 *<br>* figures 1c,3a *                                                    | 10                                |                                      |
| Y                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       | EP 2 960 619 A1 (MBDA FRANCE [FR])<br>30 décembre 2015 (2015-12-30)<br>* abrégé *<br>* alinéas [0025], [0026], [0049], [0050], [0052] *<br>* figures 1-5 * | 10                                |                                      |
| A                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       | EP 1 685 362 A2 (RAYTHEON CO [US])<br>2 août 2006 (2006-08-02)                                                                                             | 1-14                              |                                      |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                                                                                                                            |                                   | DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (IPC) |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                                                                                                                                                            |                                   | F42B                                 |
| Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |                                                                                                                                                            |                                   |                                      |
| Lieu de la recherche                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |                                                                                                                                                            | Date d'achèvement de la recherche | Examineur                            |
| La Haye                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |                                                                                                                                                            | 28 juin 2018                      | Menier, Renan                        |
| CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES<br>X : particulièrement pertinent à lui seul<br>Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie<br>A : arrière-plan technologique<br>O : divulgation non-écrite<br>P : document intercalaire<br>T : théorie ou principe à la base de l'invention<br>E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date<br>D : cité dans la demande<br>L : cité pour d'autres raisons<br>& : membre de la même famille, document correspondant |                                                                                                                                                            |                                   |                                      |

EPO FORM 1503 03.02 (P04C02)

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

EP 18 29 0030

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.

28-06-2018

10

Document brevet cité  
au rapport de recherche

Date de  
publication

Membre(s) de la  
famille de brevet(s)

Date de  
publication

15

WO 2009095910 A2 06-08-2009 EP 2238405 A2 13-10-2010  
IL 207255 A 29-08-2013  
KR 20100138883 A 31-12-2010  
US 2011036261 A1 17-02-2011  
WO 2009095910 A2 06-08-2009

20

EP 2960619 A1 30-12-2015 EP 2960619 A1 30-12-2015  
ES 2610752 T3 03-05-2017  
FR 3022885 A1 01-01-2016  
JP 2017519180 A 13-07-2017  
PL 2960619 T3 30-06-2017  
US 2017167838 A1 15-06-2017  
WO 2015197923 A1 30-12-2015

25

EP 1685362 A2 02-08-2006 AT 371848 T 15-09-2007  
DE 602004008664 T2 05-06-2008  
EP 1685362 A2 02-08-2006  
IL 173568 A 29-02-2012  
JP 4444964 B2 31-03-2010  
JP 2007511730 A 10-05-2007  
US 2005000383 A1 06-01-2005  
WO 2005103600 A2 03-11-2005

30

35

40

45

50

55

EPO FORM P0460

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