



⑫ **FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

④⑤ Date de publication du fascicule du brevet :
06.12.95 Bulletin 95/49

⑤① Int. Cl.⁶ : **F41F 3/065**

②① Numéro de dépôt : **91402293.4**

②② Date de dépôt : **22.08.91**

⑤④ **Dispositif d'évacuation des gaz pour module de lancement vertical de missiles.**

③⑩ Priorité : **23.08.90 FR 9010578**

④③ Date de publication de la demande :
04.03.92 Bulletin 92/10

④⑤ Mention de la délivrance du brevet :
06.12.95 Bulletin 95/49

⑧④ Etats contractants désignés :
ES GB IT

⑤⑥ Documents cités :
US-A- 4 173 919
AVIATION WEEK AND SPACE TECHNOLOGY
vol. 114, no. 9, 2 Mars 1981, NEW YORK, US
pages 49 - 50; E.H.KOLCUM: 'Missile Engineering: Vertical Launching System Scheduled for Sea Tests'

⑦③ Titulaire : **ETAT-FRANCAIS représenté par le**
DELEGUE GENERAL POUR L'ARMEMENT
(DPAG)
26, Boulevard Victor
F-00460 Paris Armées (FR)

⑦② Inventeur : **Hartz, Vincent**
Roprie
F-16410 Dirac (FR)
Inventeur : **Pastural, Jacques**
11, Avenue de la République
F-16340 Isle d'Espagnac (FR)

EP 0 473 498 B1

Il est rappelé que : Dans un délai de neuf mois à compter de la date de publication de la mention de la délivrance du brevet européen toute personne peut faire opposition au brevet européen délivré, auprès de l'Office européen des brevets. L'opposition doit être formée par écrit et motivée. Elle n'est réputée formée qu'après paiement de la taxe d'opposition (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

Description

La présente invention concerne un dispositif d'évacuation des gaz pour module de lancement vertical qui comprend des alvéoles régulièrement réparties autour d'une chambre d'évacuation des gaz et dans chacune desquelles est disposé un missile, et plus spécialement pour un module de lancement vertical de missiles à partir d'un bâtiment de surface.

Les modules de lancement vertical équipant un bâtiment de surface sont généralement encastrés sous le pont du bâtiment. Pour permettre leur encastrement sous le pont, les modules comprennent chacun un dispositif d'évacuation des gaz de propulsion produits lors d'un tir normal d'un missile ou d'un allumage intempestif, qui évacue les gaz de propulsion par l'extrémité supérieure ou par le haut du module.

Diverses architectures des modules de lancement vertical ont été proposées.

Dans une des architectures possibles, chaque alvéole est délimitée par un conteneur lanceur de missile, l'évacuation des gaz étant assurée par des moyens prévus dans chaque conteneur.

Une autre architecture, plus répandue, comprend un plénum ou chambre de tranquillisation, dans lequel sont recueillis les gaz de propulsion, et une cheminée unique d'évacuation par le haut des gaz de propulsion.

Pour ce faire, et de manière à réduire le plus possible la surface occupée sur le pont, pour des raisons qui sont évidentes, on a ménagé le plénum à la base des alvéoles contenant les missiles et la cheminée unique sous forme rectangulaire entre deux rangées d'alvéoles. la cheminée rectangulaire est métallique et présente une section de passage pour les gaz évacués relativement étroite.

Il est nécessaire, compte-tenu de la pression des gaz, de prévoir des parois relativement épaisses et donc d'un poids de matière très important, ce qui constitue un grave inconvénient.

Un autre inconvénient est que le métal peut être corrodé à long terme par les gaz.

De plus la forme rectangulaire s'adapte mal, pour ne pas dire de façon quasiment impossible, à une réalisation de la cheminée à partir d'un matériau composite, par enroulement filamentaire notamment, ce qui aurait pu constituer une solution à la réduction de masse, en raison de la légèreté des matériaux composites.

Enfin, une autre architecture préconise un agencement particulier pour lutter contre les poches stagnantes d'air dans le plénum et dans tout tube contenant un missile en attente, voisin du missile tiré. En effet, ces poches sont susceptibles de créer des explosions indésirables, dues à la réaction de combustion des émissions gazeuses des missiles et de l'oxygène stagnant. Pour ce faire, on dispose de moyens de fermeture des tubes contenant les missiles (à l'in-

terface tube-plénum) et d'une seule paire de tubes externes et incurvés, prolongeant le plénum à ses deux extrémités (figures 1-4 du brevet US-A-4173919). La configuration des deux conduits d'évacuation a donc un caractère externe, afin d'éliminer ces poches stagnantes d'air. Ce document sert de base au préambule de la revendication 1

La présente invention a pour but de remédier aux inconvénients précités et elle a pour objet un dispositif d'évacuation des gaz de propulsion, de même encombrement que la cheminée centrale rectangulaire, mais d'un poids considérablement réduit tout en présentant une excellente résistance aux gaz de propulsion tant du point de vue de la pression que de la corrosion.

La présente invention a pour objet un dispositif d'évacuation des gaz pour module de lancement vertical à alvéoles multiples pour missiles, le dispositif, relié à un plénum ou chambre de tranquillisation des gaz, étant constitué par plusieurs conduits d'évacuation distincts les uns des autres et communiquant chacun avec le plénum, au moins une partie des conduits étant de révolution autour d'un axe vertical, caractérisé en ce que les alvéoles multiples pour missiles sont régulièrement réparties autour du dispositif d'évacuation, interne et constitué par au moins trois conduits.

Un avantage de la présente invention réside dans le fait qu'on peut alléger considérablement le dispositif d'évacuation des gaz, tout en ayant une section totale de passage pour les gaz de propulsion au moins égale à celle que présente une cheminée unique.

De plus, la fabrication et la mise en place de conduits distincts sont plus faciles à réaliser : enfin, il devient maintenant possible d'utiliser des matériaux autres que le métal, tels que des matériaux composites très résistants et qui ne sont pas corrodés par les gaz de propulsion.

D'autres avantages et caractéristiques ressortiront mieux à la lecture de plusieurs modes de réalisation donnés à titre indicatif, ainsi que des dessins annexés sur lesquels :

- la figure 1 est une vue en perspective d'un module de lancement vertical équipé d'un dispositif d'évacuation des gaz de propulsion selon un mode de réalisation de l'invention ;
- les figures 2a et 2b sont des représentations schématiques des sections de passage des gaz dans une cheminée rectangulaire et dans des conduits distincts, respectivement ;
- la figure 3 est une courbe représentant la pression instantanée dans le dispositif d'évacuation en fonction du débit dans les conduits ;
- la figure 4 est une représentation en plan schématique d'un autre mode de réalisation d'un dispositif selon l'invention.

Le module de lancement vertical, représenté sur la figure 1, comprend une structure 1 dans laquelle

sont ménagées des alvéoles 2 de réception de missiles, non représentés, les alvéoles 2 débouchant dans une plaque supérieure 3 par des ouvertures supérieures 4 et dans une plaque inférieure 5 par des passages 6.

Les passages 6 communiquent avec un plénum ou chambre de tranquillisation 7 qui occupe la majeure partie de la base 8 de la structure 1.

Le dispositif d'évacuation des gaz de propulsion des missiles est constitué dans l'exemple représenté sur la figure 1 par quatre conduits distincts 9, de préférence de forme cylindrique, et qui sont disposés entre les plaques supérieure et inférieure 3 et 5, d'une part, et entre les passages 6, d'autre part, de manière à occuper le volume du module délimité par les alvéoles.

Chaque conduit 9 communique avec le plénum 7 et débouche à l'atmosphère par son extrémité supérieure 10, soit directement au niveau de la plaque supérieure 7 soit par l'intermédiaire d'une chambre collectrice. Les moyens de fermeture et d'isolation du dispositif d'évacuation des gaz de propulsion ne sont pas représentés et peuvent être de tout type approprié.

Sur la figure 2a est représentée de façon schématique, la section S' d'une cheminée unique 11 d'évacuation des gaz de l'art antérieur. La cheminée 11 en raison de l'épaisseur e des parois 12 n'offre qu'une section de passage S qui est sensiblement inférieure ou égale à la moitié de la section S' qui est la section disponible entre les alvéoles du module de lancement vertical.

Comme cela est représenté schématiquement sur la figure 2b, en utilisant ladite section disponible, on peut disposer au moins quatre cylindres de diamètre égal à la largeur de la cheminée 11, ce qui offre déjà une section totale de passage pour les gaz de propulsion supérieure à S.

Dans le cas d'un module de lancement vertical à huit alvéoles (figure 1), les conduits ou cylindres d'évacuation 9 peuvent être alignés avec les ouvertures 4 des alvéoles, ce qui limite le nombre des conduits d'évacuation à quatre, imposé par la section disponible.

Dans le cas de la figure 4, les conduits d'évacuation 13 sont au nombre de trois mais disposés en quinconces par rapport aux alvéoles du module, mais chacun avec une plus grande section de passage.

Chaque conduit d'évacuation 9 ou 13 peut être réalisé indépendamment dans un matériau composite à la fois léger et résistant suivant une technique déjà éprouvée dans l'industrie spatiale. On peut, par exemple, les réaliser à partir d'un enroulement filamentaire composite. Mais on peut également les réaliser en métal car la forme de révolution des conduits permet de diminuer les épaisseurs requises comparées à celles d'une forme rectangulaire, la masse globale des quatre conduits d'évacuation en métal étant

deux à trois fois moindre qu'avec une géométrie rectangulaire.

Les simulations réalisées avec le dispositif selon l'invention ont permis de vérifier que le débit des gaz de propulsion contenus dans le plénum 7 se répartissait équitablement entre les conduits d'évacuation et d'avoir en entrée de chaque conduit une pression des gaz sensiblement la même.

Ceci est explicité de la manière suivante en référence à la figure 3.

Le régime général d'écoulement des gaz nécessite, pour passer d'un écoulement subsonique à un écoulement transonique puis supersonique, une très forte montée en pression instantanée à l'entrée d'un conduit d'évacuation. Cette relation est matérialisée par la courbe 14, la zone hachurée 15 représentant la pression régnant dans le plénum pour un écoulement transonique dans les conduits d'évacuation.

Dans la zone D₁ (écoulement subsonique), le débit par unité de surface est relativement faible, et à une augmentation de débit correspond une augmentation relativement faible de la pression au-dessus de la pression atmosphérique Pa. Les gaz de propulsion peuvent alors s'évacuer par un ou plusieurs des conduits d'évacuation.

Lorsque le débit tend à augmenter dans un conduit mais se situant dans la zone D₂ (écoulement transonique), l'augmentation de débit est autorisée par une augmentation de la pression disponible en entrée dudit conduit, pression qui est inférieure ou égale à la pression des gaz dans le plénum.

Par contre, lorsque le débit surfacique dans un des conduits tend à entrer dans la zone D₃ (écoulement supersonique) alors la pression nécessaire en entrée dans le conduit n'est pas suffisante et il se trouve, en conséquence, dévié vers le conduit adjacent ce qui équilibre les débits.

C'est pourquoi selon l'invention, en fonction des dimensions du plénum et de la section disponible entre les alvéoles, on choisit des sections de passage pour les conduits d'évacuation qui soient telles qu'on ait un écoulement subsonique ou à la limite transonique sur l'ensemble des conduits.

Revendications

1. Dispositif d'évacuation des gaz pour module de lancement vertical à alvéoles multiples (2) pour missiles, le dispositif, relié à un plénum (7) ou chambre de tranquillisation des gaz, étant constitué par plusieurs conduits (9) d'évacuation distincts les uns des autres et communiquant chacun avec le plénum (7), au moins une partie des conduits (9) étant de révolution autour d'un axe vertical, caractérisé en ce que les alvéoles multiples (2) pour missiles sont régulièrement réparties autour du dispositif d'évacuation, interne et

constitué par au moins trois conduits (9).

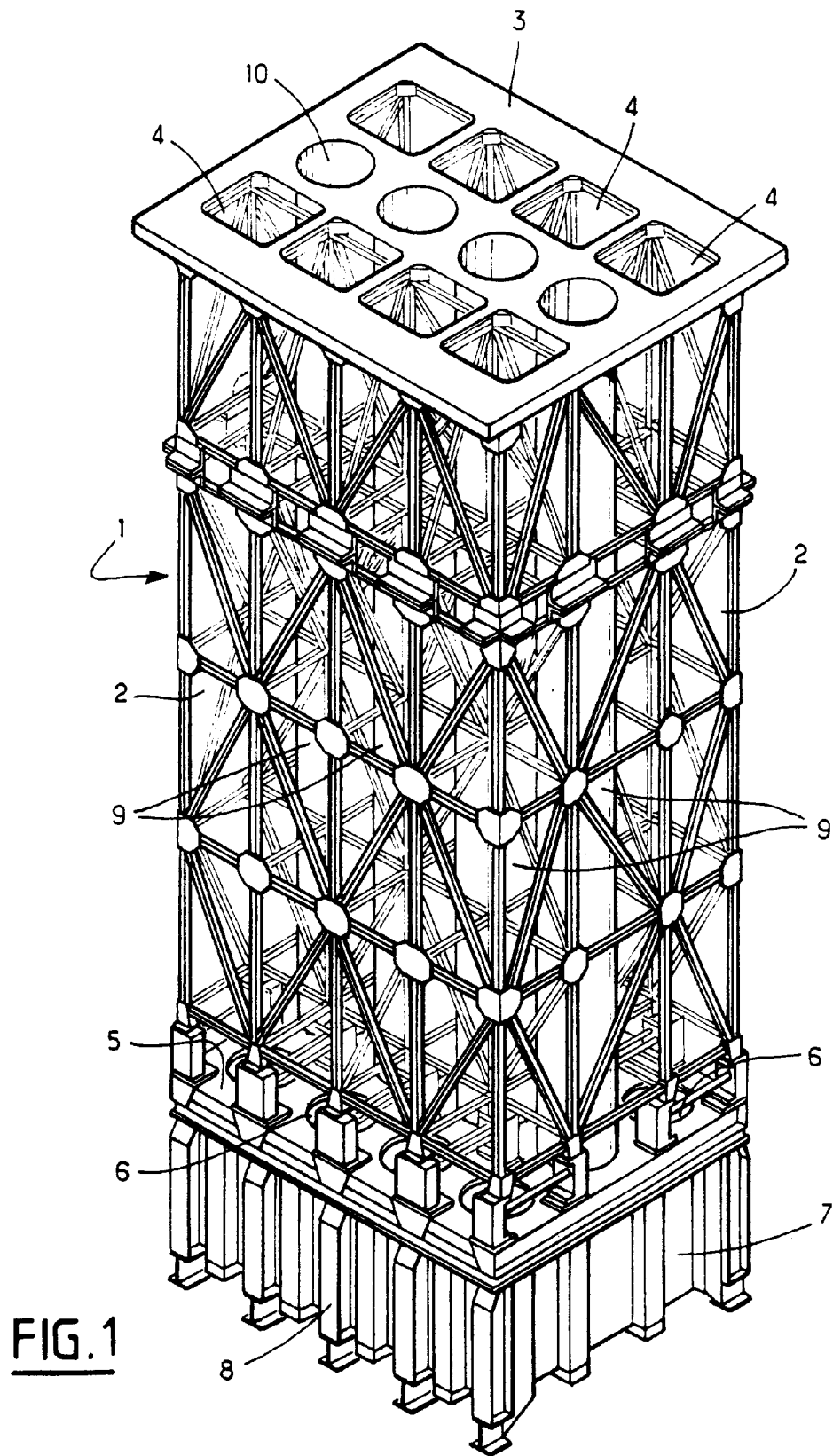
2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que chacun des conduits (9) est de forme cylindrique.
3. Dispositif selon la revendication 2, caractérisé en ce que les sections des conduits (9) cylindriques sont égales.
4. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que les conduits (9) sont métalliques.
5. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que les conduits (9) sont réalisés à partir d'enroulements d'un matériau composite.
6. Dispositif selon la revendication 5, caractérisé en ce que les enroulements sont filamenteux.

Patentansprüche

1. Gasableitungsvorrichtung für ein senkrechtes Abschussmodul mit zahlreichen Zellen (2) für Flugkörper, wobei die mit einem Plenum (7) oder einer Gasberuhigungskammer verbundene Vorrichtung aus mehreren, voneinander unterschiedlichen und an das Plenum (7) angeschlossenen Ableitungsrohren (9) besteht und sich zumindest ein Teil der Rohre (9) um eine senkrechte Achse dreht, dadurch gekennzeichnet, dass die zahlreichen Zellen (2) für Flugkörper regelmässig um die interne Ableitungsvorrichtung herum verteilt sind, die aus mindestens drei Rohren (9) besteht.
2. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass jedes der Rohre (9) zylindrisch ist.
3. Vorrichtung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, dass die Querschnitte der zylindrischen Rohre (9) gleich sind.
4. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, dass die Rohre (9) aus Metall bestehen.
5. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, dass die Rohre (9) ab Wicklungen aus Verbundwerkstoff hergestellt sind.
6. Vorrichtung nach Anspruch 5, dadurch gekennzeichnet, dass es sich um Filamentwicklungen handelt.

Claims

1. Gas exhaust manifold for vertical launching module with multiple missile launching tubes (2). The manifold, connected to a plenum (7) or gas tranquillization chamber, is made from several exhaust ducts (9) separated from each other and each communicating with the plenum (7), at least one part of the ducts (9) being cylindrical around a vertical axis, characterized by the fact that the multiple missile launching tubes (2) are regularly distributed around the internal exhaust manifold, formed by at least three ducts (9).
2. Device according to claim 1, characterized by the fact that each duct (9) is cylindrical.
3. Device according to claim 2, characterized by the fact that the cross-sections of the cylindrical ducts (9) are equal.
4. Device according to one of the claims 1 to 3 characterized by the fact that the ducts (9) are metallic.
5. Device according to one of the claims 1 to 3, characterized by the fact that the ducts (9) are made from windings of a composite material.
6. Device according to claim 5, characterized by the fact that filament windings are used



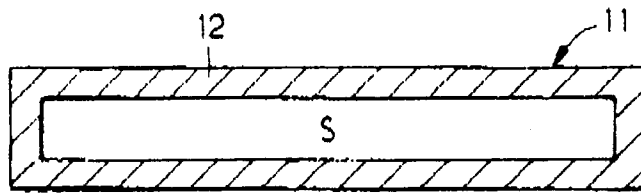


FIG. 2a

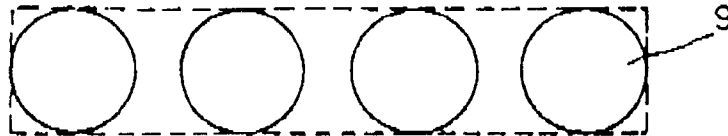


FIG. 2b

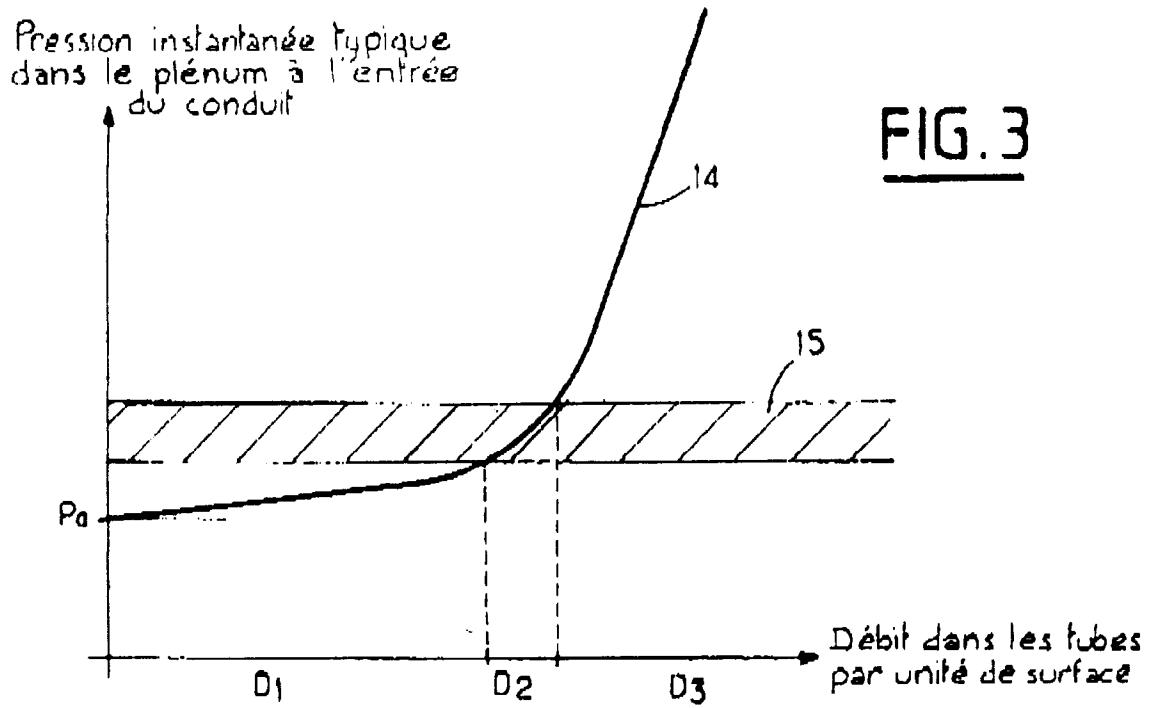


FIG. 3

FIG. 4

