

(19)



(11)

EP 3 392 604 B1

(12)

FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:
29.01.2020 Bulletin 2020/05

(51) Int Cl.:
F42B 10/46 ^(2006.01)

(21) Numéro de dépôt: **18290012.6**

(22) Date de dépôt: **19.02.2018**

**(54) MISSILE POURVU D'UNE COIFFE SÉPARABLE COMPRENANT AU MOINS UNE COQUE
ÉJECTABLE COOPÉRANT AVEC UN ÉLÉMENT DE SUPPORT**

FLUGKÖRPER, DER MIT EINER ABTRENNBAREN SCHUTZKAPPE AUSGESTATTET IST, DIE
MINDESTENS EINE AUSWERFBARE SCHUTZSCHALE UMFASST, DIE MIT EINEM
TRÄGERELEMENT ZUSAMMENWIRKT

MISSILE PROVIDED WITH A SEPARABLE NOSE CONE COMPRISING AT LEAST ONE EJECTABLE
SHELL ENGAGING WITH A SUPPORT MEMBER

(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**

(30) Priorité: **21.04.2017 FR 1700448**

(43) Date de publication de la demande:
24.10.2018 Bulletin 2018/43

(73) Titulaire: **MBDA France
92350 Le Plessis-Robinson (FR)**

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

• **Laheyne, Clyde
92350 Le Plessis Robinson (FR)**

(74) Mandataire: **Gevers & Orès
Immeuble le Palatin 2
3 Cours du Triangle
CS 80165
92939 Paris La Défense Cedex (FR)**

(56) Documents cités:
**JP-A- H06 313 699 US-A1- 2005 000 383
US-A1- 2013 214 093**

EP 3 392 604 B1

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la publication de la mention de la délivrance du brevet européen au Bulletin européen des brevets, toute personne peut faire opposition à ce brevet auprès de l'Office européen des brevets, conformément au règlement d'exécution. L'opposition n'est réputée formée qu'après le paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

Description

[0001] La présente invention concerne un missile pourvu d'au moins une coque éjectable faisant partie d'une coiffe de protection largable ou séparable.

[0002] La présente invention s'applique, plus particulièrement bien que non exclusivement, 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 auto-directeur, qui est sensible à la température.

[0003] 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 supersoniques. A ces hautes vitesses, la température de surface du missile peut atteindre plusieurs centaines de degrés Celsius sous l'effet du flux aérothermique, 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.

[0004] Cette coiffe de protection, et au moins certaines et de préférence l'ensemble des coques, doivent pouvoir être enlevées au moment opportun, notamment pour permettre l'utilisation du capteur placé sur le véhicule terminal dans la phase terminale du vol.

[0005] En outre, en particulier pour assurer une bonne trajectoire du missile, il convient de maîtriser l'angle d'éjection des coques, c'est-à-dire l'angle à partir duquel les coques de la coiffe ne sont plus liées au corps du missile.

[0006] On connaît différents systèmes usuels pour éjecter les coques avec les problématiques suivantes. En particulier :

- sur des missiles subsoniques volant à basse atmosphère, on assure simplement, en général, que les coques de la coiffe ne se referment pas sous l'effet du flux aérodynamique en garantissant un angle minimal d'ouverture. Ceci est incompatible d'une séparation à basse altitude et à vitesse élevée, car les coques auraient alors une vitesse de rotation trop importante et risqueraient de se rabattre violemment sur le corps du missile ;
- pendant toute la phase de pré-décoiffage (transport logistique, vol, ...), la coiffe est soumise à des facteurs de charge importants susceptibles de la déformer. C'est pourquoi des solutions usuelles d'articulation ne permettent pas de maintenir la base de la coiffe ; et

- 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, phase la plus cruciale.

[0007] Ces solutions usuelles ne sont pas satisfaisantes pour permettre une éjection d'au moins une coque d'une coiffe du missile dans les applications envisagées (par exemple à basse altitude et à vitesse élevée). US 2013/214093 A1 et GB 576,683 A divulguent des solutions usuelles.

[0008] La présente invention a pour objet de remédier à cet inconvénient. Elle concerne un missile pourvu d'un corps présentant un axe longitudinal dit axe longitudinal principal et d'au moins une coiffe séparable, ladite coiffe comprenant au moins une coque éjectable, ladite coque étant liée par une extrémité dite arrière à un élément de support du missile et étant définie autour d'un axe longitudinal dit axe longitudinal secondaire.

[0009] Selon l'invention, ledit élément de support présente une forme d'arc de cercle centré sur l'axe longitudinal principal et agencé orthogonalement par rapport à ce dernier, ledit élément de support étant pourvu d'un ensemble à rebord et d'un élément de couronne présentant chacun une forme d'arc de cercle centré sur l'axe longitudinal principal, ledit élément de couronne étant agencé coaxialement à l'intérieur dudit ensemble à rebord de manière à créer entre eux un logement, l'extrémité arrière de la coque présentant une épaisseur adaptée audit logement de manière à pouvoir être logée dans ledit logement avec un contact transversal dans le fond du logement, un premier contact longitudinal avec l'ensemble à rebord et un second contact longitudinal avec l'élément de couronne, ledit ensemble à rebord étant configuré de manière à autoriser un pivotement de la coque par rapport au corps du missile à partir d'une position de montage dans laquelle l'axe longitudinal secondaire de la coque est sensiblement parallèle audit axe longitudinal principal (de préférence l'axe longitudinal secondaire de la coque est parallèle en étant confondu audit axe longitudinal principal) vers au moins une position pivotée dans laquelle l'axe longitudinal secondaire présente un angle non nul par rapport audit axe longitudinal principal, ledit ensemble à rebord étant également configuré de manière :

- à conserver au moins partiellement ledit premier contact longitudinal avec ladite extrémité arrière de la coque, tant que la coque présente une orientation par rapport au corps du missile pour laquelle ledit axe longitudinal secondaire présente par rapport audit axe longitudinal principal un angle inférieur à un angle prédéterminé dit angle d'éjection ; et
- à supprimer ledit premier contact longitudinal avec ladite extrémité arrière de la coque, dès que ledit

axe longitudinal secondaire présente par rapport audit axe longitudinal principal un angle supérieur ou égal audit angle d'éjection.

[0010] Ainsi, grâce notamment à la configuration dudit élément de support, combinée à celle de l'extrémité arrière de la coque, on est en mesure de prévoir un angle (dit angle d'éjection) à partir duquel l'extrémité arrière de la coque n'est plus en contact radialement vers l'extérieur (contre ledit ensemble à rebord), et la coque ainsi libérée de ce contact (dit premier contact longitudinal) peut être éjectée du missile, comme précisé ci-dessous. Ces configurations et architectures particulières, bien que particulièrement bien adaptées à un missile volant à basse altitude et à vitesse élevée, peuvent être employées sur tout type de missile, quel que soit son domaine de vol.

[0011] Selon l'invention, ledit ensemble à rebord comporte deux tronçons de rebord en arc de cercle, agencés symétriquement par rapport à un plan longitudinal contenant l'axe longitudinal principal, chacun desdits tronçons de rebord étant configuré pour que sa projection orthogonale sur ledit plan longitudinal présente un bord avant rectiligne formant avec son bord arrière un angle égal audit angle d'éjection, ledit bord arrière étant orthogonal audit axe longitudinal principal.

[0012] De plus, de façon avantageuse, ladite extrémité arrière de la coque comprend, en épaisseur, une partie arrière amincie destinée à se loger avec contact dans ledit logement, suivie vers l'avant d'une partie épaissie formant un épaulement permettant un contact transversal auxiliaire de la coque sur le bord avant de l'ensemble à rebord dans la position de montage.

[0013] Dans un premier mode de réalisation, ledit élément de support correspond à une partie du corps du missile.

[0014] En outre, dans un second mode de réalisation, ledit élément de support est une pièce rapportée, apte à être montée sur le corps du missile.

[0015] De préférence, les caractéristiques notamment d'épaisseur sont formées (de préférence usinées) directement dans l'extrémité arrière de la coque. Toutefois, dans un mode de réalisation particulier, ladite extrémité arrière est pourvue d'une pièce d'interface qui est fixée à l'arrière de la coque.

[0016] En outre, de façon avantageuse, le missile comporte au moins un dispositif d'actionnement commandable apte à générer une force susceptible d'entraîner un pivotement de la coque de la position de montage à une position d'éjection dans laquelle l'axe longitudinal secondaire de la coque présente un angle égal à l'angle d'éjection par rapport audit axe longitudinal principal du corps du missile.

[0017] Dans un mode de réalisation préféré, le missile comporte deux coques complémentaires formant ladite coiffe, et une pièce de support annulaire formée de deux éléments de support identiques, chacune desdites coques étant liée via son extrémité arrière à l'un desdits éléments de support de la pièce du support.

[0018] Les figures annexées feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

[0019] 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 d'ouverture.

[0020] La figure 3 montre la coiffe dans une position d'ouverture.

[0021] Les figures 4 à 11 représentent différentes vues schématiques montrant le maintien et l'éjection d'une coque de coiffe par rapport au missile, ces figures 4 à 11 permettant de bien mettre en évidence les caractéristiques principales de l'invention.

[0022] La présente invention s'applique à un missile 1 représenté schématiquement sur les figures 1 et 2. Le missile 1 est pourvu d'un corps 7, au moins en partie cylindrique, présentant un axe longitudinal X-X dit axe longitudinal principal. Le missile 1 est munie à l'avant d'une coiffe de protection 2.

[0023] Cette coiffe de protection 2 (dite « coiffe 2 » ci-après) comporte une pluralité de coques 3 et 4, en l'occurrence deux coques 3 et 4 sur les exemples considérés dans la description ci-dessous. Les adverbes avant et arrière sont définis par rapport au sens de déplacement F du missile 1.

[0024] Dans l'exemple particulier représenté sur la figure 1, le missile 1 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.

[0025] 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 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. 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 œuvre la phase terminale, la coiffe 2 est larguée, après une séparation des différentes coques 3 et 4, par pivotement, comme précisé ci-dessous, pour libérer le véhicule terminal 6 (volant) qui se sépare ensuite du reste du missile 1.

[0026] Le missile 1 est donc pourvu à l'avant d'une coiffe 2 séparable (ou largable) 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.

[0027] Dans la situation de la figure 1, la coiffe 2 est montée sur le missile 1 dans une position dite de montage (de protection). Le véhicule terminal 6 représenté en tirets est monté à l'intérieur de la coiffe 2.

[0028] En outre, dans la situation des figures 2 et 3, les coques 3 et 4 sont en train de se séparer, en étant pivotées, comme illustré respectivement par des flèches a1 et a2, durant une phase d'ouverture ou de largage de la coiffe 2. La libération (ou éjection) des coques 3 et 4 et l'impulsion pour générer les mouvements illustrés par les flèches a1 et a2 (en s'écartant de l'axe X-X), peuvent être engendrées par un dispositif d'actionnement 9 approprié, par exemple un actionneur pyrotechnique agencé de préférence à l'avant de la coiffe 2 (à l'intérieur de cette dernière), comme représenté schématiquement en tirets sur la figure 1.

[0029] Bien que non exclusivement, la présente invention est particulièrement bien appropriée 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 évoluant dans tous les cas du domaine de vol (en et hors atmosphère) et pour des vitesses allant du subsonique au haut supersonique/hypersonique.

[0030] Selon l'invention, la coiffe 2 est liée par une extrémité arrière 2A à un pièce de support 10 du missile 1, comme représenté sur la figure 3. Dans l'exemple représenté, les deux coques 3 et 4 sont liées, chacune, par leur extrémité arrière 3A et 4A à un élément de support 11, 12 (figures 4 et 7) faisant partie de la pièce de support 10.

[0031] Chacune de ces coques 3 et 4 est définie autour d'un axe longitudinal dit axe longitudinal L-L secondaire, comme représenté sur les figures 4 et 5 notamment.

[0032] Dans le mode de réalisation préféré, la pièce de support 10 annulaire est formée de deux éléments de support 11 et 12 identiques. Chacune des coques 3 et 4 est donc liée via son extrémité arrière 3A, 4A à l'un desdits éléments de support 11 et 12.

[0033] De plus selon l'invention, chaque élément de support 11, 12 présente une forme d'arc de cercle centré sur l'axe longitudinal principal X-X et agencé dans un plan P (figure 2) qui est orthogonal audit axe X-X.

[0034] Le dispositif d'actionnement 9 commandable est apte à générer une force (illustrée par une double flèche E sur les figures 2 et 3) susceptible d'entraîner un pivotement des coques 3 et 4 de la position de montage

de la figure 1 à une position d'éjection, dans laquelle l'axe longitudinal secondaire L-L de chaque coque 3, 4 présente un angle égal à un angle dit d'éjection α_0 par rapport audit axe longitudinal principal X-X du corps 7 du missile 1, comme illustré sur la figure 5 pour la coque 3 et précisé ci-dessous.

[0035] Comme représenté sur les figures 6 et 7, chaque élément de support 11, 12 est pourvu d'un ensemble à rebord 13 et d'un élément de couronne 14. L'ensemble à rebord 13 et l'élément de couronne 14 présentent, chacun, une forme d'arc de cercle centré sur l'axe longitudinal principal X-X.

[0036] De plus, l'élément de couronne 14 est agencé coaxialement selon l'axe X-X, radialement à l'intérieur dudit ensemble à rebord 13 de manière à créer entre eux un logement 15 en forme d'arc de cercle.

[0037] On décrit la réalisation de l'invention ci-après pour la coque 3. La réalisation est identique pour la coque 4.

[0038] L'extrémité arrière 3A de la coque 3 présente une épaisseur E1 adaptée à l'écartement radial dudit logement 15 de manière à pouvoir être logée dans ledit logement 15. L'extrémité arrière 3A est logée dans le logement 15 (dans la position de montage) avec de préférence un triple contact, comme représenté sur la figure 9B qui est une vue agrandie de la partie V1 de la figure 9A, à savoir :

- un contact transversal C1 dans le fond 15A du logement 15 ;
- un premier contact longitudinal C2 (radialement externe) avec l'ensemble à rebord 13 ; et
- un second contact longitudinal C3 (radialement interne) avec l'élément de couronne 14.

[0039] Ces contacts permettent un maintien simple et efficace de la coque 3 à sa base (extrémité arrière 3A). Ce maintien est réalisé à partir de l'intégration de la coque jusqu'à son éjection. Les contacts longitudinaux C2 et C3 ne sont toutefois pas toujours simultanés et/ou uniformément répartis sur la coque 3.

[0040] De plus, l'ensemble à rebord 13 est configuré de manière à autoriser un pivotement de la coque 3 par rapport au corps 7 du missile 1 :

- à partir d'une position de montage (dans laquelle l'axe longitudinal secondaire L-L de la coque 3 est sensiblement parallèle audit axe longitudinal principal X-X, et de préférence l'axe longitudinal secondaire L-L de la coque 3 est confondu avec l'axe longitudinal principal X-X), comme représenté sur la figure 4 ;
- vers au moins une position pivotée (dans laquelle l'axe longitudinal secondaire L-L présente un angle non nul par rapport audit axe longitudinal principal X-X), comme représenté sur la figure 5.

[0041] De plus, l'ensemble à rebord 13 est également

configuré de manière :

- à conserver (au moins partiellement) ledit premier contact longitudinal C2 avec ladite extrémité arrière 3A de la coque 3, tant que la coque 3 présente une orientation par rapport au corps 7 du missile 1 pour laquelle ledit axe longitudinal secondaire L-L présente par rapport audit axe longitudinal principal X-X un angle inférieur audit angle d'éjection α_0 prédéterminé ; et
- à supprimer ledit premier contact longitudinal C2 avec ladite extrémité arrière 3A de la coque 3, dès que ledit axe longitudinal secondaire L-L présente par rapport audit axe longitudinal principal X-X un angle supérieur ou égal audit angle d'éjection α_0 , comme représenté sur la figure 5.

[0042] Ainsi, grâce notamment à la configuration dudit élément de support 11, 12 combinée à celle de l'extrémité arrière 3A, 4A de la coque 3, 4, on dispose d'un angle d'éjection α_0 à partir duquel l'extrémité arrière 3A, 4A de la coque 3, 4 n'est plus en contact radialement vers l'extérieur (contre ledit ensemble à rebord 13), et la coque 3, 4 ainsi libérée de ce contact (dit premier contact longitudinal C2) peut être éjectée du missile 1.

[0043] Cette configuration de l'élément de support 11, 12 combinée à celle de l'extrémité arrière 3A, 3B d'une coque 3, 4, ou plus généralement la configuration de la pièce de support 10 combinée à celle de l'extrémité arrière 2A de la coiffe 2, forme un système S de maintien et d'éjection permettant de maintenir la coiffe 2 et permettant son éjection en maîtrisant l'angle d'éjection.

[0044] L'angle d'éjection α_0 peut notamment être adapté au missile (type, taille,...) considérée et aux des conditions d'éjection (altitude, atmosphère, trajectoire du missile,...) envisagées. Cet angle d'éjection α_0 peut être affiné par des essais. Bien que non exclusivement, l'angle d'éjection α_0 peut par exemple être défini dans un domaine de valeurs de 6° à 15° .

[0045] Comme représenté sur les figures 8 et 9A notamment, ledit ensemble à rebord 13 destiné à une coque 3 ou 4 comporte deux tronçons de rebord 16 en arc de cercle. Ces tronçons de rebord 16 sont agencés symétriquement par rapport à un plan longitudinal OXZ contenant l'axe longitudinal principal X-X.

[0046] Sur les figures 9A et 10A notamment, on a représenté un repère OXYZ, dans lequel O représente l'intersection de l'axe X-X avec le plan P, OX est défini selon l'axe X-X dans le sens F, OY est tel que le plan OXY correspond sensiblement à un plan de séparation entre les coques 3 et 4, et OZ est tel que le plan OXZ forme sensiblement un plan de symétrie pour chacune des coques 3 et 4.

[0047] Chacun desdits tronçons de rebord 16 est configuré pour que sa projection orthogonale sur ledit plan longitudinal OXZ présente un bord avant 17 rectiligne formant avec son bord arrière 18 (rectiligne) un angle β égal audit angle d'éjection α_0 , comme représenté sur la

figure 11.

[0048] Deux tronçons de rebord 16 dont l'un est destiné à la coque 3 et l'autre à la coque 4 forment à chaque fois une pièce de rebord 19, comme représenté sur la figure 11.

[0049] La pièce de support 10 comprend donc deux pièces de rebord 19 de ce type, qui sont montées systématiquement par rapport au plan longitudinal OXZ, comme montré sur la figure 8. Dans un mode de réalisation particulier, les deux pièces de rebord 19 sont réalisées dans une (seule) pièce d'un seul tenant.

[0050] De même, la pièce de support 10 comprend deux éléments de couronne 14, identiques et symétriques par rapport au plan OXY. Ces deux éléments de couronne 14 forment une couronne 20 (figure 7) centrée sur l'axe X-X. Cette couronne 20 est de préférence une pièce rapportée. Elle peut également correspondre à une partie de la surface externe du véhicule terminal 6 comme illustré sur la figure 8.

[0051] De plus, l'extrémité arrière 3A de la coque 3 comprend, en épaisseur, une partie arrière amincie 21 (d'épaisseur E1) destinée à se loger avec contact dans ledit logement 15, suivie vers l'avant d'une partie épaissie 22 (d'épaisseur E2 supérieure à l'épaisseur E1) formant un épaulement 23 permettant un contact transversal auxiliaire C4 de la coque 3 sur le bord avant 17 de l'ensemble à rebord 13 dans la position de montage, comme représenté sur la figure 9B.

[0052] Cet épaulement 23 présente une forme adaptée à celle des bords avant 17 des deux tronçons de rebord 16 associés.

[0053] Ainsi, comme représenté sur les figures 10A et 10B, au niveau de la zone V2 agrandie de la figure 10B correspondant à l'intersection de l'axe OZ avec la coque 3, l'extrémité arrière 3A de la coque 3 ne comporte pas de partie amincie mais uniquement la partie épaissie 22 d'épaisseur E2.

[0054] Le système S permet un maintien des coques 3 et 4 comme illustré par des flèches G sur la figure 8, et un pivotement des coques 3 et 4 comme illustré par des flèches H sur cette figure 8.

[0055] De plus, le pivotement de la coque 3 est réalisé sans charnière par simple contact au niveau d'une zone 25 (figures 2, 10A, 10B) située à proximité de l'intersection de l'axe OZ avec la coque 3.

[0056] Dans un premier mode de réalisation, la pièce de support 10 correspond à une partie du corps 7 du missile 1.

[0057] En outre, dans un second mode de réalisation, la pièce de support 10 est une pièce rapportée, apte à être montée (et fixée) sur le corps 7 du missile 1.

[0058] Par ailleurs de préférence, les caractéristiques notamment d'épaisseur (E1 et E2) sont formées (de préférence usinées) directement dans l'extrémité arrière 3A, 4A de la coque 3, 4. Toutefois, dans une variante de réalisation (non représentée), l'extrémité arrière 3A, 4A de chaque coque 3, 4, présentant ces caractéristiques, est pourvue d'une pièce d'interface qui est fixée à l'arrière

de la coque 3, 4.

[0059] Le fonctionnement du système S de maintien et d'éjection (avec maîtrise de l'angle d'éjection), tel que décrit ci-dessus, est le suivant, lors de l'éjection.

[0060] Lorsque les coques 3, 4 de la coiffe 2 doivent être séparées, le dispositif d'actionnement 9 est activé pour générer des forces illustrées par la double flèche E (sur les figures 2 et 3) afin de faire pivoter les coques 3 et 4 dans les sens illustrés par les flèches a1 et a2 (figure 2). Grâce au système S, les coques 3 et 4 sont maintenues sur la pièce de support 10 jusqu'à ce que les angles de pivotement a1 et a2 atteignent la valeur α_0 d'angle d'éjection. A cette position de pivotement, les coques 3 et 4 ne sont plus maintenues par la pièce de support 10 et sont libérées du missile 1, duquel elles s'écartent, ce qui aboutit au largage de la coiffe 2.

[0061] Les caractéristiques précitées du système S de maintien et d'éjection, et notamment la configuration de la pièce de support 10 et des extrémités arrières 3A, 4A des coques 3, 4, permettent de maîtriser l'angle de séparation des coques 3 et 4 de la coiffe 2. L'angle d'éjection est un paramètre primordial qui est difficile à maîtriser par les solutions usuelles, en fonction notamment des conditions d'éjection (altitude, atmosphère, trajectoire du missile,...). Grâce à cette maîtrise, on peut s'assurer que l'éjection n'endommage pas le missile et ne perturbe pas sa phase terminale.

[0062] Le système S 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.

[0063] Le système S présente ainsi de nombreux avantages. En particulier :

- il est basé sur une architecture purement mécanique, ce qui lui confère une excellente répétabilité ;
- il est basé sur une solution passive, simple, fiable et robuste, qui est adaptable à tous types de missiles pourvus de coques (de coiffe) éjectables ;
- la simplicité de la géométrie minimise la masse embarquée sur le missile 1, et garantit sa facilité de fabrication et d'intégration ;
- en phases de stockage, de transport logistique et de vol avant le décoiffage, le système S permet une reprise des efforts entre les coques 3 et 4 ; et
- l'architecture du système S est entièrement configurable en fonction du domaine de vol et pour chacune des coques 3 et 4 (avec une asymétrie possible si besoin).

Revendications

1. Missile pourvu d'un corps (7) présentant un axe longitudinal dit axe longitudinal principal (X-X) et d'au moins une coiffe (2) séparable, ladite coiffe (2) comprenant au moins une coque (3, 4) éjectable, ladite coque (3, 4) étant liée par une extrémité (3A, 4A)

dite arrière à un élément de support (11, 12) du missile (1) et étant définie autour d'un axe longitudinal dit axe longitudinal secondaire (L-L), ledit élément de support (11, 12) présentant une forme d'arc de cercle centré sur l'axe longitudinal principal (X-X) et agencé orthogonalement par rapport à ce dernier, ledit élément de support (11, 12) étant pourvu d'un ensemble à rebord (13) et d'un élément de couronne (14) présentant chacun une forme d'arc de cercle centré sur l'axe longitudinal principal (X-X), ledit élément de couronne (14) étant agencé coaxialement à l'intérieur dudit ensemble à rebord (13) de manière à créer entre eux un logement (15), l'extrémité arrière (3A, 4A) de la coque (3, 4) présentant une épaisseur (E1) adaptée audit logement (15) de manière à pouvoir être logée dans ledit logement (15) avec un contact transversal (C1) dans le fond (15A) du logement (15), un premier contact longitudinal (C2) avec l'ensemble à rebord (13) et un second contact longitudinal (C3) avec l'élément de couronne (14), ledit ensemble à rebord (13) étant configuré de manière à autoriser un pivotement de la coque (3, 4) par rapport au corps (7) du missile (1) à partir d'une position dite de montage, dans laquelle l'axe longitudinal secondaire (L-L) de la coque (3, 4) est sensiblement parallèle audit axe longitudinal principal (X-X), vers au moins une position pivotée, dans laquelle l'axe longitudinal secondaire (L-L) présente un angle (α_1, α_2) non nul par rapport audit axe longitudinal principal (X-X), ledit ensemble à rebord (13) étant également configuré de manière :

- à conserver au moins partiellement ledit premier contact longitudinal (C2) avec ladite extrémité arrière (3A, 4A) de la coque (3, 4), tant que la coque (3, 4) présente une orientation par rapport au corps (7) du missile (1) pour laquelle ledit axe longitudinal secondaire (L-L) présente par rapport audit axe longitudinal principal (X-X) un angle inférieur à un angle prédéterminé dit angle d'éjection (α_0) ; et
- à supprimer ledit premier contact longitudinal (C2) avec ladite extrémité arrière (3A, 4A) de la coque (3, 4), dès que ledit axe longitudinal secondaire (L-L) présente par rapport audit axe longitudinal principal (X-X) un angle supérieur ou égal audit angle d'éjection (α_0),

ledit ensemble à rebord (13) comportant deux tronçons de rebord (16) en arc de cercle, agencés symétriquement par rapport à un plan longitudinal (OXZ) contenant l'axe longitudinal principal (X-X), chacun desdits tronçons de rebord (16) étant configuré pour que sa projection orthogonale sur ledit plan longitudinal (OXZ) présente un bord avant (17) rectiligne formant avec son bord arrière (18) un angle (β) égal audit angle d'éjection (α_0), ledit bord arrière (18) étant orthogonal audit axe longitudinal principal

(X-X).

2. Missile selon la revendication 1,
caractérisé en ce que ladite extrémité arrière (3A, 4A) de la coque (3, 4) comprend, en épaisseur, une partie arrière amincie (21) destinée à se loger avec contact dans ledit logement (15), suivie vers l'avant d'une partie épaissie (22) formant un épaulement (23), ledit épaulement (23) permettant un contact transversal auxiliaire (C4) de la coque (2) sur le bord avant (17) de l'ensemble à rebord (13) dans la position de montage. 5
3. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 et 2,
caractérisé en ce que ledit élément de support (11, 12) correspond à une partie du corps (7) du missile (1). 10
4. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 et 2,
caractérisé en ce ledit élément de support (11, 12) est une pièce rapportée, apte à être montée sur le corps (7) du missile (1). 20
5. Missile selon l'une quelconque des revendications précédentes,
caractérisé en ce que ladite extrémité arrière est pourvue d'une pièce d'interface qui est fixée à la coque. 25
6. Missile selon l'une quelconque des revendications précédentes,
caractérisé en ce qu'il comporte au moins un dispositif d'actionnement (9) commandable apte à générer une force (F) susceptible d'entraîner un pivotement de la coque (3, 4) de la position de montage à une position d'éjection, dans laquelle l'axe longitudinal secondaire (L-L) de la coque (3, 4) présente un angle égal à l'angle d'éjection (α_0) par rapport audit axe longitudinal principal (X-X) du corps (7) du missile (1). 30
7. Missile selon l'une quelconque des revendications précédentes,
caractérisé en ce qu'il comporte deux coques (3, 4) complémentaires formant ladite coiffe (2), et une pièce de support (10) annulaire formée de deux éléments de support (11, 12) identiques, chacune des dites coques (3, 4) étant liée via son extrémité arrière (3A, 4A) à l'un desdits éléments de support (11, 12) de la pièce de support (10). 35

Patentansprüche

1. Flugkörper, der mit einem Körper (7) versehen ist, der eine Längsachse, Hauptlängsachse (X-X) ge-

nannt, und mindestens eine abtrennbare Schutzkappe (2) aufweist, wobei die Schutzkappe (2) mindestens eine auswerfbare Schutzschale (3, 4) umfasst, wobei die Schutzschale (3, 4) durch ein Ende (3A, 4A), hinteres Ende genannt, mit einem Tragelement (11, 12) des Flugkörpers (1) verbunden ist und um eine Längsachse, Sekundärlängsachse (L-L) genannt, definiert ist, wobei das Tragelement (11, 12) eine Kreisbogenform aufweist, die auf der Hauptlängsachse (X-X) zentriert und orthogonal bezüglich dieser eingerichtet ist, wobei das Tragelement (11, 12) mit einer Einheit mit Leiste (13) und einem Kranzelement (14) versehen ist, die jeweils eine Kreisbogenform aufweisen, die auf der Hauptlängsachse (X-X) zentriert ist, wobei das Kranzelement (14) koaxial in dem Inneren der Einheit mit Leiste (13) derart eingerichtet ist, dass zwischen ihnen eine Aufnahme (15) geschaffen wird, wobei das hintere Ende (3A, 4A) der Schutzschale (3, 4) eine Stärke (E1) aufweist, die an die Aufnahme (15) derart angepasst ist, dass sie in der Aufnahme (15) mit einem Querkontakt (C1) in dem Boden (15A) der Aufnahme (15) aufgenommen werden kann, einen ersten Längskontakt (C2) mit der Einheit mit Leiste (13) und einen zweiten Längskontakt (C3) mit dem Kranzelement (14), wobei die Einheit mit Leiste (13) derart konfiguriert ist, dass sie ein Schwenken der Schutzschale (3, 4) bezüglich des Körpers (7) des Flugkörpers (1) ausgehend von einer Position, die Montageposition genannt wird, in der die Sekundärlängsachse (L-L) der Schutzschale (3, 4) im Wesentlichen zu der Hauptlängsachse (X-X) parallel ist, zu mindestens einer geschwenkten Position, in der die Sekundärlängsachse (L-L) einen Winkel (α_1 , α_2) nicht gleich null bezüglich der Hauptlängsachse (X-X) aufweist, gestattet, wobei die Einheit mit Leiste (13) auch derart konfiguriert ist, dass:

- der erste Längskontakt (C2) mit dem hinteren Ende (3A, 4A) der Schutzschale (3, 4) mindestens teilweise so lange beibehalten wird, wie die Schutzschale (3, 4) eine Ausrichtung bezüglich des Körpers (7) des Flugkörpers (1) aufweist, für die die Sekundärlängsachse (L-L) bezüglich der Hauptlängsachse (X-X) einen Winkel aufweist, der kleiner als ein vorbestimmter Winkel, Auswurfwinkel (α_0) genannt, ist; und
- der erste Längskontakt (C2) mit dem hinteren Ende (3A, 4A) der Schutzschale (3, 4) eliminiert wird, sobald die Sekundärlängsachse (L-L) bezüglich der Hauptlängsachse (X-X) einen Winkel aufweist, der größer oder gleich dem Auswurfwinkel (α_0) ist,

wobei die Einheit mit Leiste (13) zwei kreisbogenförmige Leistenabschnitte (16) beinhaltet, die symmetrisch bezüglich einer Längsebene (OXZ) eingerichtet sind, die die Hauptlängsachse (X-X) enthält, wo-

bei jeder der Leistenabschnitte (16) konfiguriert ist, damit seine orthogonale Projektion auf der Längsebene (OXZ) einen geradlinigen vorderen Rand (17) aufweist, der mit ihrem hinteren Rand (18) einen Winkel (β) gleich dem Auswurfwinkel (α_0) bildet, wobei der hintere Rand (18) zu der Hauptlängsachse (X-X) orthogonal ist.

2. Flugkörper nach Anspruch 1,
dadurch gekennzeichnet, dass das hintere Ende (3A, 4A) der Schutzschale (3, 4) in der Stärke einen verdünnten hinteren Teil (21) umfasst, der dazu bestimmt ist, sich mit Kontakt in die Aufnahme (15) zu fügen, nach vorn von einem verdickten Teil (22) gefolgt, der eine Schulter (23) bildet, wobei die Schulter (23) in der Montageposition einen Hilfsquerkontakt (C4) der Schutzschale (2) auf dem vorderen Rand (17) der Einheit mit Leiste (13) erlaubt.
3. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 und 2,
dadurch gekennzeichnet, dass das Tragelement (11, 12) einem Teil des Körpers (7) des Flugkörpers (1) entspricht.
4. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 und 2,
dadurch gekennzeichnet, dass das Tragelement (11, 12) ein angebautes Teil ist, das geeignet ist, auf den Körper (7) des Flugkörpers (1) montiert zu sein.
5. Flugkörper nach einem der vorstehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet, dass das hintere Ende mit einem Schnittflächenteil versehen ist, das an der Schutzschale befestigt ist.
6. Flugkörper nach einem der vorstehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet, dass er mindestens eine steuerbare Betätigungsvorrichtung (9) beinhaltet, die geeignet ist, um eine Kraft (F) zu erzeugen, die ein Schwenken der Schutzschale (3, 4) von der Montageposition zu einer Auswurfposition nach sich ziehen kann, in der die Sekundärlängsachse (L-L) der Schutzschale (3, 4) einen Winkel gleich dem Auswurfwinkel (α_0) bezüglich der Hauptlängsachse (X-X) des Körpers (7) des Flugkörpers (1) aufweist.
7. Flugkörper nach einem der vorstehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet, dass er zwei komplementäre Schutzschalen (3, 4) beinhaltet, die die Schutzkappe (2) bilden, und ein ringförmiges Tragteil (10), das aus zwei identischen Tragelementen (11, 12) gebildet ist, wobei jede der Schutzschalen (3, 4) über ihr hinteres Ende (3A, 4A) mit einem der Tragelemente (11, 12) des Tragteils (10) verbunden ist.

Claims

1. Missile provided with a body (7) presenting a longitudinal axis, called main longitudinal axis (X-X) and at least one separable nose cone (2), said nose cone (2) comprising at least one shell (3, 4) able to be ejected, said shell (3, 4) being connected by a so-called rear end (3A, 4A) to a support element (11, 12) of the missile (1) and being defined around a longitudinal axis called secondary longitudinal axis (L-L), said support element (11, 12) presenting a circular arc shape centred on the main longitudinal axis (X-X) and arranged orthogonally in relation to the latter, said support element (11, 12) being provided with an edge assembly (13) and a crown element (14) each presenting a circular arc shape centred on the main longitudinal axis (X-X), said crown element (14) being arranged coaxially inside said edge assembly (13) so as to create, between them, a housing (15), the rear end (3A, 4A) of the shell (3, 4) presenting a thickness (E1) adapted to said housing (15) so as to be able to be received in said housing (15) with a transverse contact (C1) in the bottom (15A) of the housing (15), a first longitudinal contact (C2) with the edge assembly (13) and a second longitudinal contact (C3) with the crown element (14), said edge assembly (13) being designed so as to enable a pivoting of the shell (3, 4) in relation to the body (7) of the missile (1) from a so-called mounting position, wherein the secondary longitudinal axis (L-L) of the shell (3, 4) is substantially parallel to said main longitudinal axis (X-X), towards at least one pivoted position, wherein the secondary longitudinal axis (L-L) presents a non-zero angle (α_1 , α_2) in relation to said main longitudinal axis (X-X), said edge assembly (13) also being designed so as to:

- maintain at least partially said first longitudinal contact (C2) with said rear end (3A, 4A) of the shell (3, 4), while the shell (3, 4) has an orientation in relation to the body (7) of the missile (1) for which said secondary longitudinal axis (L-L) has, in relation to said main longitudinal axis (X-X) an angle smaller than a predetermined angle, called ejection angle (α_0); and
- end said first longitudinal contact (C2) with said rear end (3A, 4A) of the shell (3, 4) as soon as said secondary longitudinal axis (L-L) has, in relation to said main longitudinal axis (X-X), an angle higher than or equal to said ejection angle (α_0),

said edge assembly (13) comprising two circular arc edge sections (16), arranged symmetrically in relation to a longitudinal plane (OXZ) containing the main longitudinal axis (X-X), each of said edge sections (16) being designed such that the orthogonal projection thereof on said longitudinal plane (OXZ)

presents a rectilinear front edge (17) forming, with the rear edge (18) thereof, an angle (β) equal to said ejection angle (α_0), said rear edge (18) being orthogonal to said main longitudinal axis (X-X).

5

2. Missile according to claim 1,
characterised in that said rear end (3A, 4A) of the shell (3, 4) comprises, in thickness, a tapered rear portion (21) intended to be received in a contacting manner in said housing (15), followed towards the front of a thick portion (22) forming a shoulder (23), said shoulder (23) making it possible for an auxiliary transverse contact (C4) of the shell (2) on the front edge (17) of the edge assembly (13) in the mounting position.

10
15

3. Missile according to any one of claims 1 and 2,
characterised in that said support element (11, 12) corresponds to a portion of the body (7) of the missile (1).

20

4. Missile according to any one of claims 1 and 2,
characterised in that said support element (11, 12) is an insert part, capable of being mounted on the body (7) of the missile (1).

25

5. Missile according to any one of the preceding claims,
characterised in that said rear end is provided with an interface part which is fixed to the shell.

30

6. Missile according to any one of the preceding claims,
characterised in that it comprises at least one controllable actuation device (9), capable of generating a force (F) likely to lead to the shell (3, 4) pivoting from the mounting position to an ejection position, wherein the secondary longitudinal axis (L-L) of the shell (3, 4) presents an angle equal to the ejection angle (α_0) in relation to said main longitudinal axis (X-X) of the body (7) of the missile (1).

35
40

7. Missile according to any one of the preceding claims,
characterised in that it comprises two complementary shells (3, 4) forming said nose cone (2), and an annular support part (10) formed of two identical support elements (11, 12), each of said shells (3, 4) being connected via its rear end (3A, 4A) to one of said support elements (11, 12) of the support part (10).

45
50
55

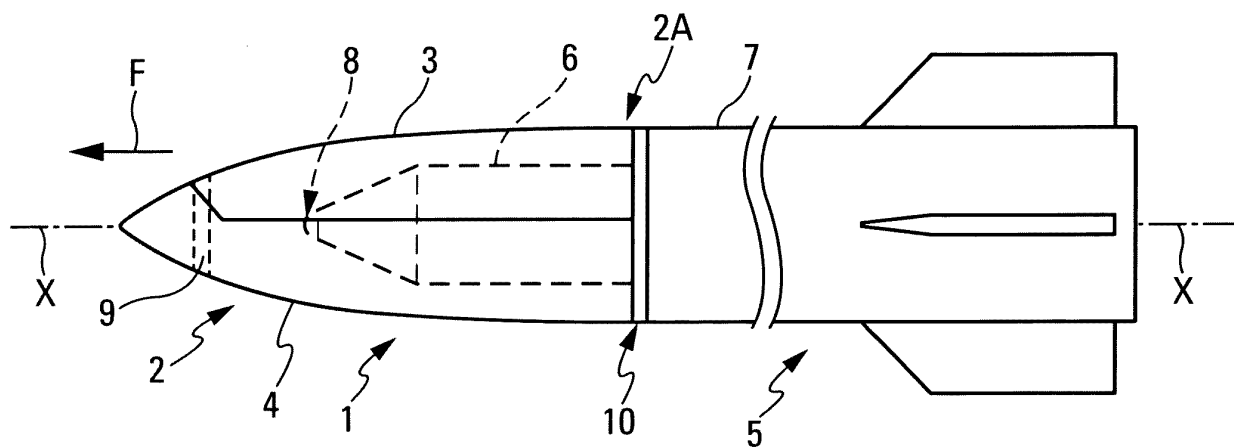


Fig. 1

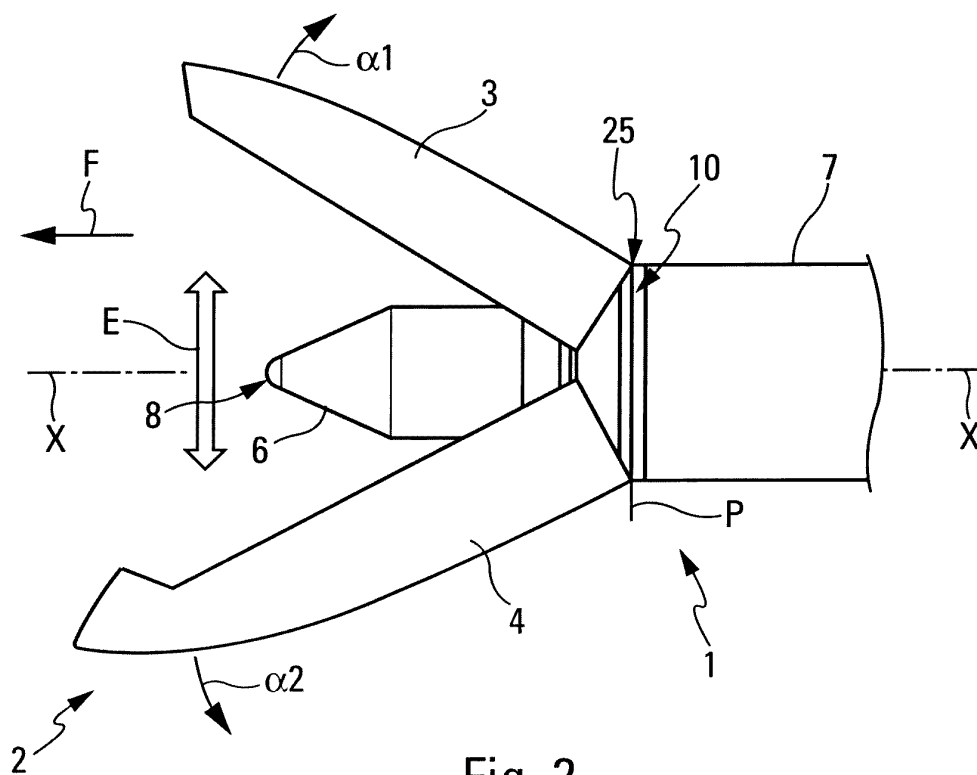


Fig. 2

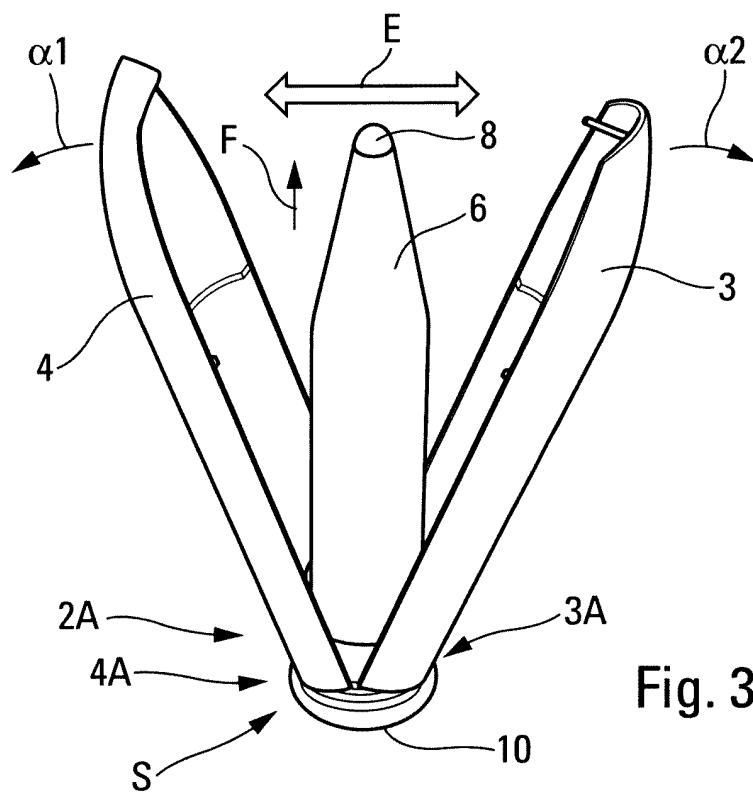


Fig. 3

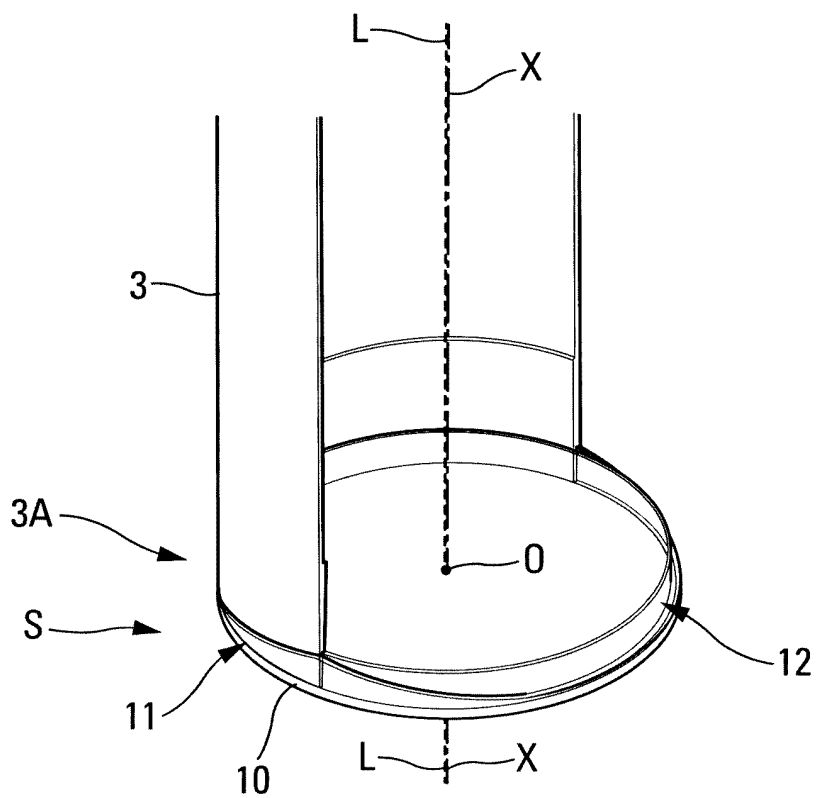


Fig. 4

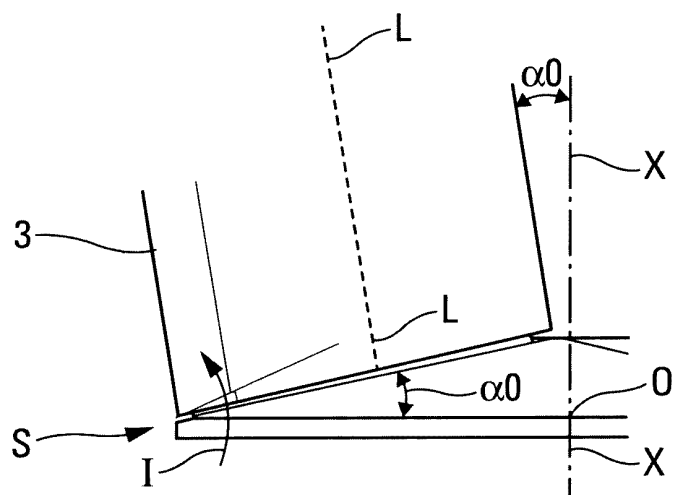


Fig. 5

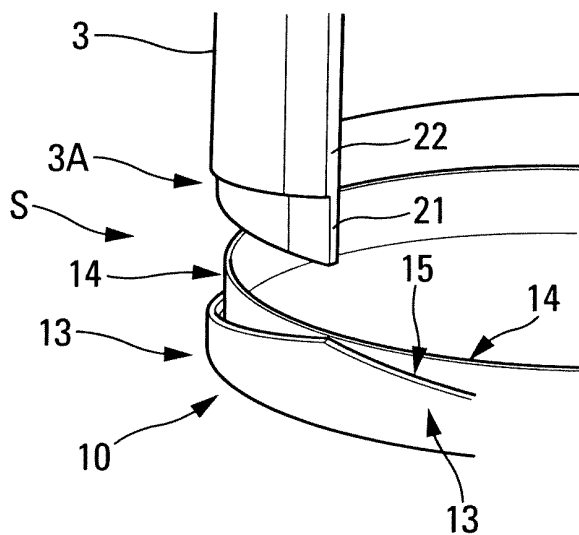


Fig. 6

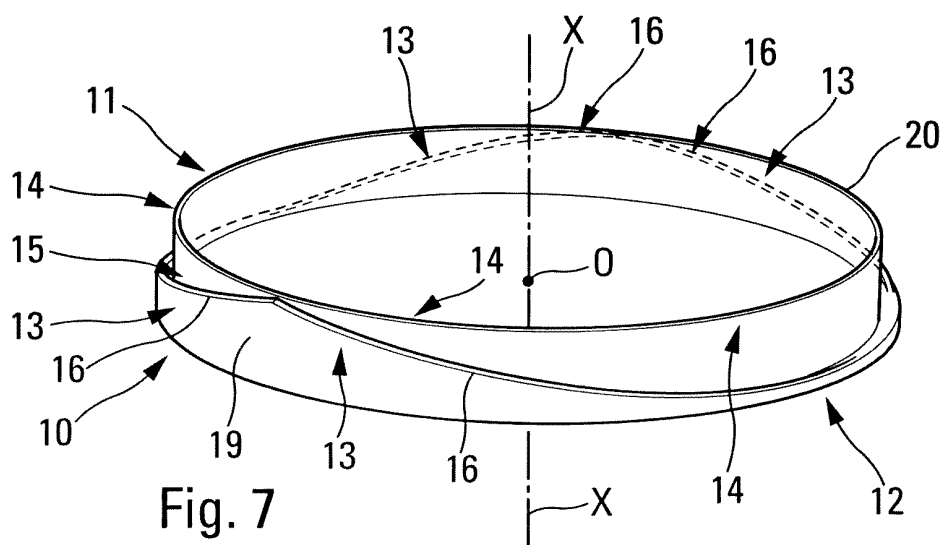
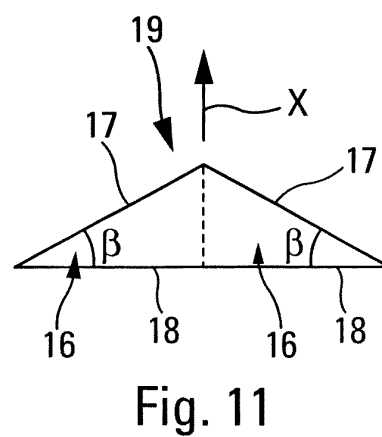
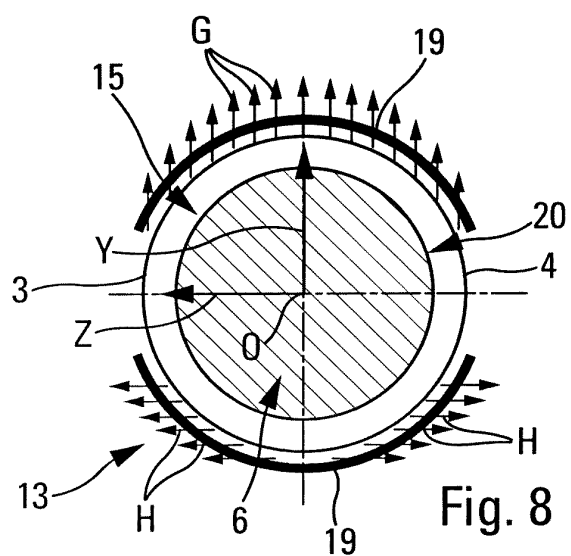
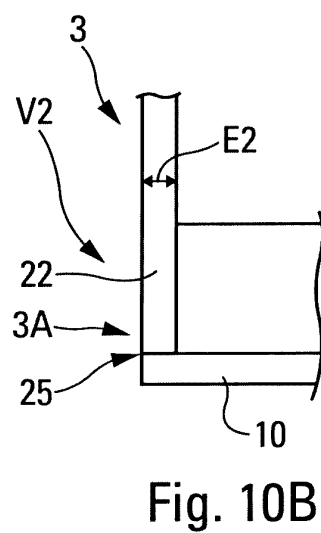
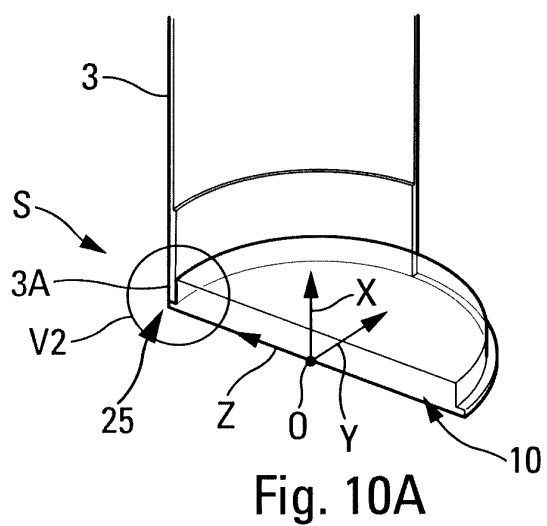
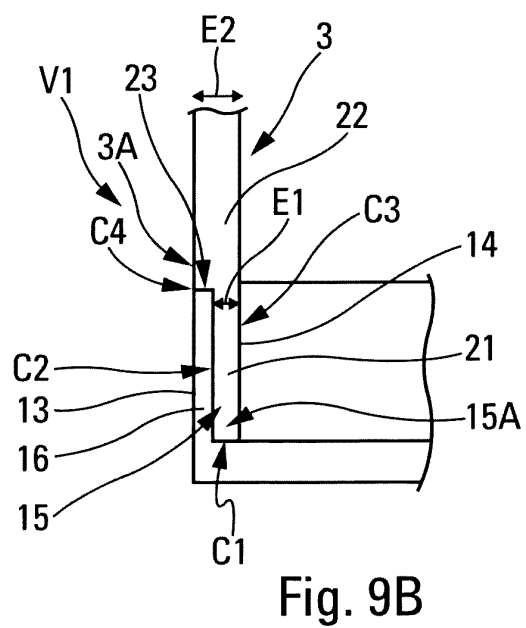
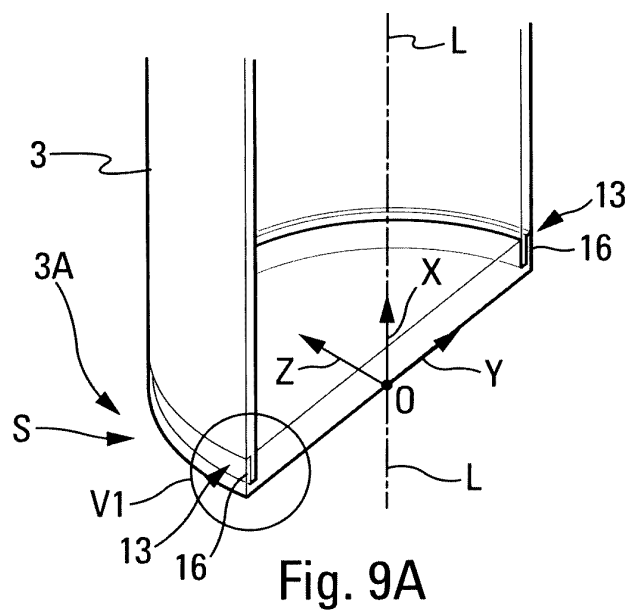


Fig. 7



RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION

Cette liste de références citées par le demandeur vise uniquement à aider le lecteur et ne fait pas partie du document de brevet européen. Même si le plus grand soin a été accordé à sa conception, des erreurs ou des omissions ne peuvent être exclues et l'OEB décline toute responsabilité à cet égard.

Documents brevets cités dans la description

- US 2013214093 A1 [0007]
- GB 576683 A [0007]