

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(10) Numéro de publication internationale
WO 2018/193170 A1

(43) Date de la publication internationale
25 octobre 2018 (25.10.2018)

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

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2018/000032

(22) Date de dépôt international :
19 février 2018 (19.02.2018)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1700448 21 avril 2017 (21.04.2017) FR

(71) Déposant : MBDA France [FR/FR] ; 1, avenue Réaumur,
92350 Le Plessis Robinson (FR).

(72) Inventeurs : QUERTELET Clément ; MBDA France 1
avenue Réaumur, 92350 Le Plessis-Robinson-France (FR).
LAHEYNE Clyde ; MBDA France 1 avenue Réaumur,
92350 Le Plessis-Robinson-France (FR).

(74) Mandataire : HAUER, Bernard ; GEVERS & ORES, 41,
Avenue de Friedland, 75008 PARIS-FRANCE (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, DJ, DK, DM, DO, DZ,
EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR,
HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR,
KW, 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,

(54) Title: MISSILE PROVIDED WITH A SEPARABLE NOSE CONE COMPRISING AT LEAST ONE EJECTABLE SHELL COOPERATING WITH A SUPPORT ELEMENT

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

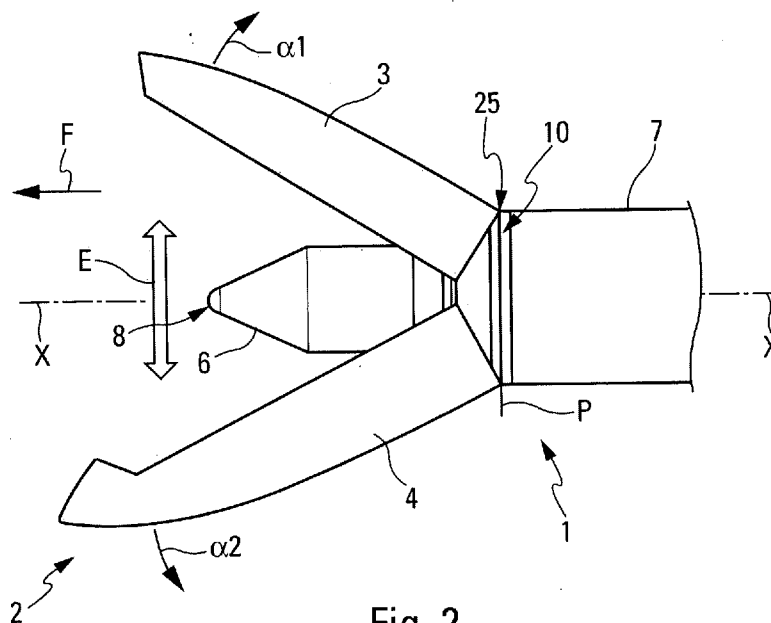


Fig. 2

(57) Abstract: The invention relates to a missile provided with a separable nose cone comprising at least one ejectable shell cooperating with a support element. Said missile (1) is provided with a body (7) having a main longitudinal axis (X-X) and a nose cone (2) comprising at least one shell (3, 4) connected by a rear end thereof to a support element (10) of the missile (1) and defined around a secondary longitudinal axis, the support element (10) being provided with a housing, the rear end of the shell (3, 4) having a thickness adapted to said housing such that it can be received in the housing in a contacting manner, the housing being designed so as to allow the shell

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), eurasién (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))

(3, 4) to pivot and to maintain the contact while the orientation of the shell (3, 4) is such that the secondary longitudinal axis is at an angle smaller than a so-called ejection angle in relation to said main longitudinal axis (X-X), and to end said contact as soon as said secondary longitudinal axis (L-L) is at an angle higher than or equal to said ejection angle in such a way as to eject the shell (3, 4) from the missile (1).

(57) Abrégé : - Missile pourvu d'une coiffe séparable comprenant au moins une coque éjectable coopérant avec un élément de support.
- Le missile (1) est pourvu d'un corps (7) présentant un axe longitudinal principal (X-X) et d'une coiffe (2) comprenant au moins une coque (3, 4) liée par une extrémité arrière à un élément de support (10) du missile (1) et définie autour d'un axe longitudinal secondaire, l'élément de support (10) étant pourvu d'un logement, l'extrémité arrière de la coque (3, 4) présentant une épaisseur adaptée audit logement de manière à pouvoir être logée dans ledit logement avec contact, le logement étant configuré de manière à permettre le pivotement de la coque (3, 4) et à conserver ledit contact tant que la coque (3, 4) présente une orientation pour laquelle l'axe longitudinal secondaire présente, par rapport audit axe longitudinal principal (X-X), un angle inférieur à un angle dit d'éjection et à supprimer ledit contact dès que ledit axe longitudinal secondaire (L-L) présente un angle supérieur ou égal audit angle d'éjection de manière à éjecter la coque (3, 4) du missile (1).

Missile pourvu d'une coiffe séparable comprenant au moins une coque
éjectable coopérant avec un élément de support.

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

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
10 un vol terminal vers une cible. Généralement, un tel véhicule terminal
comprend au moins un capteur faisant par exemple partie d'un autodirecteur,
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
15 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
20 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, et au moins certaines et de préférence
25 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.

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
30 partir duquel les coques de la coiffe ne sont plus liées au corps du missile.

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.

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).

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.

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
- 5 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
- 10 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 :
- 15 - 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
- 20 - 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.

- 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
- 25 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
- 30 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.

Avantageusement, 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.

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.

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

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.

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.

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.

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.

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

Les figures 1 et 2 montrent schématiquement un exemple de missile
5 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.

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

Les figures 4 à 11 représentent différentes vues schématiques
10 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.

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,
15 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.

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
20 exemples considérés dans la description ci-dessous. Les adverbes avant et arrière sont définis par rapport au sens de déplacement F du missile 1.

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
25 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
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
30 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
5 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
10 terminal 6 (volant) qui se sépare ensuite du reste du missile 1.

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
15 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 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.

20 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 $\alpha 1$ et $\alpha 2$, 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 $\alpha 1$ et $\alpha 2$ (en s'écartant de l'axe X-X),
25 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.

Bien que non exclusivement, la présente invention est
30 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.

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.

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.

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.

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.

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.

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.

5 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.

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

10 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
15 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
20 couronne 14.

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
25 la coque 3.

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
30 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.

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.

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.

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.

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 affinée 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° .

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.

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.

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.

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.

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.

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.

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
5 sur la figure 9B.

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

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
10 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.

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.

15 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.

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

20 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.

Par ailleurs de préférence, les caractéristiques notamment d'épaisseur (E1 et E2) sont formées (de préférence usinées) directement dans l'extrémité
25 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.

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

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 α_1 et α_2 (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 α_1 et α_2 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.

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.

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.

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).

REVENDECATIONS

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
- 5 (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),
- caractérisé en ce que ledit élément de support (11, 12) présente une forme
- 10 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
- 15 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
- 20 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
- 25 (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)
- 30 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).

2. Missile selon la revendication 1,
caractérisé en ce que ledit ensemble à rebord (13) comporte 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).

3. Missile selon l'une des revendications 1 et 2,
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.

4. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 3,
caractérisé en ce que ledit élément de support (11, 12) correspond à une partie du corps (7) du missile (1).

5. Missile selon l'une quelconque des revendications 1 à 3,
caractérisé en ce que ledit élément de support (11, 12) est une pièce rapportée, apte à être montée sur le corps (7) du missile (1).

6. 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.

7. 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).
8. 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 desdites 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).

1/4

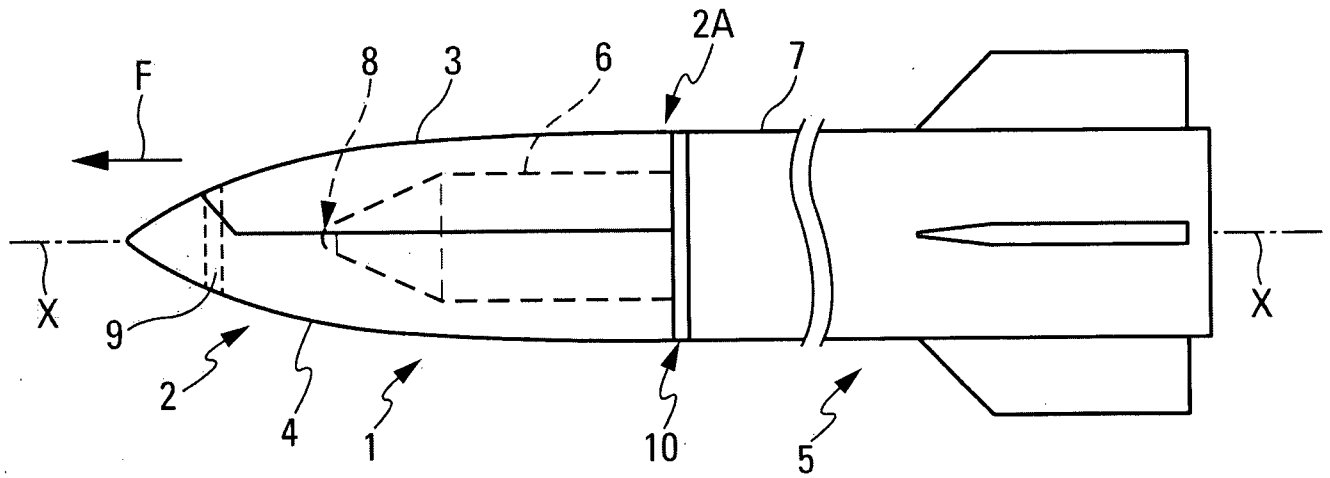


Fig. 1

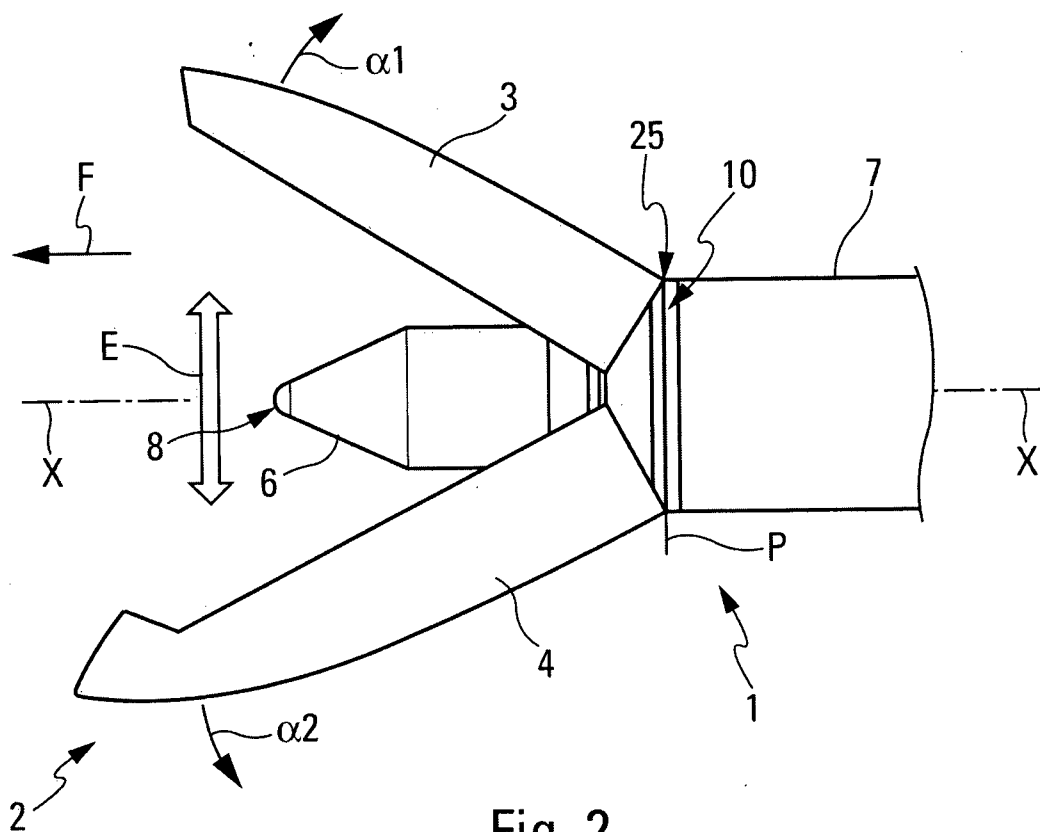


Fig. 2

2/4

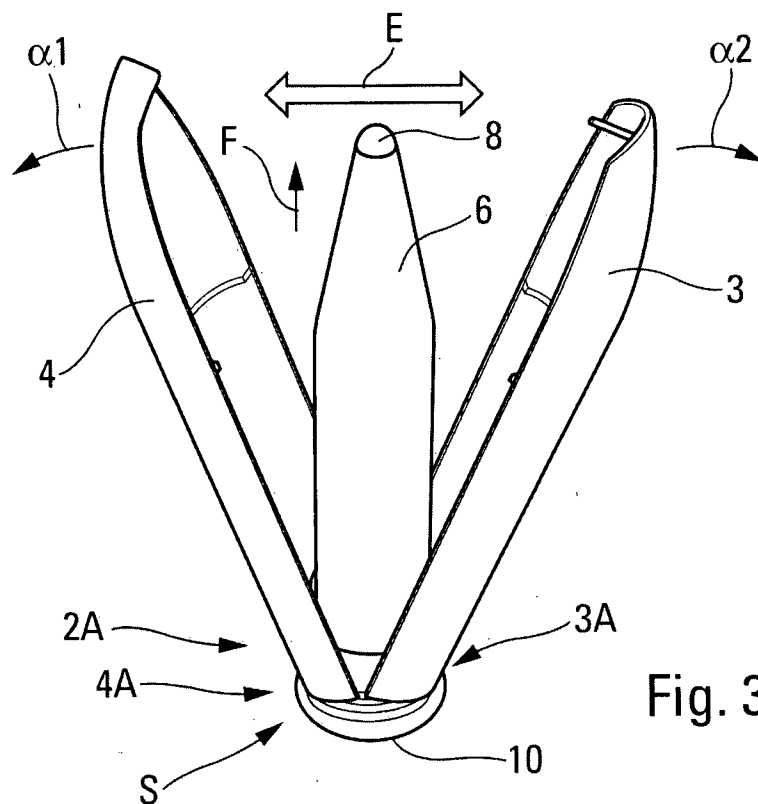


Fig. 3

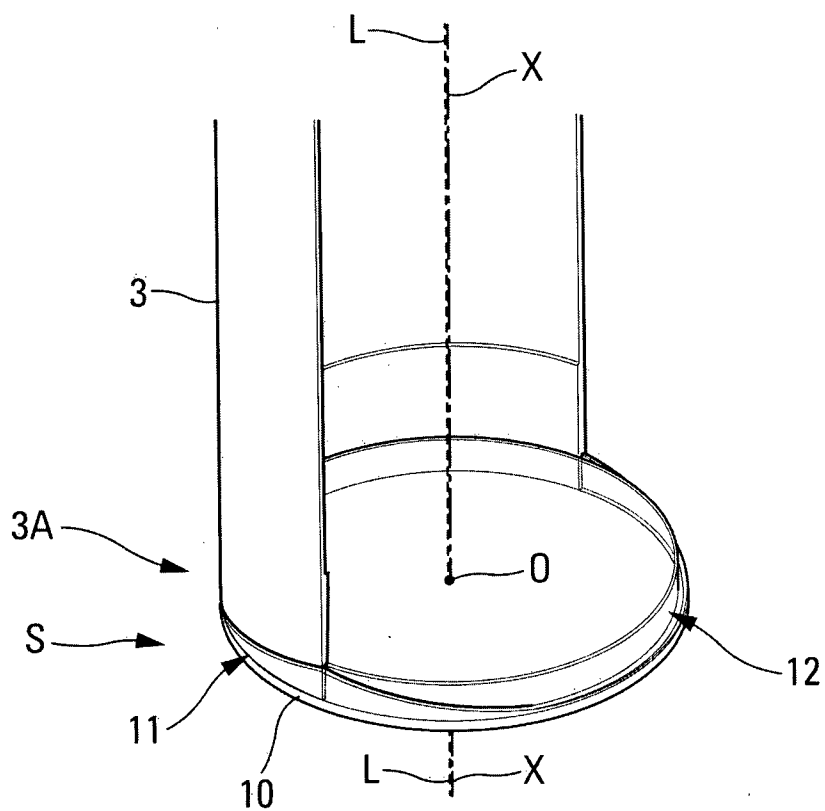


Fig. 4

3/4

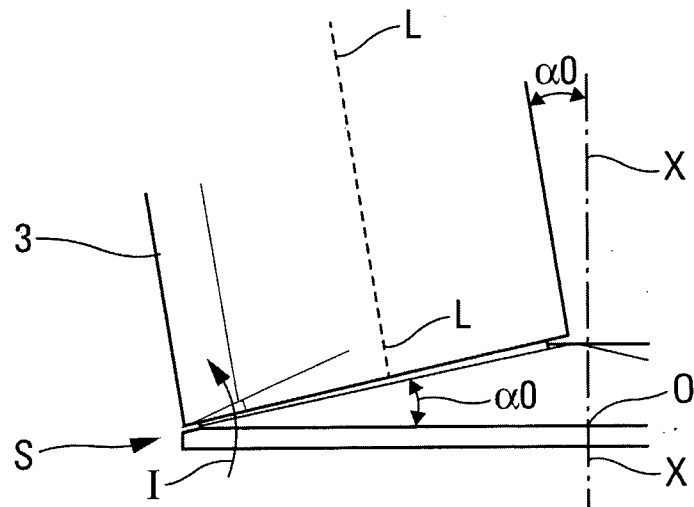


Fig. 5

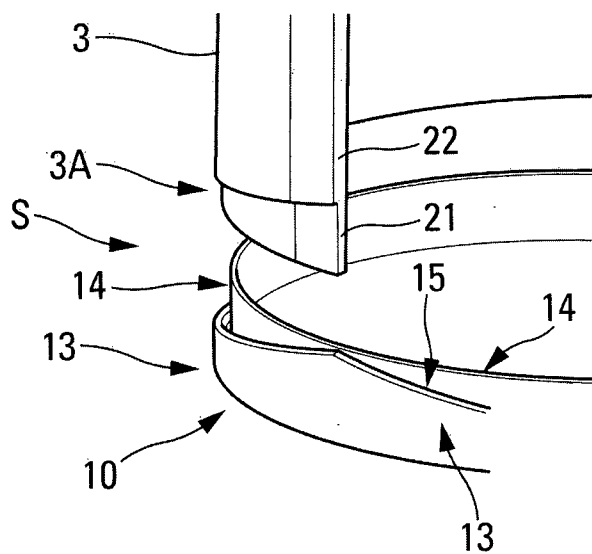


Fig. 6

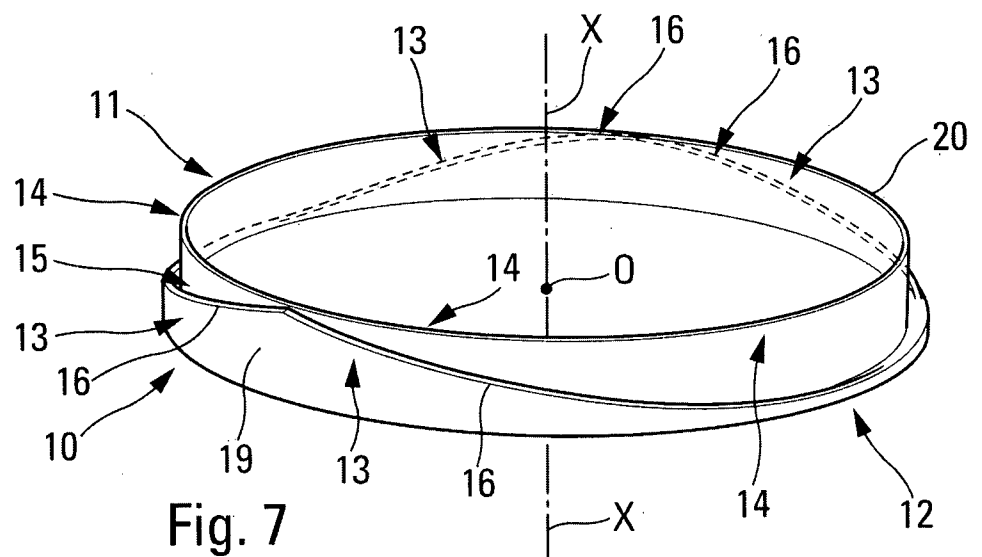
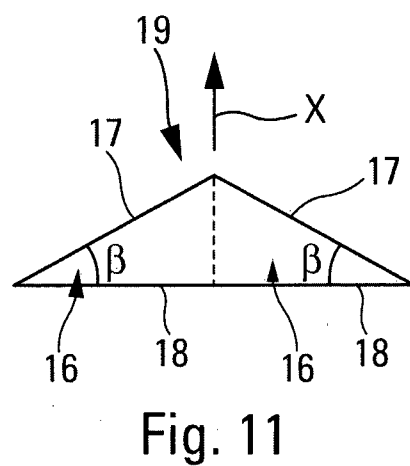
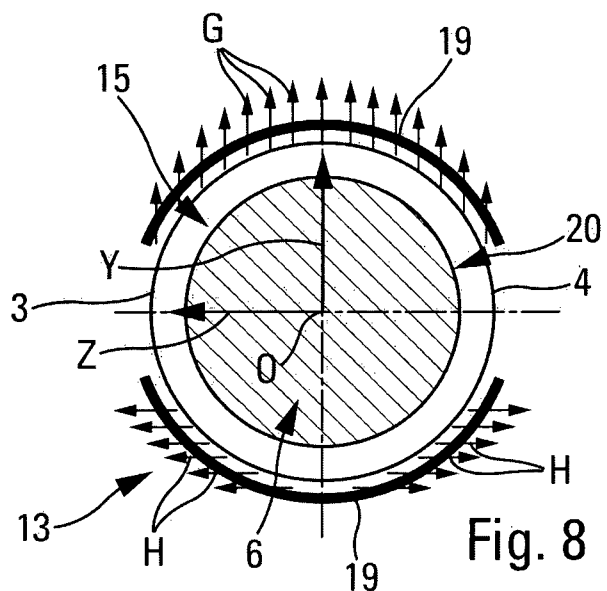
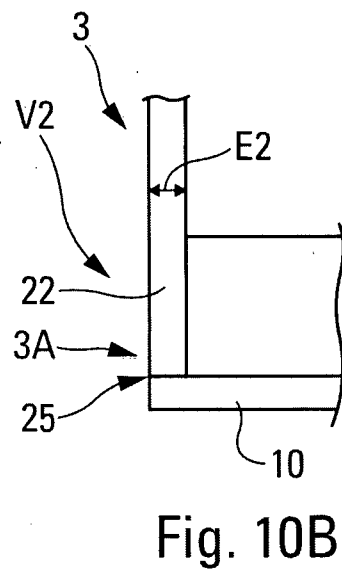
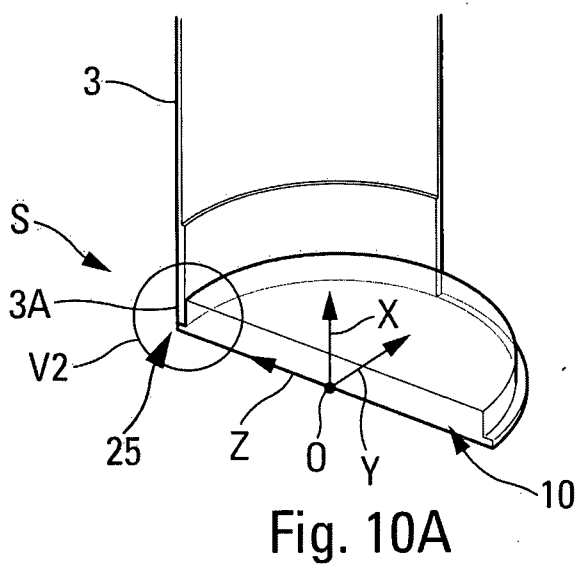
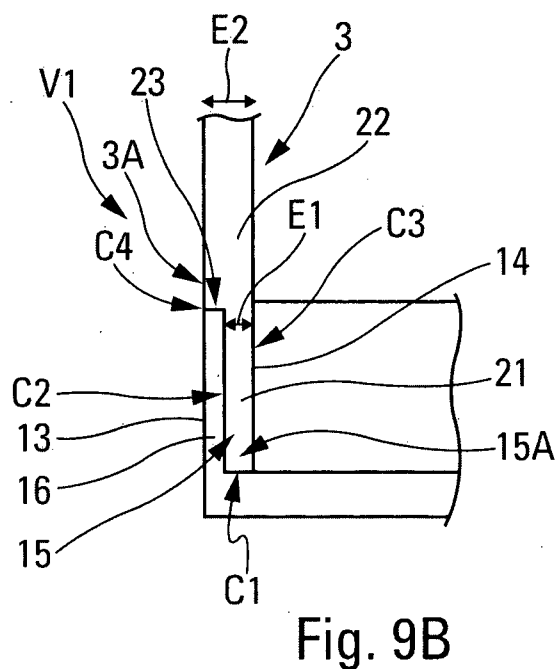
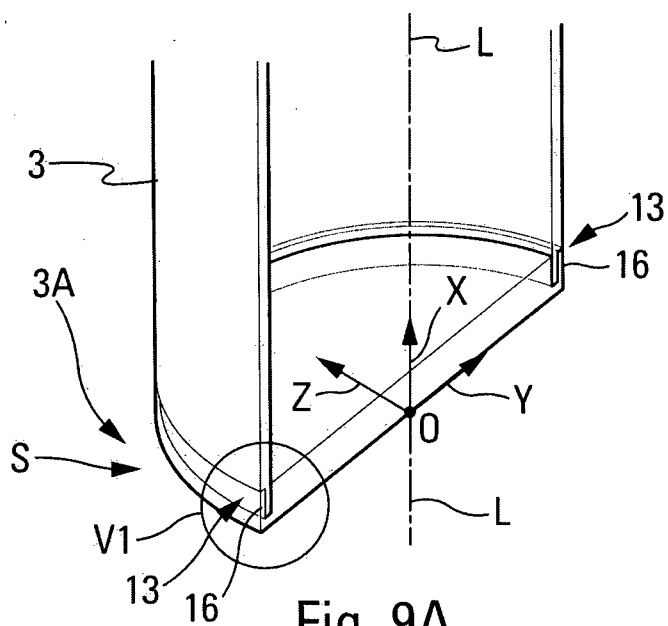


Fig. 7



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2018/000032

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. F42B10/46
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 B64G

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	US 2013/214093 A1 (WHITE PHILLIP CRAIGE [US] ET AL) 22 August 2013 (2013-08-22)	1,3-8
A	paragraph [0020] - paragraph [0023] paragraph [0026] - paragraph [0031] figures 1,5	2
A	----- US 2005/000383 A1 (FACCIANO ANDREW B [US] ET AL) 6 January 2005 (2005-01-06) paragraphs [0061], [0062]; figure 13	1-8
A	----- JP H06 313699 A (MITSUBISHI HEAVY IND LTD) 8 November 1994 (1994-11-08) abstract	1-8



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

19 April 2018

Date of mailing of the international search report

26/04/2018

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

Seide, Stephan

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2018/000032

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2013214093	A1	22-08-2013	NONE
US 2005000383	A1	06-01-2005	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
JP H06313699	A	08-11-1994	NONE

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2018/000032

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. F42B10/46
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 B64G

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	US 2013/214093 A1 (WHITE PHILLIP CRAIGE [US] ET AL) 22 août 2013 (2013-08-22)	1,3-8
A	alinéa [0020] - alinéa [0023] alinéa [0026] - alinéa [0031] figures 1,5	2
A	US 2005/000383 A1 (FACCIANO ANDREW B [US] ET AL) 6 janvier 2005 (2005-01-06) alinéas [0061], [0062]; figure 13	1-8
A	JP H06 313699 A (MITSUBISHI HEAVY IND LTD) 8 novembre 1994 (1994-11-08) abrégé	1-8



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

19 avril 2018

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

26/04/2018

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

Seide, Stephan

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2018/000032

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2013214093	A1	22-08-2013	AUCUN	

US 2005000383	A1	06-01-2005	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

JP H06313699	A	08-11-1994	AUCUN	
