

12

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

21 Numéro de dépôt: **89401005.7**

51 Int. Cl.4: **F 42 B 15/04**

22 Date de dépôt: **12.04.89**

30 Priorité: **14.04.88 FR 8804951**

43 Date de publication de la demande:
18.10.89 Bulletin 89/42

64 Etats contractants désignés:
AT BE CH DE ES GB GR IT LI LU NL SE

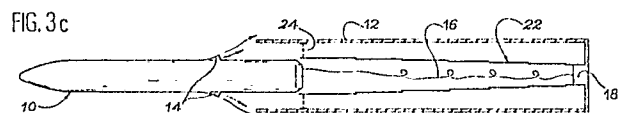
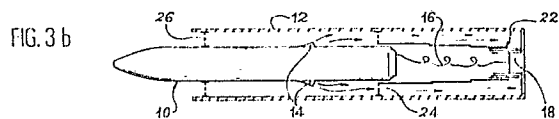
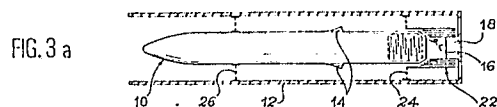
71 Demandeur: **AEROSPATIALE Société Nationale Industrielle**
37, Boulevard de Montmorency
F-75781 Paris Cédex 16 (FR)

72 Inventeur: **Maree, Michel**
8H, rue de la Gruerie
F-91190 Gif Sur Yvette (FR)

74 Mandataire: **Mongrédién, André et al**
c/o SOCIETE DE PROTECTION DES INVENTIONS 25, rue
de Ponthieu
F-75008 Paris (FR)

54 **Installation de conditionnement et de lancement d'un missile filoguide.**

57 Pour protéger, lors de la phase départ les premières spires du fil (16) reliant un missile filoguidé (10) à son conteneur (12) de conditionnement et de lancement, notamment lorsque ce fil comprend une fibre optique, on place entre l'arrière du missile et le fond du conteneur un dispositif de protection tubulaire déformable (22). Ce dispositif, qui peut notamment être constitué par un manchon souple ou par des viroles rigides télescopiques, s'allonge lors de la mise à feu des propulseurs (14) du missile, pour former un écran protégeant le fil (16) des gaz chauds sortant des propulseurs, tant que ces derniers restent à l'intérieur du conteneur. Le dispositif (22) se détache ensuite automatiquement du missile (10).



Description

Installation de conditionnement et de lancement d'un missile filoguidé.

L'invention concerne une installation de conditionnement et de lancement d'un missile filoguidé équipé de propulseurs à éjection latérale.

Un missile filoguidé est un missile qui est lancé à partir d'un conteneur auquel il reste relié après son lancement par un organe souple de transmission d'informations appelé "fil" dans la suite de la description. Ce fil permet de transmettre des ordres au missile en cours de vol, afin d'en modifier la trajectoire. Cette technique est utilisée depuis de nombreuses années pour les missiles à courte ou moyenne portée (jusqu'à 10 km), notamment en raison de son faible coût et de sa relative insensibilité aux brouillages. Habituellement, le fil est constitué par un mini-câble comportant au moins deux conducteurs en cuivre et des filaments porteurs en matières organiques telles que du polyester, de la polyaramide, etc. Les informations servant à modifier la trajectoire du missile peuvent aussi être transmises au travers d'une fibre optique éventuellement renforcée de fibres synthétiques.

Le lancement d'un missile filoguidé à partir de son conteneur constitue une phase très délicate pour le fil servant à transmettre les informations.

En effet, comme l'illustre très schématiquement la figure 1, lorsque le missile 10 commence à se déplacer à l'intérieur du conteneur 12 sous l'effet de l'actionnement des propulseurs à éjection latérale 14, le fil 16 de transmission d'informations qui est bobiné à l'intérieur du missile 10 commence à se dérouler. Par conséquent, la partie du fil qui se trouve entre l'arrière du missile 10 et l'ensemble d'accrochage 18 de l'organe 16 sur le conteneur-lanceur 12 se trouve soumis aux jets de gaz chauds sortant des propulseurs latéraux 14.

Tant que les propulseurs 14 ne sont pas sortis du conteneur-lanceur 12, la partie déroulée du fil 16 est ainsi soumise à la fois à une agression thermique et à des efforts aérodynamiques qui tendent à provoquer le débobinage d'une longueur inutile de fil 16. Cela conduit inévitablement à la rupture de ce dernier.

Dans le cas où le fil comprend des conducteurs en cuivre, la solution généralement employée pour éviter les agressions thermiques consiste à renforcer les premiers mètres de cet organe, ce qui revient à en accroître le diamètre. Cet accroissement de diamètre a pour effet d'augmenter les efforts aérodynamiques. Généralement, ces efforts sont alors contrés en renforçant fortement le collage des premiers mètres de fil bobinés à l'intérieur du missile. Comme l'illustre très schématiquement la figure 2, la forte résistance du collage conduit, lors du débobinage du fil 16, à la formation d'un rayon de courbure r très petit.

Lorsque le fil comprend des conducteurs électriques en cuivre, ce faible rayon de courbure n'est, en général, pas très contraignant. En effet, la ductilité du cuivre est grande et sa conductibilité électrique n'est pas affectée par ce rayon.

Cependant, cette solution n'est pas transposable

au cas d'un fil comprenant une fibre optique. En effet, les fibres optiques présentent une ductilité quasiment nulle et supportent donc très mal les faibles rayons de courbure qui, généralement, occasionnent une rupture et donc l'arrêt de la transmission. De plus, même s'il n'y a pas rupture, de faibles rayons de courbure apportent un surcroît important d'atténuation du niveau du signal transmis.

Dans le cas où le fil comprend des conducteurs en cuivre, il existe d'autres solutions pour combattre les effets aérodynamiques. Cependant, toutes les solutions connues font appel à des fixations locales de l'organe bobiné à l'intérieur du missile, qui conduisent à des rayons de courbure extrêmement faibles. Par conséquent, ces solutions ne sont pas non plus transposables lorsque le fil comprend une fibre optique.

Lorsque la transmission des informations s'effectue au travers d'une fibre optique, une solution connue consiste à faire en sorte que les propulseurs du missile ne soient actionnés que lorsqu'ils se trouvent en dehors du conteneur. Ce résultat est obtenu en prévoyant un dispositif annexe permettant, au cours d'une première phase du lancement, d'amener le missile en partie hors du conteneur de telle sorte que les propulseurs se trouvent à l'extérieur de ce dernier. Les propulseurs sont ensuite mis à feu au cours d'une deuxième phase de lancement.

Cette dernière solution permet effectivement d'éviter que les jets de gaz chaud sortant des propulseurs ne viennent endommager le fil lors du lancement du missile. Cependant, cette solution présente également des inconvénients parmi lesquels on citera notamment son coût, l'accroissement de la séquence de mise à feu du missile, ainsi qu'une diminution très sensible de la longueur de guidage du missile dans son conteneur conduisant à réduire la précision du départ.

L'invention a précisément pour objet une installation de conditionnement et de lancement d'un missile filoguidé, pouvant être utilisée quelle que soit la nature du fil et notamment lorsque ce dernier comprend une fibre optique, et dont la mise en oeuvre ne modifie pas la séquence de mise à feu du missile et n'affecte pas la précision du lancement, cette installation étant en outre peu coûteuse et ne nécessitant aucun traitement particulier des premiers mètres de fil.

Ainsi, il est proposé conformément à l'invention une installation de conditionnement et de lancement d'un missile filoguidé équipé de propulseurs à éjection latérale, comprenant un conteneur-lanceur de conditionnement du missile pourvu d'un fond supportant un ensemble d'accrochage d'un organe souple de transmission d'informations bobiné dans le missile et sortant de ce dernier par un orifice arrière, caractérisée par le fait qu'un dispositif de protection tubulaire déformable est placé dans le conteneur, autour de l'organe de transmission

d'informations, ce dispositif de protection comprenant une première extrémité raccordée au conteneur autour de l'ensemble d'accrochage et une deuxième extrémité raccordée sur le missile, autour dudit orifice arrière, de façon à se détacher automatiquement du missile lors d'un lancement, lorsque les propulseurs arrivent en dehors du conteneur.

Bien que l'invention puisse être utilisée quelle que soit la nature de l'organe de transmission d'informations, elle s'applique avantageusement au cas où cet organe comprend une fibre optique, pour lequel ces avantages sont les plus notables.

Afin d'éviter que l'organe de transmission d'informations soit endommagé, notamment par l'humidité lors du stockage du missile, le dispositif de protection est de préférence étanche et ses extrémités sont raccordées de façon étanche respectivement sur le conteneur et sur le missile.

Avantageusement, la deuxième extrémité du dispositif de protection est fixée sur un organe de calage et de guidage du missile dans le conteneur, cet organe étant apte à glisser dans le conteneur lors du lancement et étant raccordé sur le missile autour de l'orifice arrière, de façon à s'en détacher automatiquement lorsque les propulseurs arrivent en dehors du conteneur.

Selon un premier mode de réalisation de l'invention, le dispositif de protection comprend un manchon en matériau souple. S'il est nécessaire de donner à ce manchon une certaine rigidité, des pièces de guidage du manchon en cours de déploiement sont fixées sur le conteneur, autour de l'ensemble d'accrochage et à l'intérieur du manchon.

Dans un deuxième mode de réalisation de l'invention, le dispositif de protection comprend des viroles rigides télescopiques. Ces viroles peuvent être soit munies d'appendices de guidage et de positionnement, soit reliées entre elles par un manchon en un matériau souple. Cette dernière solution est notamment utilisée lorsqu'une étanchéité est nécessaire.

Différents modes de réalisation de l'invention vont maintenant être décrits, à titre d'exemples nullement limitatifs, en se référant aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1, déjà décrite, représente de façon schématique une installation de conditionnement et de lancement d'un missile filoguidé selon la technique antérieure ;

- la figure 2, déjà décrite, illustre à plus grande échelle le déroulement du fil selon la technique antérieure, dans le cas où ce fil comprend des conducteurs en cuivre dont les premières spires sont collées fortement ;

- les figures 3a à 3c sont des vues comparables à la figure 1 représentant schématiquement une installation de conditionnement et de lancement d'un missile filoguidé réalisée conformément à l'invention, lors du stockage et à différents stades du lancement ;

- la figure 4a est une vue en coupe à plus grande échelle représentant plus en détail l'installation de la figure 3, selon un premier

mode de réalisation de l'invention ;

- la figure 4b est une vue comparable à la figure 4a illustrant une variante de réalisation de cette dernière ;

- la figure 4c est une vue comparable aux figures 4a et 4b représentant un deuxième mode de réalisation de l'invention ; et

- la figure 4d est une vue comparable aux figures 4a à 4c illustrant une variante du mode de réalisation de la figure 4c.

La figure 3a représente schématiquement une installation de conditionnement et de stockage d'un missile filoguidé 10 équipé de propulseurs à éjection latérale 14, dans les conditions de stockage de ce missile. Cette installation comprend de façon connue un conteneur de conditionnement et de lancement cylindrique 12 dans lequel est logé en totalité le missile 10. Ce conteneur est muni d'un fond supportant dans sa partie centrale un ensemble d'accrochage 18. Un organe souple de transmission d'informations tel qu'une fibre optique 16 est bobiné dans une partie centrale arrière du missile 10. L'extrémité de cette fibre sort du missile 10 par un orifice annulaire 20 (figure 4a) formé à l'arrière de ce dernier, pour être fixée sur l'ensemble d'accrochage 18 du conteneur 12.

Conformément à l'invention et comme l'illustrent très schématiquement les figures 3a à 3c, un dispositif de protection tubulaire déformable 22 est placé dans le conteneur 12, entre le fond de ce dernier et l'arrière du missile 10, de façon à entourer la partie de la fibre optique 16 qui se débobine entre le fond du conteneur et l'arrière du missile lors de la mise à feu des propulseurs 14.

De façon plus précise, le dispositif de protection tubulaire déformable 22 présente un diamètre approximativement égal au diamètre extérieur du missile et il est disposé coaxialement à l'intérieur du conteneur 12. En outre, l'extrémité du dispositif de protection 22 située à l'arrière par rapport à la direction d'avance du missile lors de son lancement est fixée sur le fond du conteneur 12, autour de l'ensemble d'accrochage 18. L'extrémité avant du dispositif de protection 22 est fixée quant à elle sur un organe 24 assurant le calage et le guidage de l'extrémité arrière du missile à l'intérieur du conteneur 12.

Cet organe 24 se comporte comme un chariot apte à glisser librement à l'intérieur du conteneur lors du lancement du missile et il est raccordé sur l'enveloppe extérieure 10a (figure 4a) de la partie arrière du missile entourant l'orifice 20, de façon à se déplacer à l'intérieur du conteneur 12 avec le missile 10 tant que le dispositif de protection déformable 22 n'est pas totalement déployé, comme l'illustre la figure 3b. Le raccordement de l'organe 24 sur l'extrémité arrière du missile est cependant conçu pour que l'organe 24 se détache automatiquement du missile lorsque le dispositif de protection 22 est totalement déployé comme l'illustre la figure 3c. Dans ces conditions, les propulseurs 14 se trouvent en dehors du conteneur 12.

En plus de sa fonction de calage et de guidage de l'arrière du missile dans le conteneur, l'organe 24 peut servir d'intermédiaire pour un dispositif (non

représenté) permettant de verrouiller le missile à l'intérieur du conteneur.

Avantageusement, un deuxième organe 26 de calage et de guidage de la partie avant du missile est monté à l'intérieur du conteneur 12. Comme l'organe 24, cet organe 26 se déplace avec le missile 10 en coulissant librement à l'intérieur du conteneur lors de la mise à feu du missile. Cependant, lorsque l'organe 26 arrive à proximité de l'extrémité de sortie du conteneur 12, un dispositif (non représenté) tel qu'une butée le détache automatiquement du missile.

Les organes 24 et 26 peuvent avoir des formes quelconques et, le cas échéant, être réalisés en plusieurs parties. Ils peuvent aussi, dans certains cas, être supprimés. L'extrémité avant du dispositif de protection 22 selon l'invention est alors raccordée directement sur la partie arrière de l'enveloppe extérieure du missile, autour de l'orifice annulaire 20, de façon à s'en détacher automatiquement lorsque le dispositif de protection est totalement déployé, de la manière décrite précédemment.

Comme l'illustrent les figures 3a à 3c, le dispositif de protection tubulaire déformable 22 selon l'invention permet d'éviter que la partie de la fibre optique 16 qui se débobine lors de la mise à feu des propulseurs 14 du missile soit endommagée lorsque ces propulseurs se trouvent encore à l'intérieur du conteneur 12.

En effet, comme l'illustre bien la figure 3b, le dispositif de protection 22 constitue alors un écran tubulaire qui canalise les jets de gaz chauds sortant des propulseurs dans l'espace annulaire délimité entre le conteneur 12 et ce dispositif 22. Comme ce dispositif est déformable, il se déploie automatiquement au fur et à mesure que la distance entre l'arrière du missile 10 et le fond du conteneur 12 s'accroît, de telle sorte que son rôle d'écran est assuré tant que les propulseurs se trouvent à l'intérieur du conteneur. Dès que les propulseurs sortent du conteneur (figure 3c), les jets de gaz chaud sortant des propulseurs ne sont plus rabattus par les parois du conteneur vers la fibre optique 16, de telle sorte que la protection de cette dernière n'est plus nécessaire. Le dispositif de protection 22 se détache alors automatiquement du missile, qui poursuit librement sa course.

La description qui précède fait apparaître clairement que, grâce au dispositif de protection 22 selon l'invention, il est possible d'utiliser pour transmettre les informations entre le site de lancement et le missile filoguidé 10 un organe souple de nature quelconque, et notamment une fibre optique, sans que cet organe ne soit soumis à une agression thermique ni à des efforts aérodynamiques lorsque les propulseurs se trouvent encore à l'intérieur du conteneur. Par conséquent, les premiers mètres de l'organe de transmission d'informations ne requièrent aucun traitement particulier. En outre, cette solution est peu onéreuse, ne modifie en rien la séquence de mise à feu du missile et ne perturbe pas la précision du lancement.

Différents modes de réalisation du dispositif de protection tubulaire déformable 22 selon l'invention vont maintenant être décrits plus en détail en se

référant aux figures 4a à 4c.

Dans le mode de réalisation de la figure 4a, le dispositif de protection selon l'invention est constitué par un manchon 22a en un matériau souple et étanche tel qu'un élastomère. L'extrémité arrière du manchon 22a est fixée de façon étanche sur la surface périphérique extérieure de l'ensemble d'accrochage 18. L'extrémité avant du manchon 22a est fixée de façon étanche sur la partie centrale de l'organe 24 de calage et de guidage. Ce dernier organe est emmanché sur la partie arrière de l'enveloppe extérieure 10a du missile, de façon à être rendu solidaire de cette dernière par les forces de frottement.

De préférence, un joint d'étanchéité 28 est placé à l'intérieur de l'organe 24 et coopère de façon étanche avec l'enveloppe extérieure cylindrique 10a du missile. De même, un deuxième joint d'étanchéité 30 est placé sur une partie centrale en saillie 32 formée sur l'ensemble d'accrochage 18 et sur laquelle est emboîtée une virole 34 du missile 10 délimitant intérieurement l'orifice annulaire 20 formé à l'arrière de ce dernier. Cet agencement permet d'isoler de façon étanche la partie du missile dans laquelle est bobinée la fibre optique 16 par rapport à l'atmosphère extérieure. La fibre optique, qui est soumise durant le stockage du missile à des contraintes dues notamment à son enroulement et aux dilatations différentielles, est ainsi protégée de l'influence de l'humidité qui serait extrêmement néfaste dans ces conditions.

Lors du stockage du missile 10 à l'intérieur de son conteneur 12, le manchon 22a est lové en plis successifs dans une zone située autour de l'ensemble d'accrochage 18 et délimitée entre le fond du conteneur et la partie arrière tronconique de l'enveloppe 10a du missile. Comme indiqué précédemment, la longueur du manchon 22a déployé est choisie de telle sorte qu'elle assure la séparation automatique de l'organe 24 et du missile lorsque les propulseurs latéraux de ce dernier arrivent en dehors du conteneur 12.

Sur la figure 4b, on a représenté une variante du mode de réalisation de la figure 4a, utilisable notamment lorsqu'il est nécessaire de donner au manchon souple 22a une certaine rigidité. Dans ce cas, des pièces de guidage du manchon telles que des tiges 36 sont fixées sur le fond du conteneur, autour de l'ensemble d'accrochage 18, et à l'intérieur du manchon 22a. Ces tiges 36, dont le nombre est au moins égal à quatre, sont régulièrement réparties autour de l'axe du conteneur 12 et s'étendent approximativement parallèlement aux génératrices de l'enveloppe extérieure du missile, lorsque ce dernier est en position de stockage. Elles délimitent ainsi l'enveloppe intérieure du manchon 22a.

Comme l'illustre la figure 4b, les extrémités avant des tiges 36 traversent l'organe de calage et de guidage 24, qui coulisse librement sur ces tiges et à l'intérieur du conteneur 12 lors de la mise à feu.

Sur la figure 4c, on a représenté un deuxième mode de réalisation de l'invention dans lequel le dispositif de protection tubulaire déformable est constitué par un ensemble de viroles rigides téles-

copiques 22b, de forme cylindrique. La virole 22b de plus grand diamètre est fixée à l'organe 24 de calage et de guidage du missile alors que la virole 22b de plus petit diamètre est montée sur l'ensemble d'accrochage 18 du conteneur 12. Entre ces deux viroles, le diamètre des autres viroles 22b va en décroissant progressivement du missile vers le fond du conteneur. Par conséquent, lorsque le dispositif de protection constitué par l'ensemble des viroles 22b est déployé, il se présente sous la forme d'un tube légèrement tronconique dont le diamètre va en diminuant vers le fond du conteneur. Cette structure confère au dispositif 22b une bonne résistance à la pression des gaz sortant des propulseurs du missile et favorise la détente de ces gaz.

Dans le mode de réalisation de la figure 4c, les extrémités arrière des viroles 22b comportent des appendices 23 de guidage et de positionnement faisant saillie radialement vers l'intérieur jusqu'à la virole adjacente de plus petit diamètre et les extrémités avant des viroles 22b sont munies d'appendices 25 de guidage et de positionnement faisant saillie radialement vers l'extérieur jusqu'à la virole adjacente de plus grand diamètre. En coopérant entre eux, ces appendices 23, 25 commandent automatiquement le déploiement successif des viroles lors de la mise à feu, ainsi que leur positionnement et leur maintien. La longueur totale du dispositif de protection constituée par l'ensemble des viroles télescopiques 22b totalement déployées est calculée de telle sorte que ces viroles ainsi que l'organe 24 se détachent automatiquement du missile lorsque les propulseurs de ce dernier arrivent en dehors du conteneur 12.

La figure 4d illustre une variante du mode de réalisation de la figure 4c.

Dans ce cas, le dispositif de protection est constitué par une série de viroles télescopiques 22b agencées de la même manière que dans le mode de réalisation de la figure 4c, mais dépourvues d'appendices. Les viroles 22b peuvent être soit cylindriques, soit légèrement tronconiques. Afin d'assurer à la fois leur déploiement et leur positionnement relatifs, les extrémités avant des viroles voisines 22b sont reliées entre elles par un manchon 27, en un matériau souple et étanche tel qu'un élastomère. Dans la position de stockage, le manchon 27 est replié entre les viroles rigides adjacentes 22b. Ainsi, lors de la mise à feu, il assure automatiquement le déploiement des viroles comme l'illustre la figure 4d. Par rapport au mode de réalisation de la figure 4c, cette variante permet, comme le mode de réalisation de la figure 4a, de confiner de façon étanche le volume dans lequel est bobinée la fibre optique 16 à l'intérieur du missile. A cet effet, des joints d'étanchéité comparables aux joints 28 et 30 sur la figure 4a, peuvent être prévus. De plus, elle permet de bénéficier des avantages précédemment mentionnés du mode de réalisation de la figure 4c.

Bien entendu, l'invention n'est pas limitée aux modes de réalisation qui viennent d'être décrits à titre d'exemple, mais en couvre toutes les variantes. En particulier, dans certaines utilisations particulières, et quel que soit son mode de réalisation, le dispositif de protection peut être raccordé directe-

ment sur le missile, l'organe de calage et de guidage étant supprimé. Par ailleurs, dans le cas où des pièces de guidage doivent être placées à l'intérieur des manchons 22a comme décrit précédemment en référence à la figure 4b, ces pièces de guidage peuvent prendre une forme différente des tiges 36, notamment la forme d'une virole tronconique portant une série de tiges orientées parallèlement à l'axe du conteneur.

Revendications

1. Installation de conditionnement et de lancement d'un missile filoguidé (10) équipé de propulseurs à éjection latérale (14), comprenant un conteneur-lanceur (12) de conditionnement du missile pourvu d'un fond supportant un ensemble d'accrochage (18) d'un organe souple (16) de transmission d'informations bobiné dans le missile et sortant de ce dernier par un orifice arrière (20), caractérisée par le fait qu'un dispositif de protection tubulaire déformable (22) est placé dans le conteneur, autour de l'organe de transmission d'informations, ce dispositif de protection comprenant une première extrémité raccordée au conteneur (12) autour de l'ensemble d'accrochage (18) et une deuxième extrémité raccordée sur le missile (10), autour dudit orifice arrière (20), de façon à se détacher automatiquement du missile lors d'un lancement, lorsque les propulseurs (14) arrivent en dehors du conteneur.

2. Installation selon la revendication 1, caractérisée par le fait que l'organe de transmission d'informations comprend une fibre optique (16).

3. Installation selon l'une quelconque des revendications 1 et 2, caractérisée par le fait que le dispositif de protection (22) est étanche, sa première et sa deuxième extrémités étant raccordées de façon étanche respectivement sur le conteneur (12) et sur le missile (10).

4. Installation selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisée par le fait que la deuxième extrémité du dispositif de protection (22) est fixée sur un organe (24) de calage et de guidage du missile dans le conteneur, cet organe étant apte à glisser dans le conteneur lors du lancement et étant raccordé sur le missile (10) autour dudit orifice arrière (20), de façon à s'en détacher automatiquement lors que les propulseurs arrivent en dehors du conteneur.

5. Installation selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisée par le fait que le dispositif de protection comprend un manchon (22a) en un matériau souple.

6. Installation selon la revendication 5, caractérisée par le fait que des pièces de guidage (36) du manchon (22a) en cours de déploiement sont fixées sur le conteneur (12), autour de l'ensemble d'accrochage (18) et à l'intérieur du manchon (22).

7. Installation selon l'une quelconque des

revendications 1 à 4, caractérisée par le fait que le dispositif de protection comprend des viroles rigides télescopiques (22b).

8. Installation selon la revendication 7, caractérisée par le fait que les viroles (22b) sont munies d'appendices (23, 25) de guidage et de

positionnement.

9. Installation selon la revendication 7, caractérisée par le fait que les viroles (22b) sont reliées entre elles par un manchon (27) en un matériau souple.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

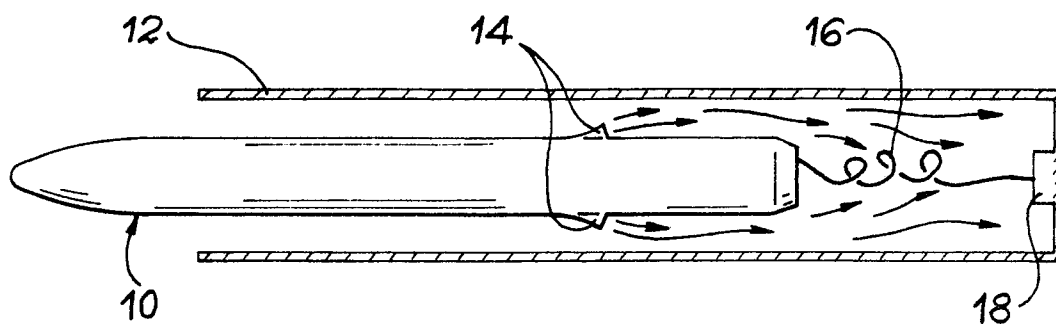


FIG. 1

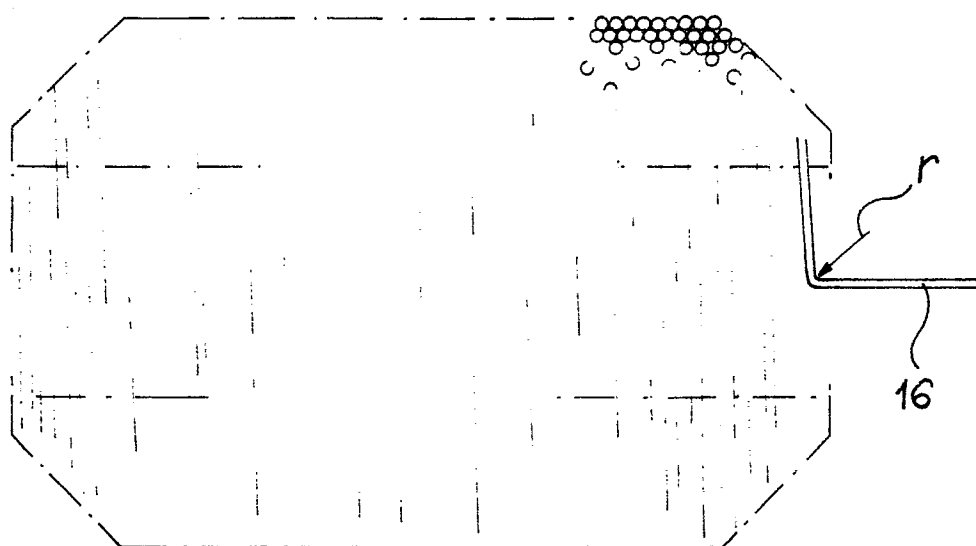


FIG. 2

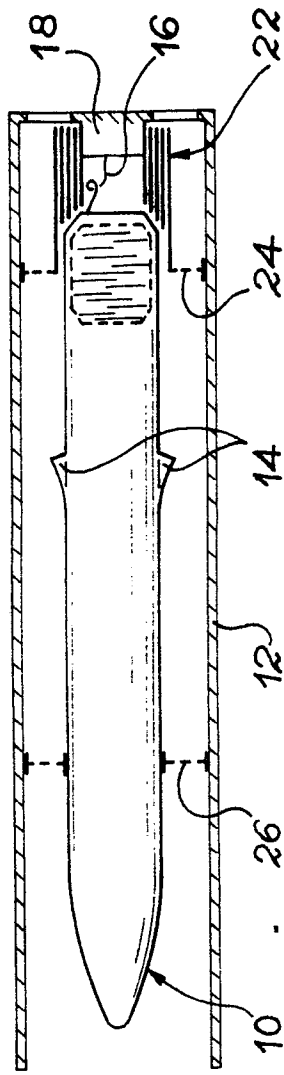


FIG. 3 a

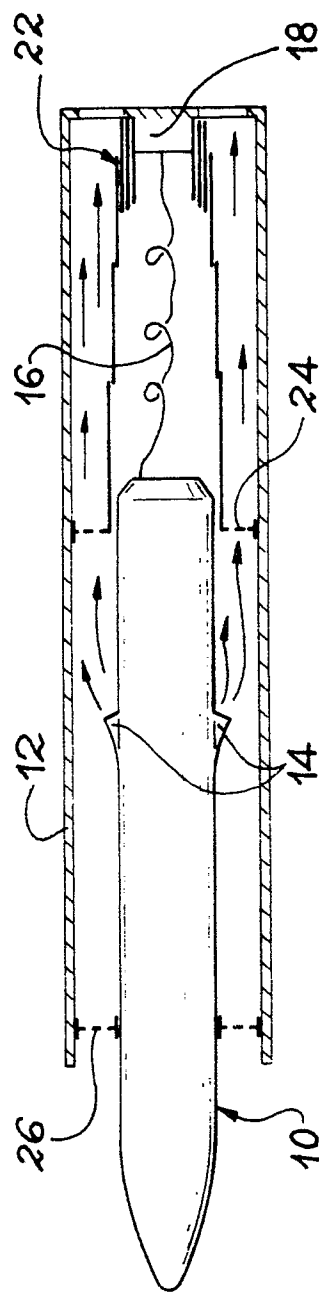


FIG. 3 b

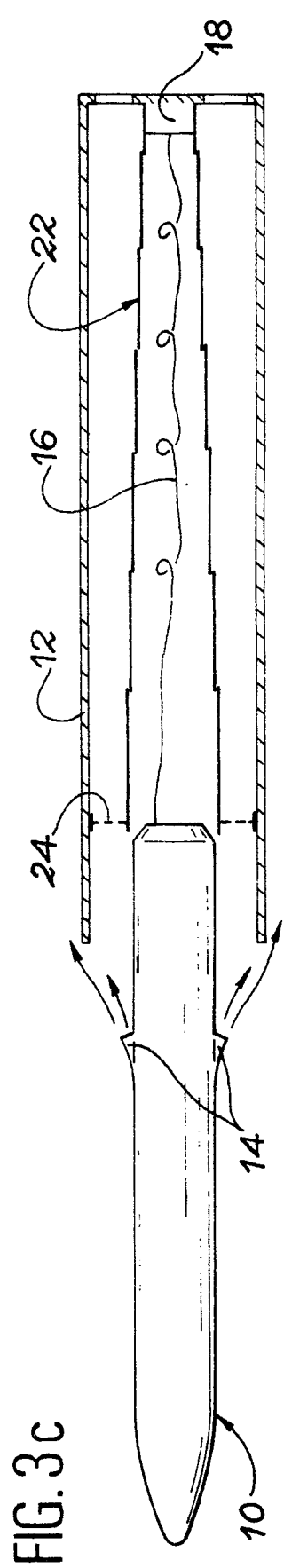


FIG. 3 c

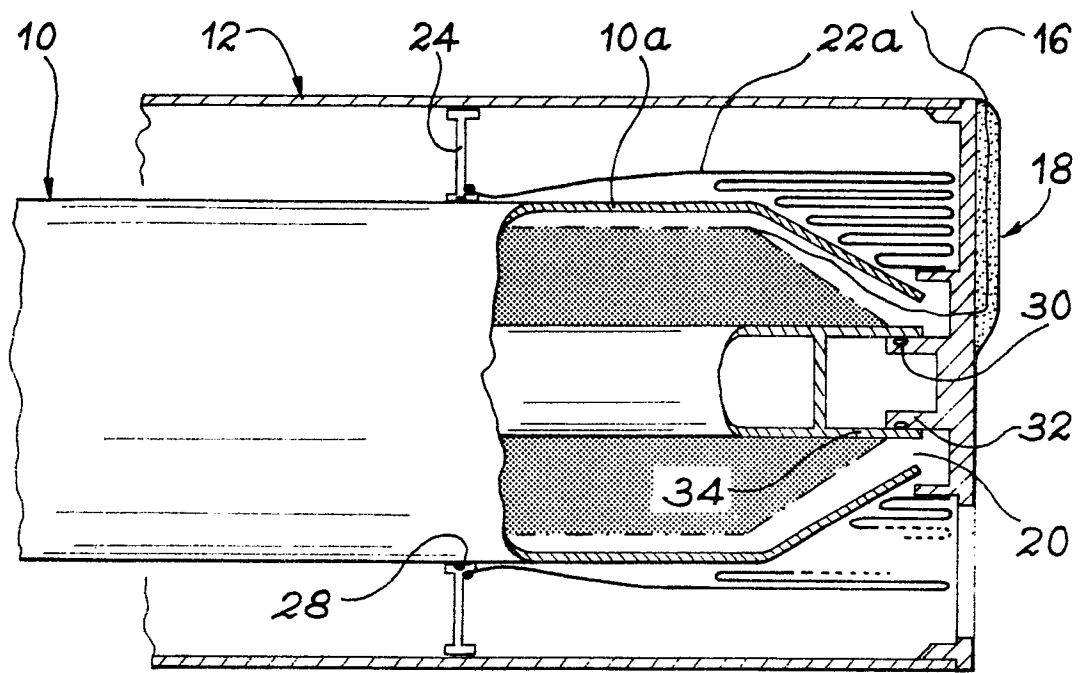


FIG. 4 a

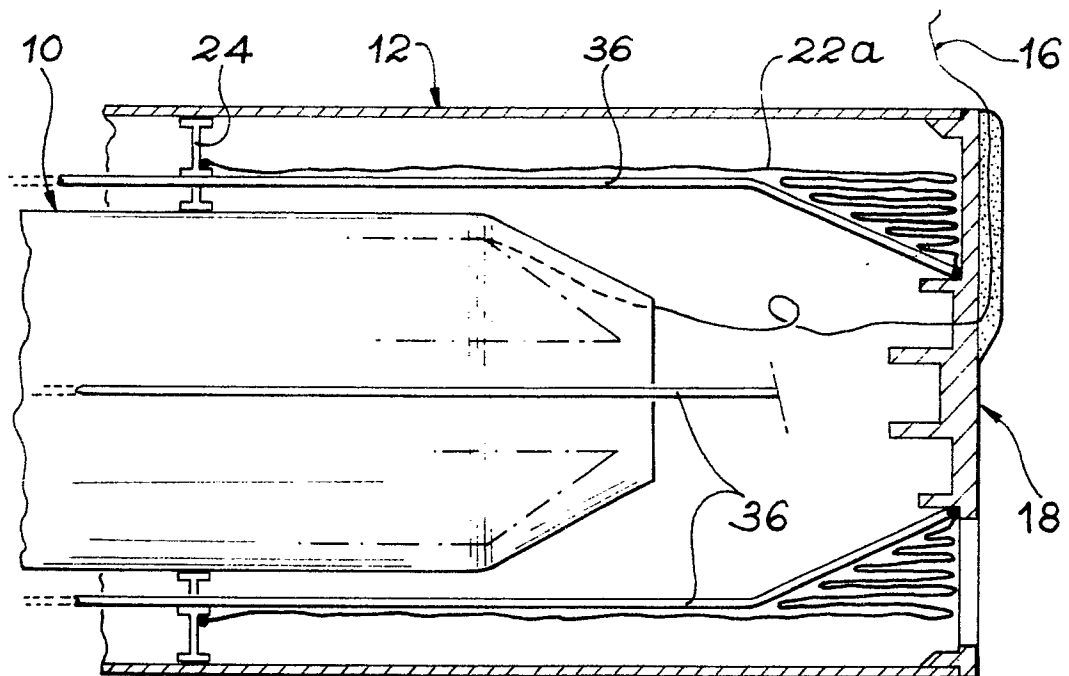
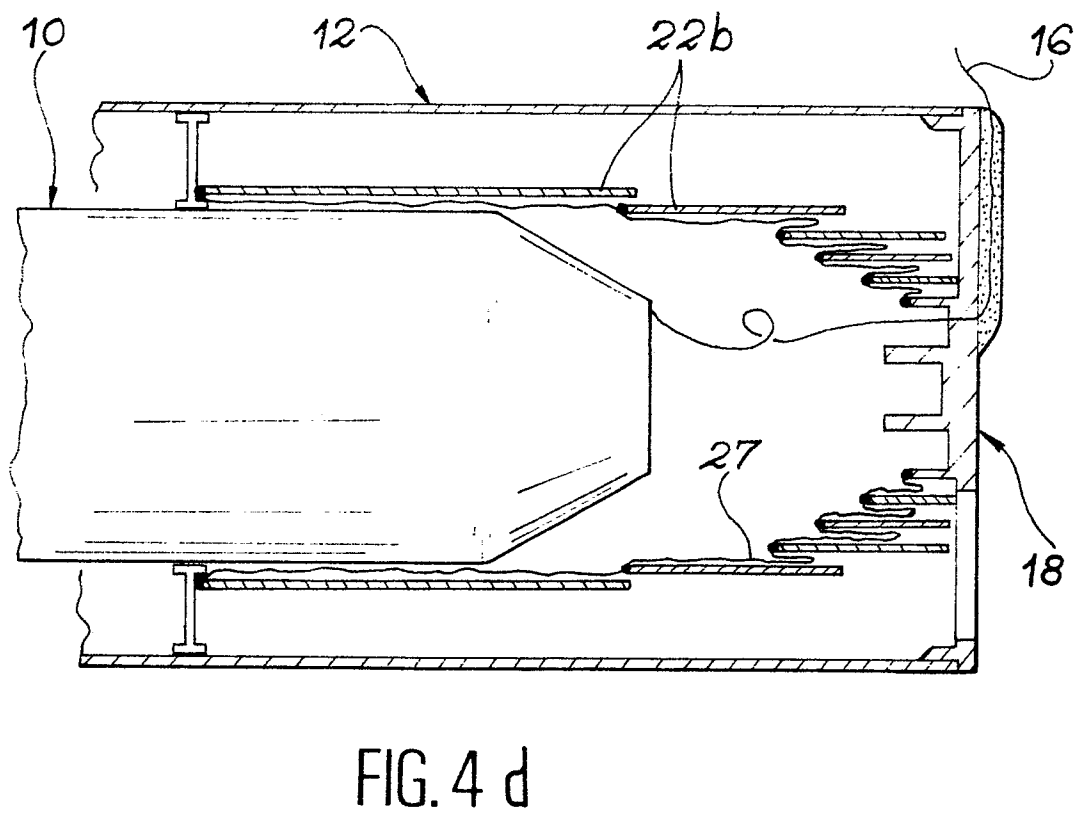
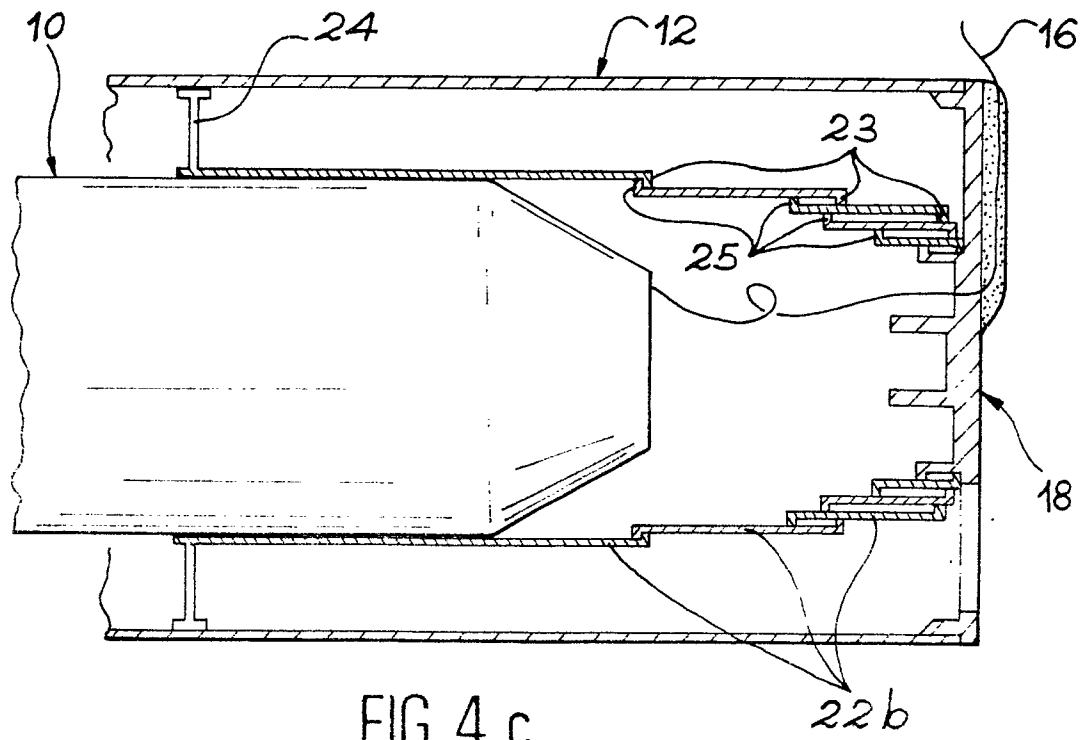


FIG. 4 b





DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int. Cl.4)
A	US-A-3868883 (TUCKER) * revendication 1; figures 1-3 * ----	1	F42B15/04
A	US-A-3613618 (GRUBER) * revendication 1; figure 1 * ----	1	
A	DE-C-3132547 (MESSERSCHMIT-BÖLKOW-BLOHM GMBH) * revendication 1 * -----	1	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. Cl.4)
			F42B F41F
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche LA HAYE		Date d'achèvement de la recherche 21 JUILLET 1989	Examineur ERNST R. T.
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES X : particulièrement pertinent à lui seul V : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			