



(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 1995/10/27
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 1996/05/09
(45) Date de délivrance/Issue Date: 2006/03/21
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 1996/06/25
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 1995/001423
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 1996/013694
(30) Priorités/Priorities: 1994/10/27 (94040077) RU;
1995/07/03 (95110350) RU

(51) Cl.Int./Int.Cl. *F42B 10/66* (2006.01),
F41F 3/04 (2006.01)

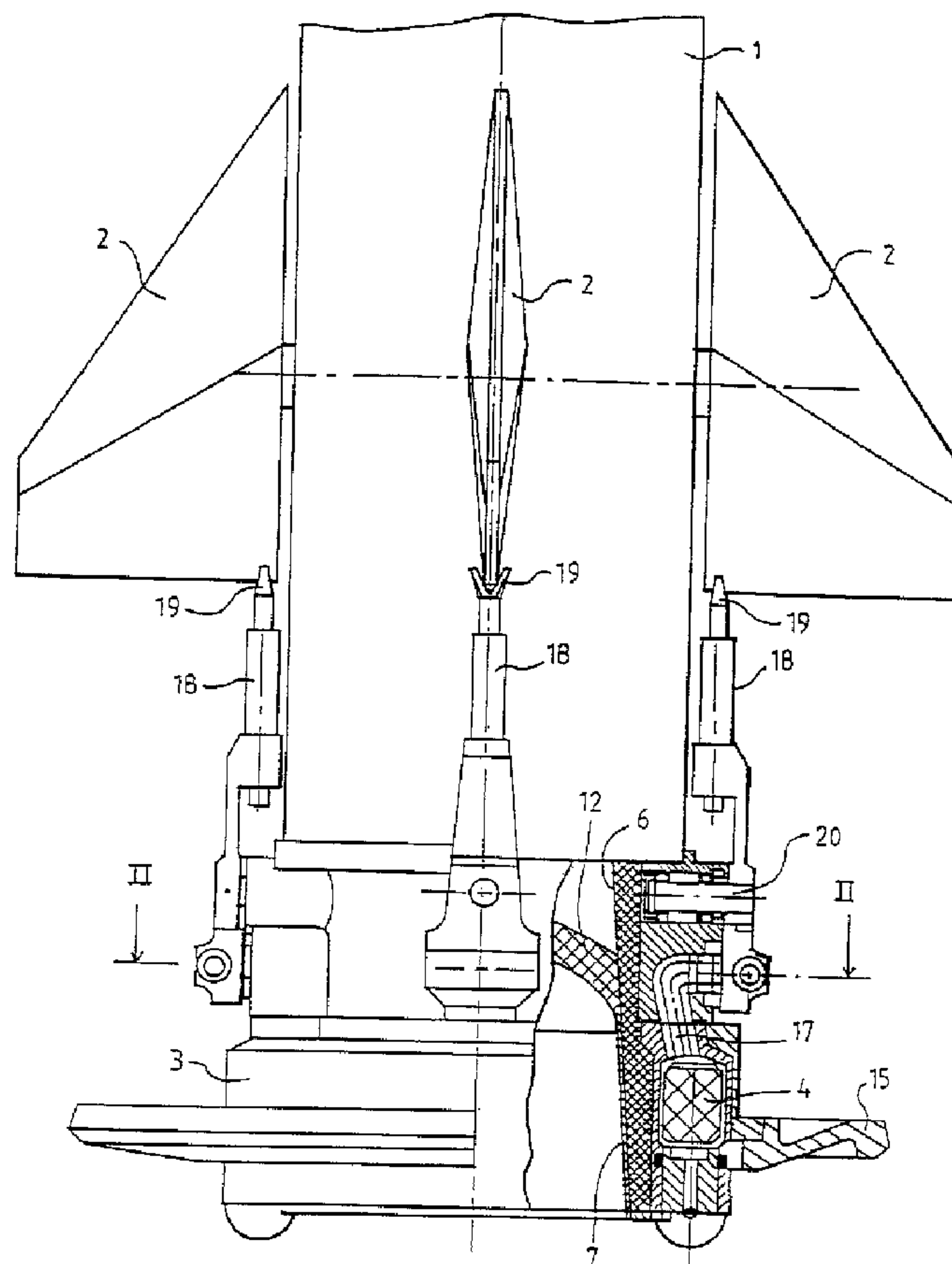
(72) Inventeurs/Inventors:
ARKHANGELSKY, IVAN IVANOVITCH, RU;
BOLOTOV, EUGENE GUEORGUEVITCH, RU;
PHILIPPOV, VLADIMIR SERGUEEVITCH, RU;
MIZROKHI, VLADIMIR YAKOVLEVITCH, RU;
SVETLOV, VLADIMIR GRIGORIEVITCH, RU;
STANEVSKY, GREGORY ANDREEVITCH, RU;
KHITENKOV, SERGE GRIGORIEVITCH, RU;

...

(73) Propriétaire/Owner:
THALES, FR

(74) Agent: ROBIC

(54) Titre : SYSTEME DE LANCEMENT ET D'ORIENTATION D'ENGINS VOLANTS
(54) Title: MISSILE LAUNCHING AND STEERING SYSTEM



(57) Abrégé/Abstract:

L'invention concerne un système de lancement, et notamment un système de lancement et d'orientation de missile. Elle permet de moderniser les missiles à départ incliné en les transformant en missiles commandés pour la défense circulaire, et évite l'éjection de la masse passive sur l'aire de lancement. Pour cela, le système de lancement comprend des moyens de lancement (10) des

(72) **Inventeurs(suite)/Inventors(continued):** GAIDOUKEVITCH, VICTOR LEONIDOVITCH, RU;
CHMIKOV, EUGENE AFANASSIEVITCH, RU

(57) **Abrégé(suite)/Abstract(continued):**

gouvernes aérodynamiques (2) avec entraînement et des moyens d'orientation, comportant au moins un générateur de gaz (4) et des tuyères (5) qui lui sont reliées. Les moyens d'orientation sont situés dans un corps annulaire (3), relié rigidement à la partie arrière du corps du missile. La surface interne du corps annulaire est réalisée sous forme conique et recouverte de matériau thermo-isolant, formant une conduite de gaz (7) dont le profil est la continuation du profil de la tuyère (6) du moteur de croisière du missile.



DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITE DE COOPERATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(51) Classification internationale des brevets ⁶ : F41F 3/04, 3/077, F42B 10/66		A1	(11) Numéro de publication internationale: WO 96/13694
			(43) Date de publication internationale: 9 mai 1996 (09.05.96)
(21) Numéro de la demande internationale: PCT/FR95/01423			
(22) Date de dépôt international: 27 octobre 1995 (27.10.95)			
(30) Données relatives à la priorité:			
94040077	27 octobre 1994 (27.10.94)	RU	
95110350	3 juillet 1995 (03.07.95)	RU	
(71) Déposants (pour tous les Etats désignés sauf US): THOMSON-CSF [FR/FR]; 173, boulevard Haussmann, F-75008 Paris (FR). LE BUREAU DE CONSTRUCTIONS MECANIQUES "FAKEL" [RU/RU]; 33, rue Académicien Grouchine, Khymky, 141400 (RU).			
(72) Inventeurs; et			
(75) Inventeurs/Déposants (US seulement): ARKHANGELSKY, Ivan, Ivanovitch [RU/FR]; Thomson-CSF SCPI, Boîte postale 329, F-92402 Courbevoie Cédex (FR). BOLOTOV, Eugène, Gueorguevitch [RU/FR]; Thomson-CSF SCPI, Boîte postale 329, F-92402 Courbevoie Cédex (FR). PHILIPPOV, Vladimir, Sergueevitch [RU/FR]; Thomson-CSF SCPI, Boîte postale 329, F-92402 Courbevoie Cédex (FR). MIZROKHI, Vladimir, Yakovlevitch [RU/FR]; Thomson-CSF SCPI, Boîte postale 329, F-92402 Courbevoie Cédex (FR). SVETLOV, Vladimir, Grigorievitch [RU/FR]; Thomson-CSF SCPI, Boîte postale 329,			
		(74) Mandataire: THOMSON-CSF SCPI; Boîte postale 329, F-92402 Courbevoie Cédex (FR).	
		(81) Etats désignés: AM, AU, BB, BG, BR, BY, CA, CN, CZ, EE, FI, GE, HU, JP, KE, KG, KP, KR, KZ, LK, LR, LT, LV, MD, MG, MN, MW, MX, NO, NZ, PL, PT, RO, SD, SG, SI, SK, TJ, TT, UA, US, UZ, VN, brevet européen (AT, BE, CH, DE, DK, ES, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE), brevet OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, ML, MR, NE, SN, TD, TG), brevet ARIPO (KE, LS, MW, SD, SZ, UG).	
		Publiée Avec rapport de recherche internationale. Avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si de telles modifications sont reçues.	

(54) Title: MISSILE LAUNCHING AND STEERING SYSTEM

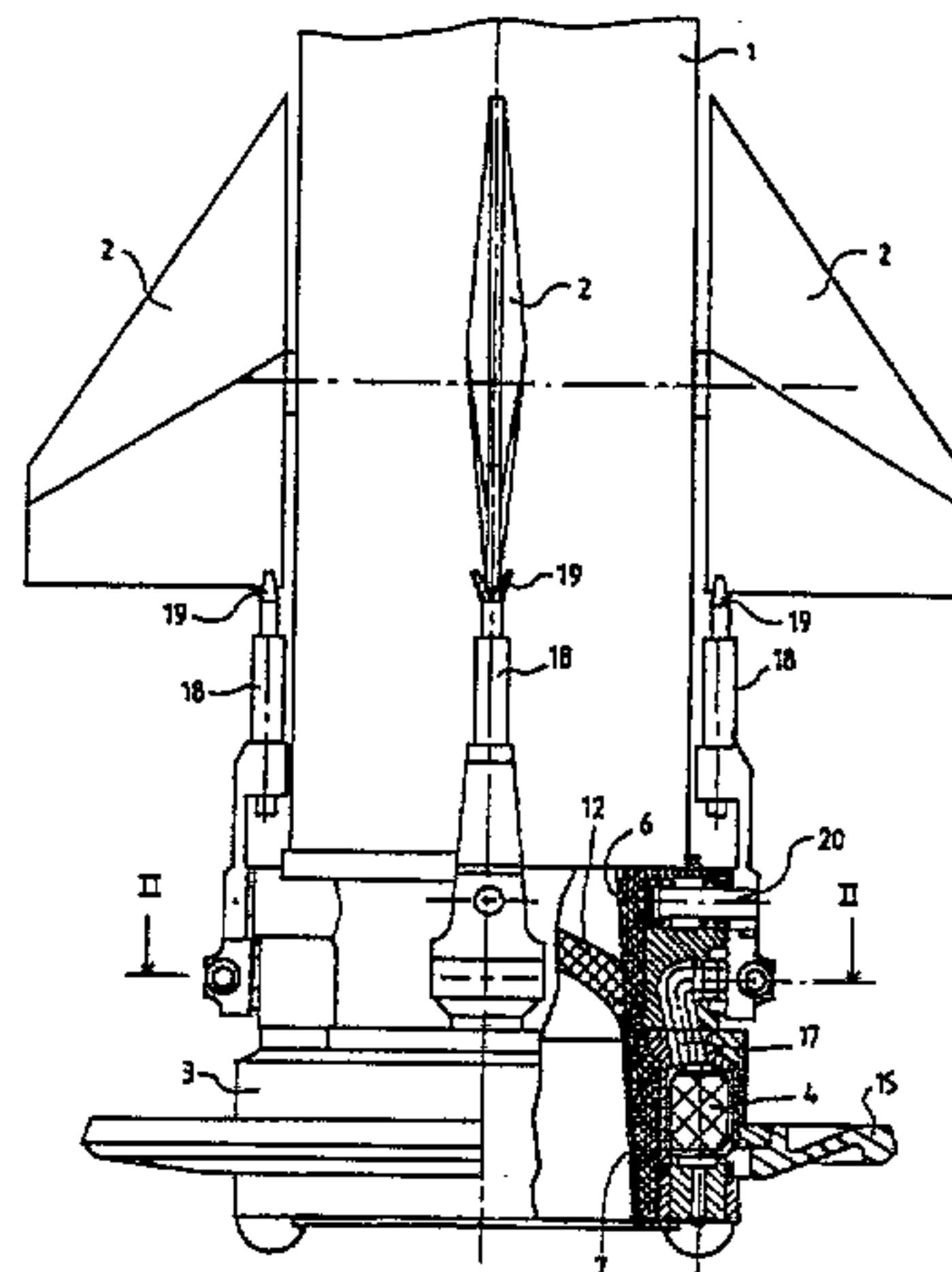
(54) Titre: SYSTEME DE LANCEMENT ET D'ORIENTATION D'ENGINS VOLANTS

(57) Abstract

A launching system, particularly a missile launching and steering system, whereby angle-launched missiles may be modernised by converting them into controlled missiles for circular defence, and ejection of the passive mass on the launch pad is prevented. For this purpose, the launching system includes a driven launching means (10) for the aerodynamic control surfaces (2) and a steering means comprising at least one gas generator (4) and nozzles (5) joined thereto. The steering means consists of an annular body (3) rigidly connected to the rear portion of the missile body. The inner surface of the annular body is tapered and covered with a thermal insulating material to form a gas ducting (7) with a profile in line with that of the sustainer motor nozzle (6) of the missile.

(57) Abrégé

L'invention concerne un système de lancement, et notamment un système de lancement et d'orientation de missile. Elle permet de moderniser les missiles à départ incliné en les transformant en missiles commandés pour la défense circulaire, et évite l'éjection de la masse passive sur l'aire de lancement. Pour cela, le système de lancement comprend des moyens de lancement (10) des gouvernes aérodynamiques (2) avec entraînement et des moyens d'orientation, comportant au moins un générateur de gaz (4) et des tuyères (5) qui lui sont reliées. Les moyens d'orientation sont situés dans un corps annulaire (3), relié rigidement à la partie arrière du corps du missile. La surface interne du corps annulaire est réalisée sous forme conique et recouverte de matériau thermo-isolant, formant une conduite de gaz (7) dont le profil est la continuation du profil de la tuyère (6) du moteur de croisière du missile.



SYSTEME DE LANCEMENT ET D'ORIENTATION D'ENGINS VOLANTS

5 La présente invention concerne des systèmes de lancement d'engins volants, et notamment des systèmes de lancement et d'orientation de missiles. Elle peut trouver son utilisation pour des missiles de petites ou grandes dimensions, du type "sol-air" ou "air-air" ou "sol-sol".

10 Tout système de lancement et d'orientation d'engins volants comprend des moyens électroniques de commande et d'alimentation, ainsi que des moyens nécessaires à la mise en oeuvre du lancement et de l'orientation (moyens mécaniques, pyrotechniques,...) sous la commande desdits moyens électroniques.

15 On connaît un système de lancement et d'orientation de missile d'après le brevet USA n° 3 286 956, qui comprend des moyens de lancement, des gouvernes aérodynamiques avec leurs dispositifs d'entraînement, ainsi que des moyens d'orientation comprenant essentiellement un générateur de gaz et des tuyères qui lui sont reliées.

20 Dans ce système, l'arrivée des gaz chauds s'effectue à partir du générateur de gaz qui est situé dans le corps du missile, à travers les axes de rotation des gouvernes, vers des tuyères situées dans la partie arrière des gouvernes et formant des jets réactifs dirigés parallèlement aux plans des gouvernes. Dans le monde, il existe un parc considérable de missiles, nécessitant une modernisation parce que ces missiles ne permettent pas
25 d'assurer une défense omnidirectionnelle (c'est à dire d'intercepter une cible qui apparaît subitement de n'importe quelle direction par rapport à l'objectif à défendre). Théoriquement, il est possible de moderniser un missile à support de lancement incliné en le dotant du système connu, mentionné ci-dessus.

30 Néanmoins, cela impliquerait de telles modifications dans la conception du missile que cela serait trop onéreux. En outre, le système de lancement et d'orientation considéré n'utilise pas entièrement l'énergie du jet réactif, jet qui est parallèle au plan des gouvernes, ce qui diminue la vitesse angulaire du missile lors de son changement de direction vers la cible.

On connaît un système de lancement et d'orientation de missiles (Brevet international WO 94/10527) qui comprend des moyens de lancement, des gouvernes aérodynamiques avec leurs moyens d'entraînement, et des moyens d'orientation comportant des générateurs de gaz ainsi que des tuyères qui leur sont raccordées. Dans certains modes de réalisation, ce système connu comprend un générateur de gaz qui est relié par l'intermédiaire de conduites de gaz à des couples de tuyères ; chaque couple est formé de deux tuyères identiques, orientées dans des directions opposées dont les orifices d'admission donnent sur l'orifice de sortie de leur conduite de gaz commune, et dont les diamètres sont identiques à celui de l'orifice de sortie de la conduite de gaz.

Ce système connu assure la possibilité d'un virage rapide du missile en direction de la cible, grâce au jet réactif éjecté de chaque couple de tuyères, et perpendiculaire au plan des gouvernes.

Néanmoins, ainsi que dans le cas du système du susdit brevet US, dans ce brevet WO les moyens d'orientation forment un bloc en commun avec les moyens d'entraînement des gouvernes, ce qui est difficile à intégrer dans la conception des missiles de faibles dimensions sans que cela dégrade leurs propriétés aérodynamiques. En outre, cela exclut la possibilité de largage, après le virage du missile dans la direction requise, de la masse inerte que représentent les moyens d'orientation. Ce système pourrait être utilisé également pour la modernisation mentionnée ci-dessus des missiles à lancement incliné.

Le système de commande décrit dans l'article de Roger P. Berry, "Development of an orientation control system of the advanced kinetic energy missile" (ADKEM), AIAA-92-2763, comprend également des moyens de lancement, des gouvernes aérodynamiques avec entraînement, ainsi que des moyens d'orientation destinés à être implantés dans la partie arrière du missile, et dont la réalisation est basée sur des générateurs de gaz reliés à des tuyères.

Le système décrit dans cet article peut être adapté à des missiles à lancement incliné (pour effectuer la modernisation mentionnée ci-dessus) sans modification considérable de ces missiles. Ce système prévoit le largage de la masse inerte des moyens d'orientation après exécution de leur fonction. Néanmoins, la complexité du système, l'encombrement important

des moyens d'orientation qui sont prévus exclusivement pour l'utilisation de combustibles liquides hautement toxiques (hydrazine), rendent très difficile la mise en oeuvre de ce système.

5 Du fait que lesdits moyens d'orientation sont situés sur le trajet des gaz éjectés par les tuyères des moteurs de croisière du missile, il est nécessaire de prévoir le largage des moyens d'orientation tout de suite après le virage en direction de la cible. Par ailleurs, ce largage, doit être effectué immédiatement avant l'allumage des moteurs de croisière, c'est à dire au-dessus de l'aire de lancement, ce qui complique l'exécution des actions militaires et par ailleurs est dangereux pour l'objectif à défendre.

Aucun des systèmes de lancement et d'orientation de missiles mentionnés ci-dessus ne permet d'assurer l'interception d'un cible proche dans les conditions difficiles d'un départ vertical, par exemple à partir de l'aire située dans un massif forestier. Ceci est tout d'abord lié à la réalisation des moyens de lancement de ces systèmes, moyens qui ne permettent pas d'atteindre rapidement une hauteur de l'ordre de 40 m nécessaire pour accomplir parfaitement les manoeuvres d'orientation vers la cible et l'allumage du moteur de croisière.

Le problème principal que doit résoudre la présente invention est la réalisation d'un système universel de lancement et d'orientation du missile, qu'il serait possible d'associer aussi bien à des missiles de grandes que de faibles dimensions, permettant le largage de la masse inerte des moyens d'orientation suffisamment loin de l'aire de lancement. Ce système doit être le moins onéreux possible et doit pouvoir être utilisé pour tous les missiles à départ incliné, et doit pouvoir assurer une défense omnidirectionnelle.

Le système de lancement et d'orientation d'engins volants conforme à l'invention comprend des moyens de lancement, des gouvernes aérodynamiques avec leur entraînement et des moyens d'orientation, situés dans la partie arrière de l'engin volant et comportant au moins un générateur de gaz et des tuyères qui lui sont reliées, et ce système est caractérisé par le fait qu'il comporte un corps annulaire relié de façon rigide au corps de l'engin volant, les moyens d'orientation étant situés dans le corps annulaire, la surface interne du corps annulaire ayant une forme en tronc de cône et étant revêtue d'un matériau thermo-isolant, formant une section de tuyère

dont le profil est dans la continuité du profil de la tuyère du moteur de croisière de l'engin volant. Le corps annulaire comporte des moyens assurant son éjection par l'engin volant au cours du vol, ce qui permet d'optimiser le bilan énergétique et de larguer entièrement la masse inerte que représentent les moyens d'orientation après leur utilisation, à un instant choisi, en dehors de la zone de l'aire de lancement. De plus, les moyens de lancement sont réalisés par un obturateur de protection ayant une surface latérale tronconique, dont le profil reproduit au moins certaines parties de la surface de la section du tuyère du corps annulaire.

10 Selon un mode de réalisation, les tuyères des moyens d'orientation sont situées dans un même plan, perpendiculaire à l'axe longitudinal de la section de tuyère. Ceci assure une utilisation optimale de l'énergie des jets réactifs lors de l'orientation de l'engin volant, et, par conséquent, permet l'interception de la cible à proximité de l'aire de lancement.

20 Dans le cas d'un lancement vertical ou incliné, les moyens de lancement sont réalisés sous forme d'un conteneur de lancement avec des couvercles avant et arrière, dont le volume intérieur a une forme cylindrique et est destiné à recevoir l'engin volant, le générateur de pression étant situé au fond du conteneur, fermé par un couvercle arrière. La partie arrière du corps annulaire comporte un clapet périphérique, dont le diamètre extérieur est égal au diamètre intérieur du conteneur. Le conteneur comporte un support sur lequel sont fixés des éléments fragilisés destinés à la fixation du corps annulaire au-dessus des orifices de sortie du générateur de pression. Ceci assure le lancement de l'engin volant à partir du conteneur de lancement à l'aide du générateur de pression, ce qui permet d'intercepter une cible qui apparaît de façon soudaine à proximité de l'aire de lancement, dans des conditions de lancement difficiles (par exemple, au milieu d'un massif forestier ou sur le pont d'un navire comportant des superstructures élevées).

30 Selon un mode de réalisation préféré de l'invention, l'obturateur de protection a une forme convexe orientée vers le moteur de croisière. Cette réalisation de l'obturateur permet d'assurer, ainsi que décrit ci-dessous, une fiabilité et une efficacité maximales de son fonctionnement dans le système de lancement.

Le conteneur de lancement peut comporter, dans la partie de fixation du corps annulaire, un orifice d'éjection dont les dimensions sont choisies compte tenu du débit de gaz passant par le jeu qui est formé autour du clapet du corps annulaire. Le couvercle avant du conteneur est réalisé de façon à être fragmenté pour une pression donnée se développant à l'intérieur du conteneur. Ces caractéristiques assurent une auto-éjection en temps voulu du couvercle avant du conteneur de lancement, avec une consommation d'énergie minimale, immédiatement avant le lancement de l'engin volant.

10 Dans le premier mode de réalisation de l'invention, le système de lancement et d'orientation de l'engin volant peut être doté de tringles fixées sur le corps annulaire. Le générateur de gaz est également annulaire et relié aux tuyères des moyens d'orientation par des conduites de gaz formées dans le corps annulaire, les tuyères étant toutes identiques, groupées par deux dans le même plan. Les tuyères de chaque couple sont orientées de 15 façons opposées et reliées mécaniquement à une extrémité de la tringle correspondante, ce qui assure la répartition du jet de gaz entre elles à partir de la conduite de gaz commune du corps annulaire. Chaque tringle est reliée par son autre extrémité à une gouverne correspondante assurant ainsi 20 la possibilité d'une rotation conjointe. Par conséquent la rotation des gouvernes aérodynamiques et des moyens d'orientation est commandée par un moyen d'entraînement unique.

La présente invention prévoit deux variantes du premier mode de réalisation du système de lancement et d'orientation d'engin volant. Selon la 25 première variante, le système de commande est doté de manchons annulaires en matériau thermorésistant situés près de l'extrémité de sortie de chaque conduite de gaz correspondante, ces manchons pouvant se déplacer longitudinalement. Chaque tringle est fixée au corps annulaire dans sa partie médiane par son axe de rotation. Chaque couple de tuyères 30 est réalisé sous forme de conduites coudées avec des extrémités de sortie tronconiques, et des orifices d'admission faisant face à l'orifice de sortie de la conduite de gaz commune et dont les diamètres sont identiques au diamètre intérieur des manchons annulaires en matériau thermorésistant. Les surfaces de contact de la première extrémité de chaque tringle et du 35 corps annulaire doivent être thermo-isolées.

Dans la deuxième variante du premier mode de réalisation du système de lancement et d'orientation d'engins volants de l'invention, chaque couple de tuyères est réalisé dans le corps annulaire sous forme d'un canal rectiligne à embouts tronconiques, le corps annulaire comportant des orifices radiaux, dont l'axe passe d'un côté par le centre du canal rectiligne correspondant, est perpendiculaire à l'axe de ce dernier et se trouve dans un même plan, et de l'autre côté, est perpendiculaire à l'axe du tuyau de sortie de la conduite de gaz commune correspondante, et se trouve dans un deuxième plan, et enfin l'axe de ces orifices se trouve sur le croisement des deux premiers plans, chaque tringle étant fixée sur le corps annulaire par une de ses extrémités, par l'intermédiaire d'une broche qui est revêtue d'un matériau thermostable composite, et disposée de façon à assurer la rotation dans l'orifice radial, revêtu d'une couche thermo-isolante ; la couche de matériau composite de chaque broche comportant un orifice d'éjection pour assurer la répartition du jet de gaz entre les tuyère du couple.

Ces deux variantes du premier mode de réalisation du système de lancement et d'orientation de l'engin volant sont compactes, ont une technologie équivalente, et sont caractérisées par une grande fiabilité du fonctionnement de matériel d'orientation par l'entraînement des gouvernes aérodynamiques.

Dans le deuxième mode de réalisation du système de commande de lancement et d'orientation de l'engin volant selon l'invention, les moyens d'orientation sont réalisés sous forme de moteurs à réaction par impulsions, situés dans le corps annulaire, en rangées régulières, chaque tuyère de moteur à impulsion étant orientée perpendiculairement à l'axe longitudinal de la conduite de gaz du corps annulaire, chaque rangée étant formée par des moteurs à impulsion d'un même type et de mêmes dimensions.

Ce mode de réalisation est caractérisé par la simplicité de montage des moyens d'orientation dans le corps annulaire et permet d'assurer l'indépendance par rapport au fonctionnement des gouvernes aérodynamiques et des moyens d'orientation, en assurant le contrôle de tangage et de cap.

Dans le deuxième mode de réalisation du système de lancement et d'orientation de l'engin volant, au moins les moteurs à impulsion de plus

faible puissance forment une rangée, les axes des extrémités tronconiques de sortie des tuyères de ces moteurs peuvent être dirigés tangentielllement par rapport au corps annulaire. Ainsi, on peut contrôler le roulis de l'engin volant.

5 La présente invention sera mieux comprise à la lecture de la description détaillée de plusieurs modes de réalisation, pris à titre d'exemples non limitatifs et illustrés par le dessin annexé, sur lequel :

- la figure 1 est une vue latérale avec une coupe partielle du système de lancement et d'orientation du missile, illustrant la première
10 variante du premier mode de réalisation de l'invention ;

- la figure 2, est une coupe transversale du système de commande au niveau des tuyères du dispositif d'orientation, vue dans la coupe II-II, figure 1 ;

- la figure 3, est une vue agrandie de la coupe partielle III de la
15 figure 2 ;

- la figure 4, est une vue latérale avec une coupe partielle du système de commande, illustrant la deuxième variante du premier mode de réalisation de l'invention ;

- la figure 5, est une vue agrandie de la partie V de la figure 4 ;

20 - la figure 6, est une vue en coupe transversale du corps annulaire du système de commande au niveau de l'axe horizontal des tuyères du matériel d'orientation, selon VI-VI de la figure 4 ;

- la figure 7, est une vue agrandie de la section longitudinale du système de commande dans la partie des tuyères selon VII-VII de la figure
25 6; et

- la figure 8, est une vue latérale avec coupe partielle du système de commande, illustrant le deuxième mode de réalisation de l'invention.

L'invention est décrite ci-dessous dans le cas où l'engin volant est un missile, lancé verticalement depuis une aire de lancement au sol ou
30 depuis un navire, mais il est bien entendu que cet engin volant peut être lancé (horizontalement) depuis un porteur volant, et/ou que cet engin volant n'est pas nécessairement un missile, mais peut aussi être un drone, par exemple.

Le système de lancement et d'orientation du missile 1 (figure 1)
35 comprend des gouvernes aérodynamiques 2 avec leurs moyens

d'entraînement (non représentés) qui sont habituellement disposés à l'intérieur du missile, le corps annulaire 3 et les moyens de lancement (non représentés en figure 1). Le corps annulaire 3 comprend des moyens d'orientation comportant un générateur de gaz 4 et des tuyères 5 qui lui sont reliées et qui débouchent à la surface externe du corps annulaire 3 du missile 1. A l'intérieur du corps du missile 1 se trouve le moteur de croisière avec la tuyère 6, coaxial avec le corps annulaire 3. La surface interne du corps annulaire 3 a une forme conique et est recouverte d'un matériau thermo-isolant composite, contenant par exemple du carbone. Elle forme une section de tuyère 7, dont le profil est la continuation du profil de la tuyère 6 du moteur de croisière 6 du missile (comme représenté sur la figure 4).

La conception du corps annulaire 3 permet son éjection du missile 1 en vol, étant donné qu'il est fixé sur le corps du missile 1 à l'aide de boulons explosifs 8 et de pyro-poussoirs 9 (figure 4).

Les moyens de lancement comprennent un conteneur de lancement 10, un générateur de pression 11 et un obturateur de protection 12 (figure 4). Le conteneur de lancement 10 est doté de couvercles avant et arrière. Son volume intérieur a une forme cylindrique et a des dimensions permettant d'y loger le missile 1 avec les gouvernes 2 repliées (la partie supérieure du conteneur avec le couvercle avant n'est pas représentée sur le dessin). Le générateur de pression 11 est situé au fond du conteneur de lancement 10, fermé par le couvercle arrière amovible 13. Au fond du conteneur 10 se trouve le support 14, destiné à la fixation du corps annulaire 3, monté avec le missile 1 au-dessus du générateur 11. La fixation du corps annulaire 3 sur le support 14 est assurée par des éléments explosifs, par exemple des boulons explosifs. Afin d'assurer le glissement du corps annulaire 3 le long de la surface intérieure cylindrique de guidage de la cavité du conteneur 10, le corps annulaire 3 a, dans sa partie arrière, un clapet périphérique 15, dont le diamètre extérieur est égal au diamètre intérieur du conteneur 10. L'obturateur de protection 12, destiné à être monté d'une façon étanche (comme un bouchon) dans la section de tuyère 7 du corps annulaire 3, a une forme convexe et une surface latérale conique, dont le profil est le même que celui de la surface intérieure de la section de tuyère 7 avec laquelle cet obturateur est en contact. La partie convexe de

l'obturateur 12 se trouve du côté du diamètre inférieur (c'est à dire qu'elle est orientée vers le moteur de croisière du missile). L'obturateur peut être soit métallique, soit en matériau thermo-isolant composite, par exemple en résine époxyde avec un additif au graphite.

5 Le conteneur de lancement 10 comporte dans la zone de fixation du corps annulaire 3, face au clapet 15, un orifice d'éjection de gaz 16 (figure 5). Les dimensions de l'orifice d'éjection 16 sont choisies compte tenu du débit du jet qui passe par l'orifice d'éjection 16. Le couvercle avant
10 l'intérieur du conteneur. Pour ce faire, il est fabriqué en polymère fragile, par exemple en mousse de polyuréthane d'épaisseur strictement définie, et ce couvercle est fixé d'une façon hermétique sur le conteneur 10.

On décrit ici deux modes de réalisation de ce système de lancement et d'orientation de missile. Chaque mode a sa propre conception
15 du corps annulaire 3 et son propre procédé de fonctionnement du matériel d'orientation. Dans le premier cas, les tuyères 5 des moyens d'orientation sont situées dans le même plan, perpendiculairement à l'axe longitudinal de la conduite de gaz 7 du corps annulaire 3 (cf figure 1, figure 4, figure 6 et figure 7), alors que dans le deuxième mode de réalisation, elles sont situées
20 sur plusieurs plans (cf. figure 8). Néanmoins, dans les deux cas, ainsi qu'il s'ensuit de ce qui est exposé ci-dessous, l'orientation du missile 1 est assurée en tangage, en cap et en roulis.

Le premier mode de réalisation du système suppose à son tour deux variantes. La première variante est illustrée par les figures 1, 2 et 3, et
25 la deuxième variante par les figures 4, 6 et 7. Les deux variantes du premier mode de réalisation comportent un générateur de gaz 4 annulaire (par exemple, à combustible solide), se trouvant dans le corps annulaire 3, dans lequel se trouvent les conduites de gaz d'alimentation 17, raccordant le générateur de gaz 4 aux tuyères 5 (cf. figure 1 et figure 4). Les tuyères 5
30 sont identiques et groupées par couples, dont les axes sont situés dans un même plan, chaque couple ayant sa propre arrivée de gaz 17 (cf. figure 2 et figure 6).

Les tuyères 5 de chaque couple sont orientées en opposition l'une par rapport à l'autre et sont raccordées par une extrémité à la tringle
35 correspondante 18. Le nombre de tringles 18 est identique au nombre de

gouvernes 2, qui peuvent être au nombre de quatre. Chaque tringle 18 est fixée sur le corps annulaire 3 et sa deuxième extrémité est reliée à sa gouverne 2 par l'intermédiaire d'une fourchette en forme de "V" 19 (cf. figure 1 et figure 4) fixée par des charnières sur la tringle 18, ceinturant le rebord
5 arrière de la gouverne 2 et poussée vers la gouverne par un ressort (ce dernier n'est pas représenté sur le dessin). Ce ressort assure l'interaction du couple (fourchette 19 - gouverne 2). Ainsi qu'on le verra dans ce qui est exposé ci-dessous, cela assure la possibilité d'une rotation conjointe des tringles 18 avec les gouvernes 2, ce qui entraîne la répartition requise du jet
10 de gaz qui est éjecté en permanence de chaque conduite de gaz 17, pour chaque couple de tuyères 5.

Pour la première variante du premier mode de réalisation du système de l'invention, les tringles 18 sont fixées dans leur partie médiane sur le corps annulaire par l'intermédiaire de leurs axes de rotation 20 (cf.
15 figure 1) chaque tringle 18 entre en contact avec le corps annulaire 3 par sa première extrémité, qui comporte le couple des tuyères 5 réalisées sous forme de canaux coudés se terminant par des embouts tronconiques coaxiaux, orientés dans des directions opposées (cf. figure 3). Les orifices d'admission de ces canaux coudés débouchent sur l'orifice de sortie de
20 leurs conduites de gaz communes 17. Dans la zone de ces orifices, le corps annulaire et l'extrémité de la tringle 18, qui est en contact avec celui-ci, sont protégés par des plaquettes thermo-isolantes 21 et 22, en matériau composite avec un additif au graphite, les plaquettes 21 et 22 sont indispensables pour prévenir l'érosion des surfaces de contact sous
25 l'influence du gaz chaud qui passe par les orifices du couple "tringle 18 - corps annulaire 3". Les plaquettes 21 et 22 assurent cette fonction de protection en combinaison avec des manchons thermostables 23, qui peuvent être fabriqués à partir du même matériau composite. Chaque manchon 23 est inséré dans la section de tuyère correspondante 7, avec
30 possibilité d'un déplacement longitudinal, c'est à dire que le diamètre extérieur du manchon 23 est pratiquement égal au diamètre de la conduite de gaz 17. Le diamètre intérieur du manchon 23 doit être égal aux diamètres des orifices de réception des tuyères à canaux coudés 5. Dans le cas contraire, comme il s'ensuit de ce qui est exposé ci-dessous, le principe de

fonctionnement de ce sous-ensemble ne peut être assuré de façon satisfaisante.

La deuxième variante du premier mode de réalisation du système de l'invention comporte des répartiteurs rotatifs qui commandent l'arrivée du gaz dans les couples de tuyères 5, situés, ainsi qu'on le voit sur les figures 6 et 7, directement à l'intérieur du corps annulaire 3 sous forme de canaux rectilignes avec des embouts tronconiques orientés dans des directions opposées. Les répartiteurs rotatifs sont réalisés de la façon suivante : dans le corps annulaire 3, on perce des orifices radiaux 24 (figure 7), dont les axes passent, d'une part, par le centre du canal rectiligne correspondant des tuyères 5 et qui est perpendiculaire à l'axe de ce canal rectiligne et se trouve dans le même plan, et d'autre part, ils sont perpendiculaires à l'axe de la conduite de gaz correspondante 17 et se trouvent dans un deuxième plan. En outre, ces axes se trouvent sur le croisement du premier et du deuxième plans. Dans chaque orifice radial 24 est disposée une broche rotative 25 qui est reliée rigidement à l'aide, par exemple, d'un boulon 26 (cf. figure 6) à la première extrémité de la tringle 18 (cf. figure 4). Chaque broche 25, ainsi que la surface de contact de l'orifice radial 24 dans le corps annulaire 3, est recouverte d'une couche thermo-isolante 27, 28 en matériau composite tel que celui mentionné ci-dessus. Le rôle fonctionnel des couches thermo-isolantes 27 et 28 est le même que celui des plaquettes 21 et 22 dans la première variante du premier mode de réalisation, à savoir : empêcher la détérioration des surfaces de contact du couple mobile des pièces. Sur une partie de la périphérie de la couche 27 de matériau composite, appliqué sur la broche 25, on pratique une saignée 27A dont les dimensions conditionnent la répartition du jet de gaz à partir de la conduite de gaz 17 entre les tuyères 5 de chaque couple. Les dimensions de la saignée 27A sont choisies de façon à assurer une modification progressive lors de la rotation de la broche 25 d'une position extrême, pour laquelle le gaz peut arriver du canal commun 17 uniquement vers l'une des tuyères 5, vers une position pour laquelle le gaz est équiréparti entre les deux tuyères 5 du couple. Bien entendu, il est nécessaire d'exclure la possibilité d'une coupure simultanée du débit de gaz vers les deux tuyères 5 du couple. La profondeur de cette saignée 27A pratiquée dans la couche 27 est

déterminée par l'épaisseur minimum de cette couche thermo-isolante, nécessaire à la protection de la broche 25.

Le deuxième mode de réalisation du système de l'invention, illustré en figure 8, prévoit l'utilisation, en tant que moyens d'orientation, de composants standard : des moteurs à réaction impulsifs fonctionnant avec du combustible solide, réalisés de façon connue en soi. Une grande quantité de ces moteurs à impulsion (par exemple, plusieurs dizaines) sont disposés à la périphérie du corps annulaire 3, par rangées régulières 29-32, réparties sur sa hauteur. Chaque moteur à impulsion 29k-32k est fixé dans un logement pratiqué dans le corps annulaire 3, sa tuyère étant orientée perpendiculairement à l'axe longitudinal de la section de tuyère 7. Chaque rangée 29-32 est formée par des moteurs à impulsion identiques, c'est-à-dire par des moteurs de mêmes dimensions et de même type dans la rangée considérée. D'une rangée à l'autre, les dimensions et types des moteurs peuvent être différents ou bien identiques. Comme décrit ci-dessous, une telle utilisation de moteurs à impulsion standard assure la commande du missile uniquement en tangage et en cap (lacet).

Afin d'assurer la commande du missile 1 en roulis, il est nécessaire de procéder à une petite modification des tuyères des moteurs à impulsion standard. A cet effet, on oriente les embouts tronconiques de sortie de ces tuyères de telle façon que leurs axes soient dirigés tangentielllement par rapport au corps annulaire 3. Cette orientation des embouts doit être pratiquée, au minimum, pour les moteurs à impulsion de la rangée de moteurs de plus faible puissance, par exemple la rangée 29. Il est évident que dans ce cas la moitié des moteurs à impulsion de la rangée 29 doivent avoir leur embout orienté dans le même sens (par exemple, dans le sens des aiguilles d'une montre autour de l'axe de la section de tuyère 7), alors que la deuxième moitié doit être orientée dans l'autre sens (dans le sens contraire des aiguilles d'une montre). Mais il est possible d'obtenir le même résultat en orientant tous les embouts d'une rangée dans le sens des aiguilles d'une montre (par exemple de la rangée 29) et en orientant dans le sens contraire des aiguilles d'une montre tous les moteurs à impulsion d'une autre rangée, (par exemple la rangée 30). Dans ce dernier cas, les rangées 29 et 30 doivent être composées de moteurs à impulsion du même type. Il est préférable d'utiliser, pour contrôler le roulis du missile, les moteurs à

impulsion de plus faible puissance. En effet, pour contrôler le roulis du missile 1, il n'est pas nécessaire de créer des forces réactives aussi importantes que celles qui sont nécessaires pour contrôler le tangage et le cap.

5 Le système de lancement et d'orientation de missile fonctionne de la façon suivante.

Le missile 1, par exemple du type "sol-air" avec le corps annulaire 3, réalisé soit conformément à la figure 1 (voir aussi les figures 2 et 3), soit conformément à la figure 4 (voir aussi les figures 6 et 7), soit conformément
10 à la figure 8, est disposé dans le conteneur de lancement vertical 10, dont le couvercle arrière 13 est démonté (cf. figure 4 et figure 8). Le missile 1 se trouve alors dans un état de transport (c'est-à-dire avec les gouvernes 2 repliées) alors que l'obturateur de protection 12 est appliqué d'une façon étanche sur la section de tuyère 7 du corps annulaire 3. Le corps annulaire
15 3 est relié au support 14 à l'aide de boulons explosifs, après quoi on dispose dans le conteneur 10 un générateur de pression 11, et on referme le couvercle arrière 13 à l'avant, le conteneur 10 étant fermé hermétiquement avec le couvercle avant. Le système de l'invention est monté et prêt à fonctionner.

20 Les gaz formés lors de l'inflammation de la charge du générateur de pression 11, créent au fond du conteneur 10 une surpression qui agit sur l'extrémité de la partie arrière du corps 3. L'obturateur 12, de ce fait s'enfonce davantage dans la section de tuyère 7 en protégeant le moteur de croisière du missile des gaz chauds du générateur 11, ce qui évite le risque
25 d'une mise en route spontanée du moteur de croisière. Une partie des gaz est éjectée par l'orifice 16 (cf. figure 5) vers la cavité supérieure hermétique du conteneur 10. Dès que la pression sous le couvercle avant du conteneur 10 atteint un niveau critique, il se produit une destruction du couvercle avant et l'éjection des débris vers l'extérieur. Une fois que la pression dans
30 l'espace clos du fond du conteneur atteint la valeur requise, il se produit l'explosion des boulons qui retiennent le missile sur le support 14, et le clapet 15 du missile, en glissant le long de la surface intérieure de guidage cylindrique du conteneur 10 obture l'orifice 16, et le missile s'élance vers le haut et est éjecté à la hauteur requise (qui peut atteindre par exemple 40m),
35 nécessaire à l'exécution de la manoeuvre pour l'orientation du missile et la

2179929

14

mise en route du moteur de croisière dans des conditions difficiles de lancement.

Après que le missile a atteint la hauteur requise, ou bien, si cela est possible, sur la partie montante de la trajectoire du missile, on procède à l'exécution des manoeuvres pour l'orientation du missile, c'est à dire le contrôle du tangage, du cap et du roulis. L'exécution de ces manoeuvres est effectuée différemment selon la réalisation des moyens d'orientation du corps annulaire 3.

Pour la première variante du premier mode de réalisation (figure 1, figure 3), après l'allumage par le bloc électronique du missile du générateur de gaz annulaire 4, le jet de gaz chaud arrive simultanément par toutes les conduites de gaz 17, applique les manchons annulaires 23 contre les extrémités de la tringle 18 (les manchons 23, de ce fait, "hermétisent" les jeux du joint amovible), et est éjecté des tuyères 5, en créant des forces réactives, dirigées tangentiellement par rapport au corps annulaire 3, perpendiculairement à son axe, c'est à dire dans un plan perpendiculaire à l'axe du missile 1. La régulation de ces forces de réaction est effectuée simultanément avec la régulation des forces aérodynamiques à l'aide de l'entraînement unique qui commande la rotation des gouvernes 2, liées cinématiquement par les fourchettes en forme de "V" 19 aux tringles 18, qui tournent autour des axes 20. Dans la position neutre des gouvernes 2, qui est représentée sur la figure 1, le gaz arrive dans toutes les tuyères de tous les couples tuyères 5 en quantités égales et la résultante des forces de réaction est égale à zéro (cf. figure 3). En cas de déviation d'une des gouvernes 2 selon un angle maximum (25-30 degrés) d'un côté ou de l'autre, la tringle 18 tourne d'environ 10 degrés, et tout le jet du gaz qui émane de la conduite de gaz 17 n'arrive que dans une des tuyères 5 du couple correspondant. Ainsi, la position angulaire des gouvernes 2 commande la position angulaire de la tringle correspondante 18, et la répartition du jet de gaz entre les tuyères 5 du couple correspondant s'effectue proportionnellement à la position angulaire de la tringle 18, et crée de ce fait des forces de réaction de même signe que dans les plans aérodynamiques de la gouverne 2, assurant la commande du missile en tangage, cap et roulis.

Pour la deuxième variante du premier mode de réalisation du corps annulaire 3 (figures 4, 6 et 7), le principe de création des forces de réaction de direction est analogue à celui qui est mentionné ci-dessus. La différence réside uniquement dans le fait que dans la deuxième variante, la rotation de la tringle 18 est commandée par la rotation de la gouverne 2, ce qui provoque la rotation de la broche 25 (cf. figure 7). La position angulaire de la broche 25 détermine la quantité du gaz qui arrive dans chaque tuyère 5 du couple, et donc la valeur de la résultante des forces de réaction dans le couple de tuyères.

Pour le deuxième mode de réalisation du corps annulaire 3 (figure 8), le principe de création des forces de réaction qui commandent le missile 1 est un peu différent de celui qui est décrit ci-dessus. L'orientation du missile 1 est effectuée sans participation des gouvernes aérodynamiques 2, grâce à la mise en route à un instant donné des moteurs à réaction à impulsion, commandés par exemple directement par le calculateur du bloc électronique du missile. Le basculement du missile en tangage et en cap est assuré par la mise en route des moteurs à impulsion les plus puissants des rangées 31-32, dont les tuyères produisent des forces de réaction orientées d'une façon radiale. La direction du plan de basculement du missile est déterminée par les moteurs à impulsion de faible puissance des rangées 29 et 30, dont les tuyères produisent des forces de réaction tangentes au corps annulaire 3.

A la fin de la manoeuvre d'orientation du missile en direction de la cible, le moteur de croisière du missile se met en route. Les gaz produits lors du fonctionnement du moteur de croisière éjectent facilement l'obturateur de protection 12 (cf. figures 1, 4 et 8) et après cela, sont éjectés librement par la section de tuyère 7 du corps annulaire 3, augmentant la vitesse du missile. Etant donné que le profil de la section de tuyère 7 est en continuité avec le profil de la tuyère 6 du moteur de croisière, le divergent de la tuyère du moteur de croisière est optimisé, ce qui augmente l'impulsion de la force de réaction du moteur de croisière en fonctionnement et compense une perte éventuelle de vitesse, due à la présence de la masse inerte du corps annulaire 3, représentant les moyens d'orientation, qui a déjà rempli son rôle. Ainsi, le missile emporte la masse inerte suffisamment loin de l'aire de lancement sans consommation énergétique supplémentaire et, si

nécessaire peut l'éjecter du missile à un moment donné et en un lieu donné. Pour ce faire, il faut procéder à la destruction des boulons explosifs 8 et, à l'aide des pyro-poussoirs 9 (cf. figure 4) créer une impulsion initiale, nécessaire à l'éjection hors du missile de la masse inerte du corps annulaire
5 3 comportant les moyens d'orientation qui ont déjà rempli leur rôle, le moteur de croisière étant alors en fonctionnement;

En conclusion, la présente invention permet, avec un minimum de consommation d'énergie, l'interception d'une cible apparue subitement à proximité de l'aire de lancement, située dans un environnement difficile, et
10 en même temps de réduire à un minimum l'incidence néfaste du lancement du missile sur l'aire de lancement en éliminant la nécessité de l'éjection de la masse inerte des moyens d'orientation après exécution de leur fonction. L'invention peut être appliquée aussi bien à des missiles de grandes dimensions que de faibles dimensions. En outre, l'invention permet,
15 moyennant une modification minimale des missiles existants à lancement incliné, de leur conférer toutes les qualités mentionnées ci-dessus. Les trois modifications proposées dans les cas particuliers de réalisation du système de commande de lancement et d'orientation du missile, sont, du point de vue des paramètres qualitatifs, équivalentes. Le choix de l'une ou l'autre est
20 déterminé par la spécificité du missile qui devra les utiliser. Les moyens utilisés dans des circonstances données peuvent être moins appropriés dans d'autres conditions.

REVENDICATIONS

1. Système de lancement et d'orientation d'engins volants, comprenant des moyens de lancement, des gouvernes aérodynamiques (2) avec leur entraînement et des moyens d'orientation situés dans la partie arrière de l'engin volant, et comportant au moins un générateur de gaz (4) et des tuyères (5) qui lui sont reliées, caractérisé par le fait qu'il comporte un corps annulaire (3) qui est relié de façon rigide au corps de l'engin volant (1), les moyens d'orientation étant situés dans le corps annulaire, la surface interne du corps annulaire ayant une forme de tronc de cône et étant revêtue d'un matériau thermo-isolant, formant une section de tuyère dont le
10 profil est dans la continuité du profil de la tuyère du moteur de croisière de l'engin volant et pour le fait que le corps annulaire comporte des moyens (8,9) assurant son éjection par l'engin volant en cours de vol, ainsi que par un obturateur de protection (12) ayant une surface latérale tronconique, dont le profil reproduit au moins certaines parties de la surface de la section du tuyère du corps annulaire.

2. Système selon la revendication 1, caractérisé par le fait que les tuyères à réaction des moyens d'orientation sont situées sur le même plan, perpendiculairement à l'axe longitudinal de la section de tuyère.

20 3. Système selon l'une des revendications 1 ou 2, caractérisé par le fait qu'il est doté de tringles (18) fixées sur le corps annulaire, le générateur de gaz (4) étant annulaire et relié aux tuyères des moyens d'orientation par des conduites de gaz (17) formées dans le corps annulaire, les tuyères (5) étant toutes identiques, groupées par deux dans le même plan, les tuyères de chaque couple étant orientées de façons opposées et reliées mécaniquement à une extrémité de la tringle correspondante, en assurant la répartition du jet de gaz entre elles à partir de la conduite de gaz commune du corps annulaire, chaque tringle étant reliée par son autre extrémité à une gouverne (2) correspondante en assurant la possibilité d'une rotation conjointe.

4. Système selon la revendication 3, caractérisé par le fait qu'il est doté de manchons annulaires (23) en matériau thermorésistant situés près de l'extrémité de sortie de la conduite de gaz correspondante (17), ces manchons pouvant se déplacer longitudinalement à l'intérieur de cette extrémité, chaque tringle étant fixée sur le corps annulaire dans sa partie médiane par son axe de rotation (20), chaque couple de tuyères étant réalisé sous forme de conduites coudées, avec des extrémités de sortie tronconiques et des orifices d'admission faisant face à l'orifice de sortie de la conduite de gaz commune, et dont les diamètres sont égaux au diamètre intérieur des manchons annulaires thermorésistants, les surfaces de contact de la première extrémité de chaque tringle et du corps annulaire étant thermo-isolées.

5. Système selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé par le fait que les moyens de lancement sont réalisés sous forme de conteneurs de lancement (10) avec des couvercles avant et arrière, dont le volume intérieur est cylindrique et est destiné à recevoir l'engin volant, un générateur de pression (11) étant situé au fond du conteneur, fermé par le couvercle arrière (13) et un obturateur de protection (12) ayant une surface latérale tronconique, dont le profil reproduit au moins certaines parties de la surface de la section du tuyère du corps annulaire, la partie arrière du corps annulaire comportant un clapet périphérique (15) dont le diamètre extérieur est égal au diamètre intérieur du conteneur, le conteneur comportant un support sur lequel sont fixés des éléments fragilisés destinés à la fixation du corps annulaire au-dessus du générateur de pression.

6. Système selon la revendication 5, caractérisé par le fait que l'obturateur de protection a une forme convexe, sa partie convexe étant orientée vers le moteur de croisière.

7. Système selon la revendication 6, caractérisé par le fait que chaque couple de tuyères est réalisé dans le corps annulaire sous forme d'un canal rectiligne unique à embouts tronconiques, le corps annulaire comportant des orifices radiaux (24), dont l'axe, d'un côté, passe par le centre du canal rectiligne correspondant, est perpendiculaire à l'axe de ce

dernier et se trouve sur le même plan, et, de l'autre côté, est perpendiculaire à l'axe du tuyau de sortie de la conduite de gaz commune correspondante, et se trouve dans un deuxième plan, et enfin, l'axe de ces orifices se trouve sur le croisement des deux plans, chaque tringle étant fixée sur le corps annulaire par une de ses extrémités par l'intermédiaire d'une broche (25) qui est revêtue d'un matériau composite thermostable, et disposée de façon à assurer la rotation dans l'orifice radial correspondant, revêtu d'une couche thermo-isolante, la couche de matériau composite de chaque broche comportant un orifice d'éjection (27A) pour assurer la répartition du jet de gaz entre les tuyères du couple.

10

8. Système selon la revendication 7, caractérisé par le fait que le conteneur de lancement comporte dans la zone de fixation du corps annulaire un orifice d'éjection (16) dont les dimensions sont choisies compte tenu du débit de gaz passant par le jeu qui est formé autour du clapet du corps annulaire, le couvercle avant du conteneur étant réalisé de façon à être fragmenté pour une pression donnée se développant à l'intérieur du conteneur.

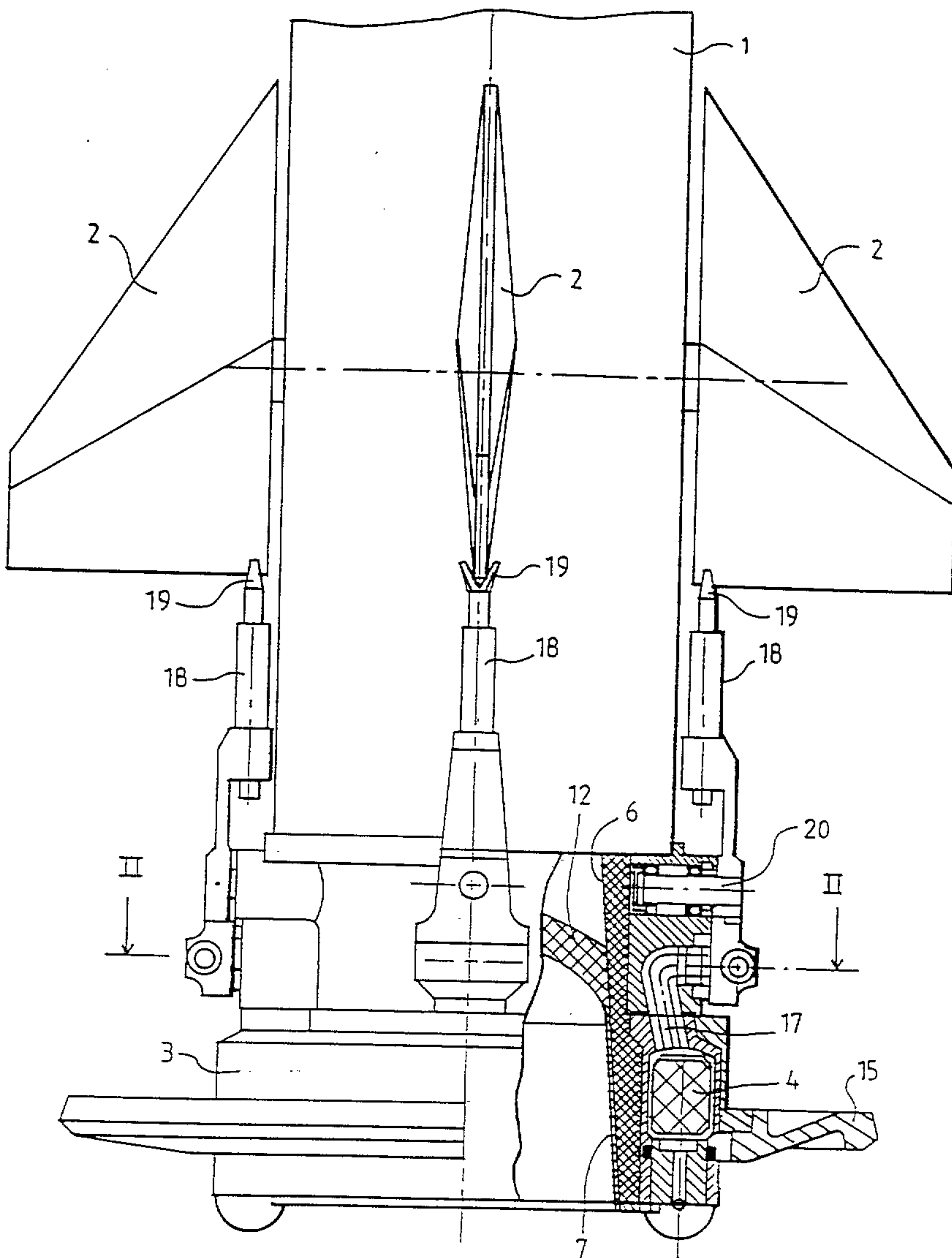
20

9. Système selon l'une des revendications 1 à 8, caractérisé par le fait que les moyens d'orientation sont réalisés sous forme de moteurs à réaction par impulsions (29k à 32k) situés dans le corps annulaire par rangées réparties régulièrement en hauteur (29 à 32), chaque tuyère de moteur à impulsion étant orientée perpendiculairement à l'axe longitudinal de la conduite de gaz du corps annulaire, chaque rangée étant formée par les moteurs à impulsion d'un seul type et d'une seule dimension.

30

10. Système selon la revendication 9, caractérisé par le fait qu'au moins les moteurs à impulsion de plus faible puissance forment une rangée et que chaque tuyère a un embout, les embouts de sortie des tuyères de ces moteurs étant dirigées tangentiellement par rapport au corps annulaire.

11. Système selon la revendication 9, caractérisé par le fait que dans une première rangée de moteurs, les embouts de sortie des tuyères de ces moteurs sont tous dirigés tangentiellement dans un sens donné par rapport au corps annulaire, et que dans une autre rangée, comportant des moteurs de même type que ceux de la première rangée, les embouts de sortie sont tous dirigés dans un sens opposé à celui des embouts de la première rangée.



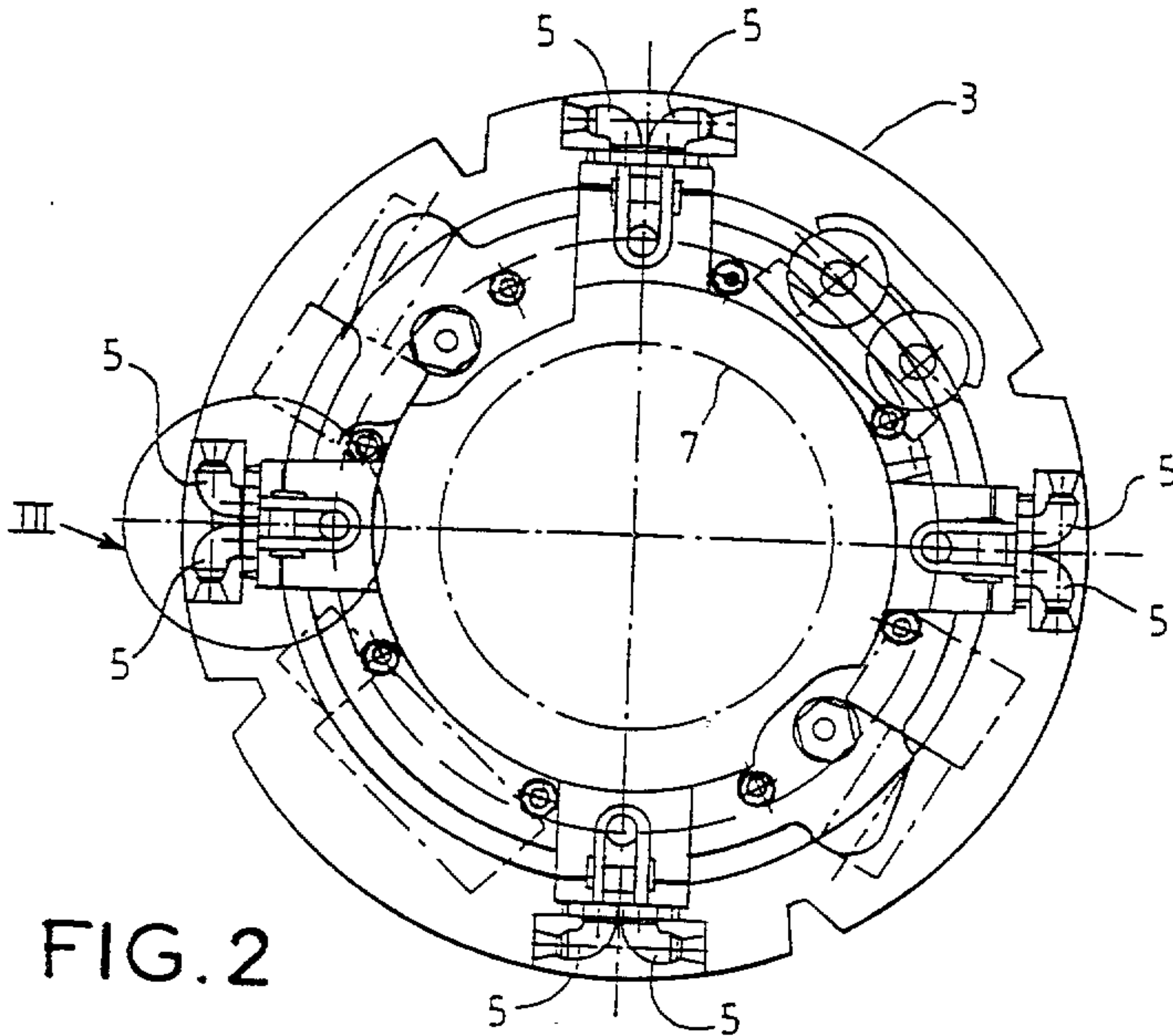


FIG. 2

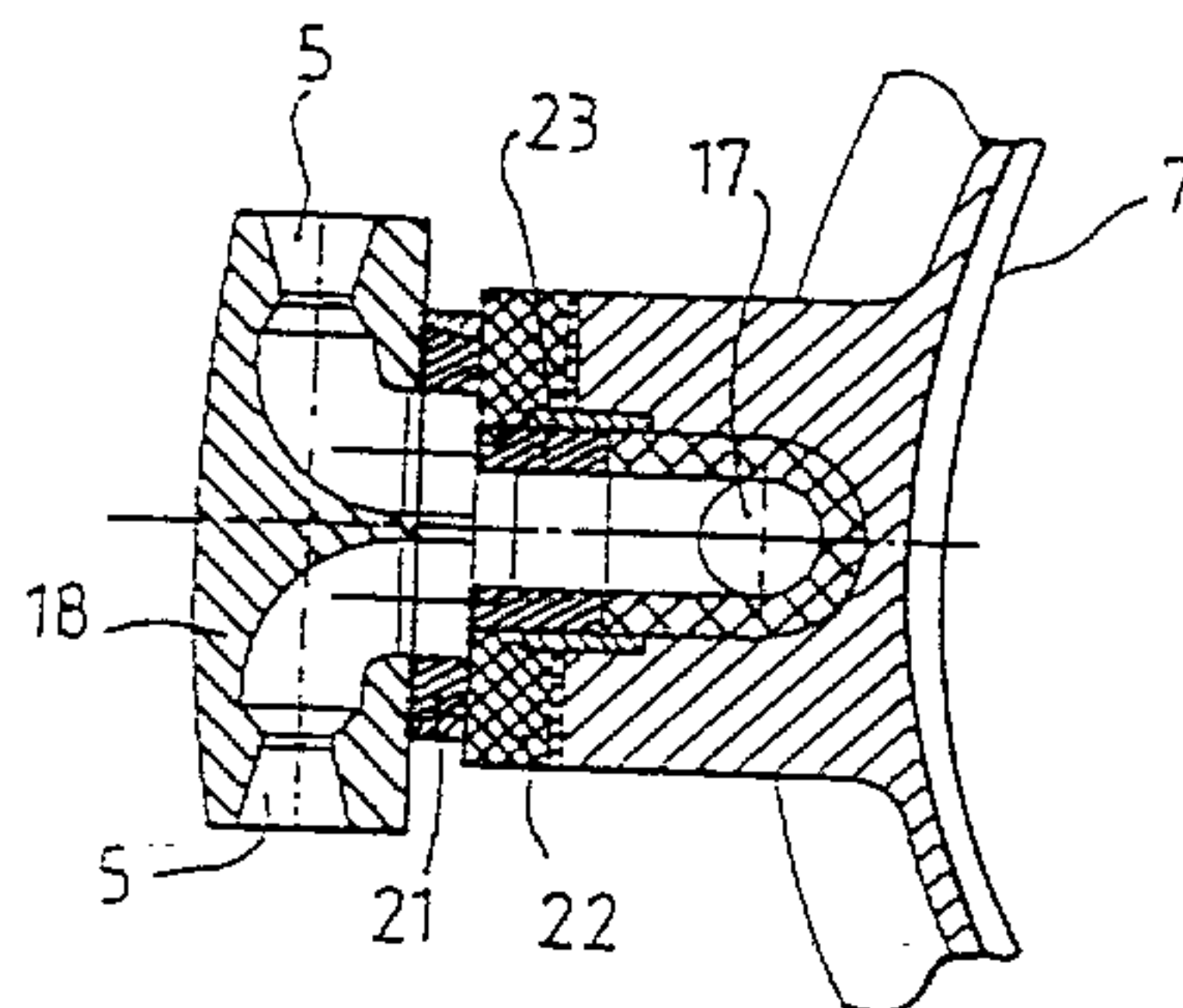


FIG. 3

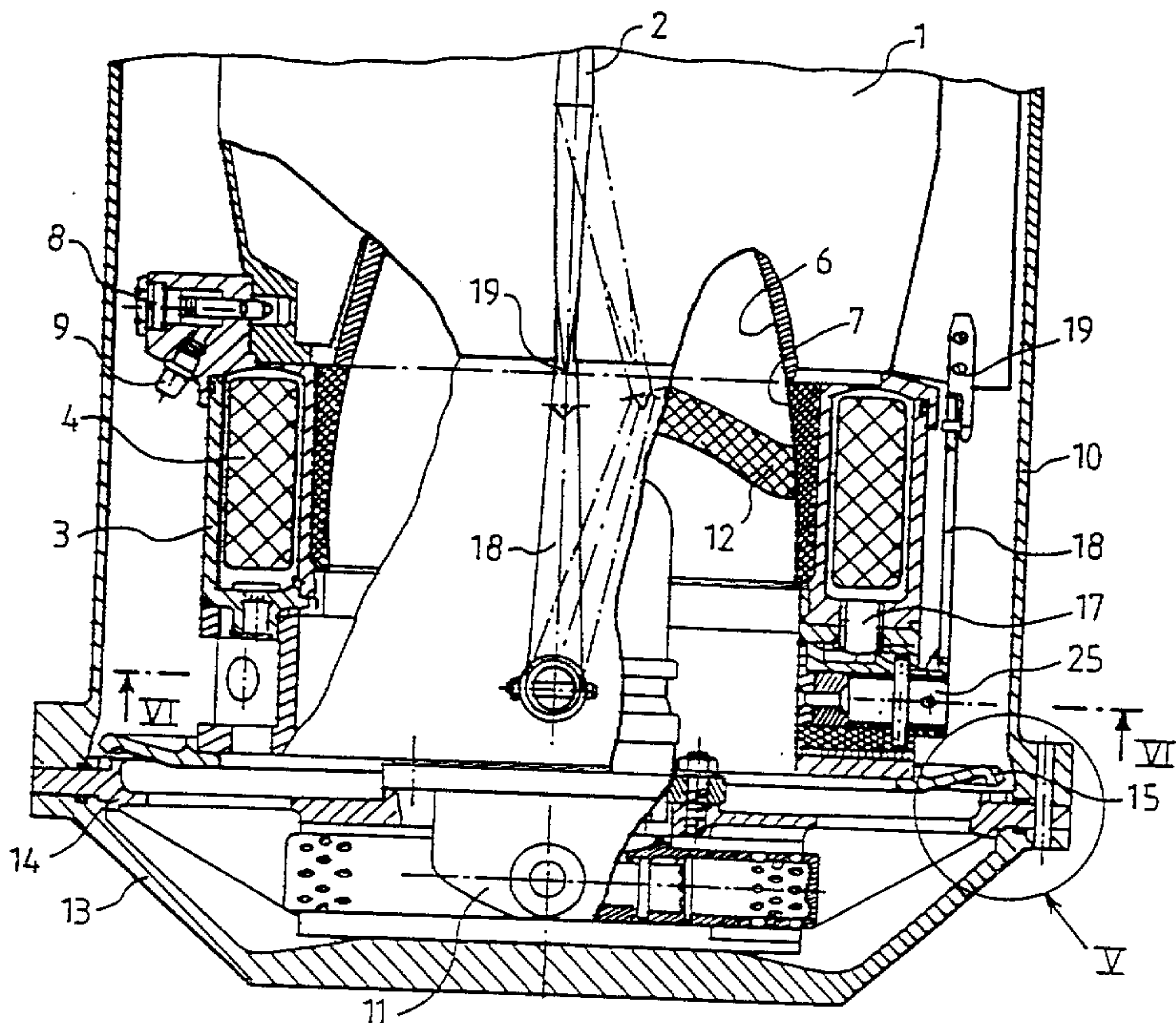


FIG. 4

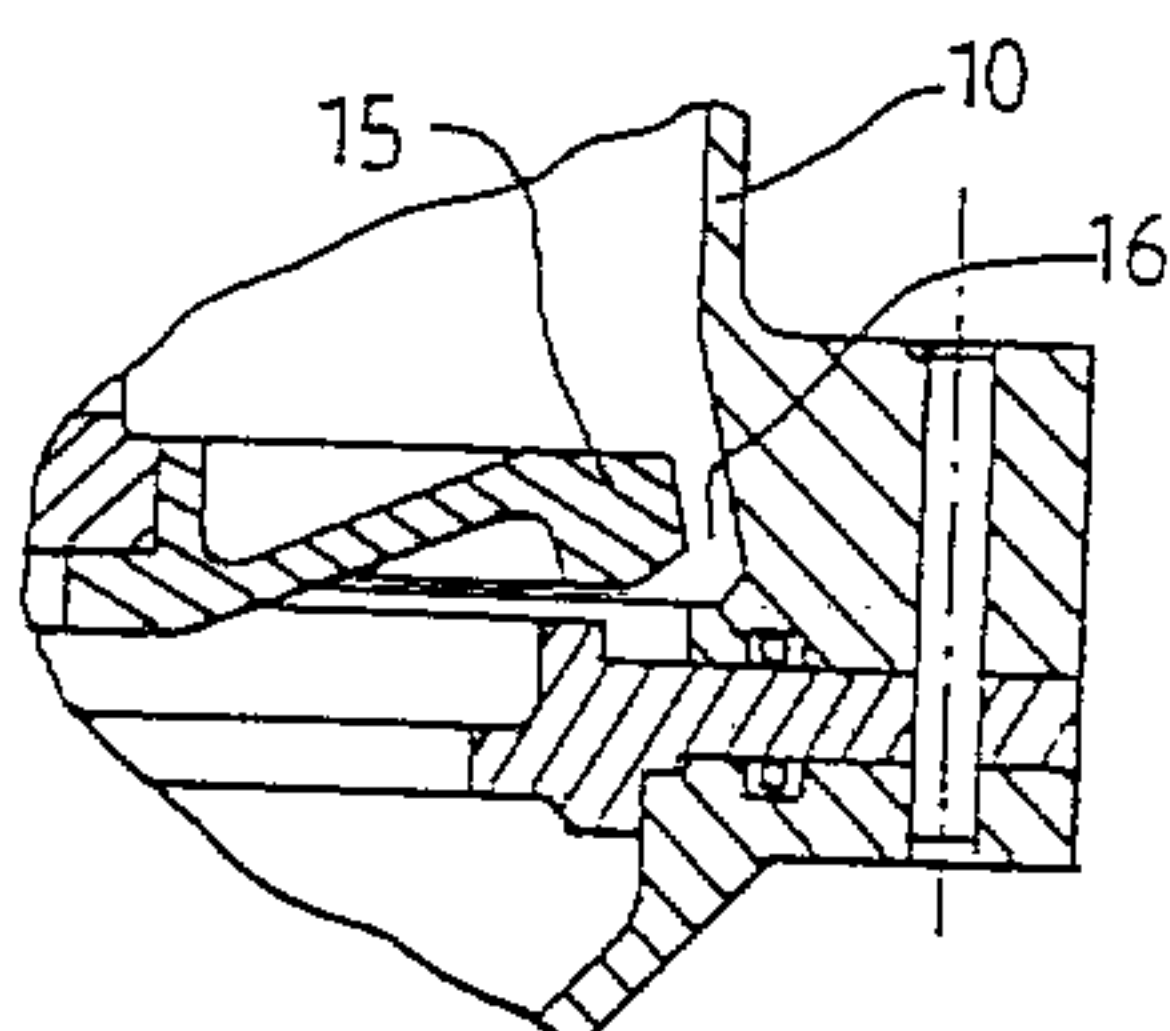


FIG. 5

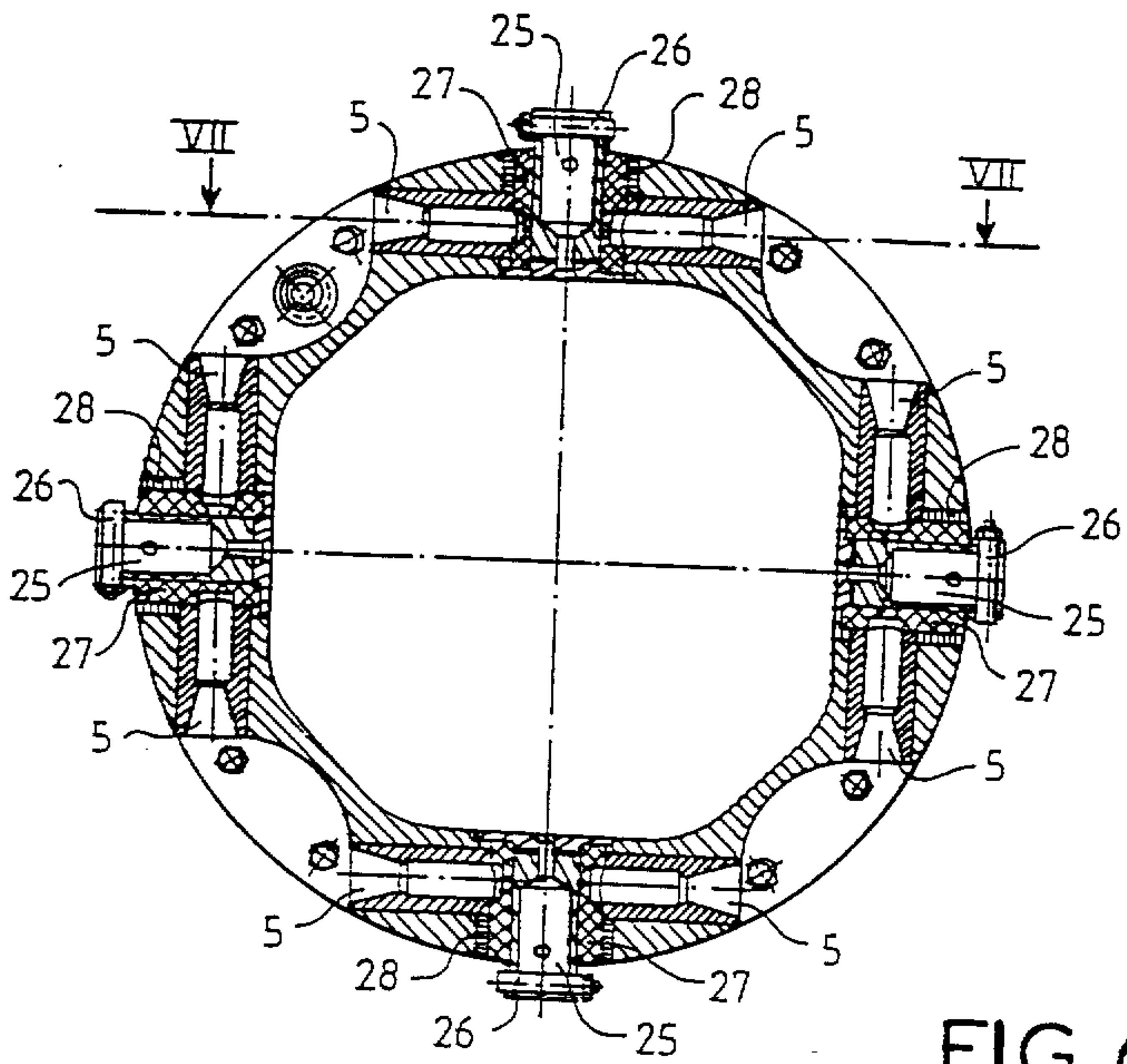


FIG. 6

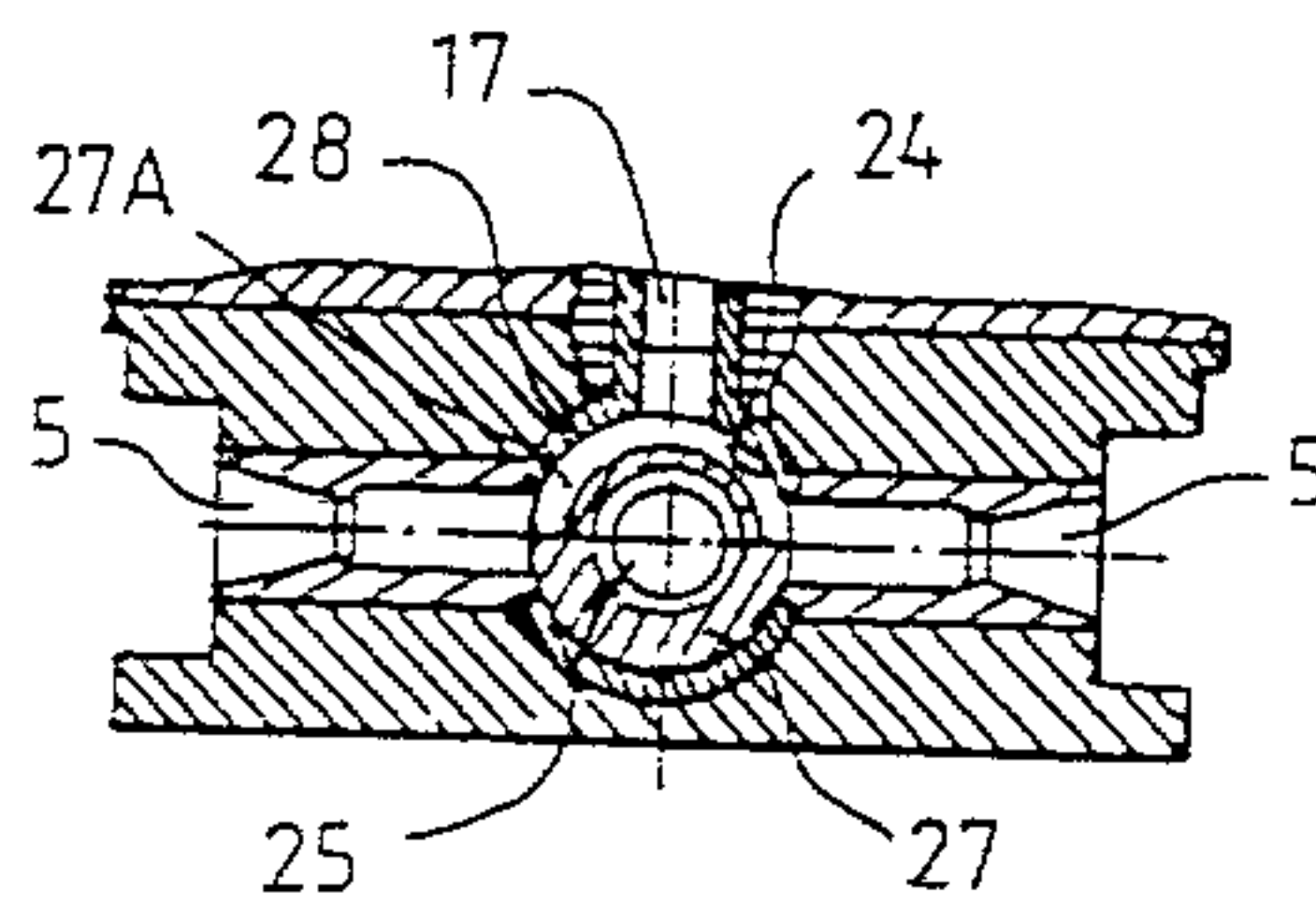


FIG. 7

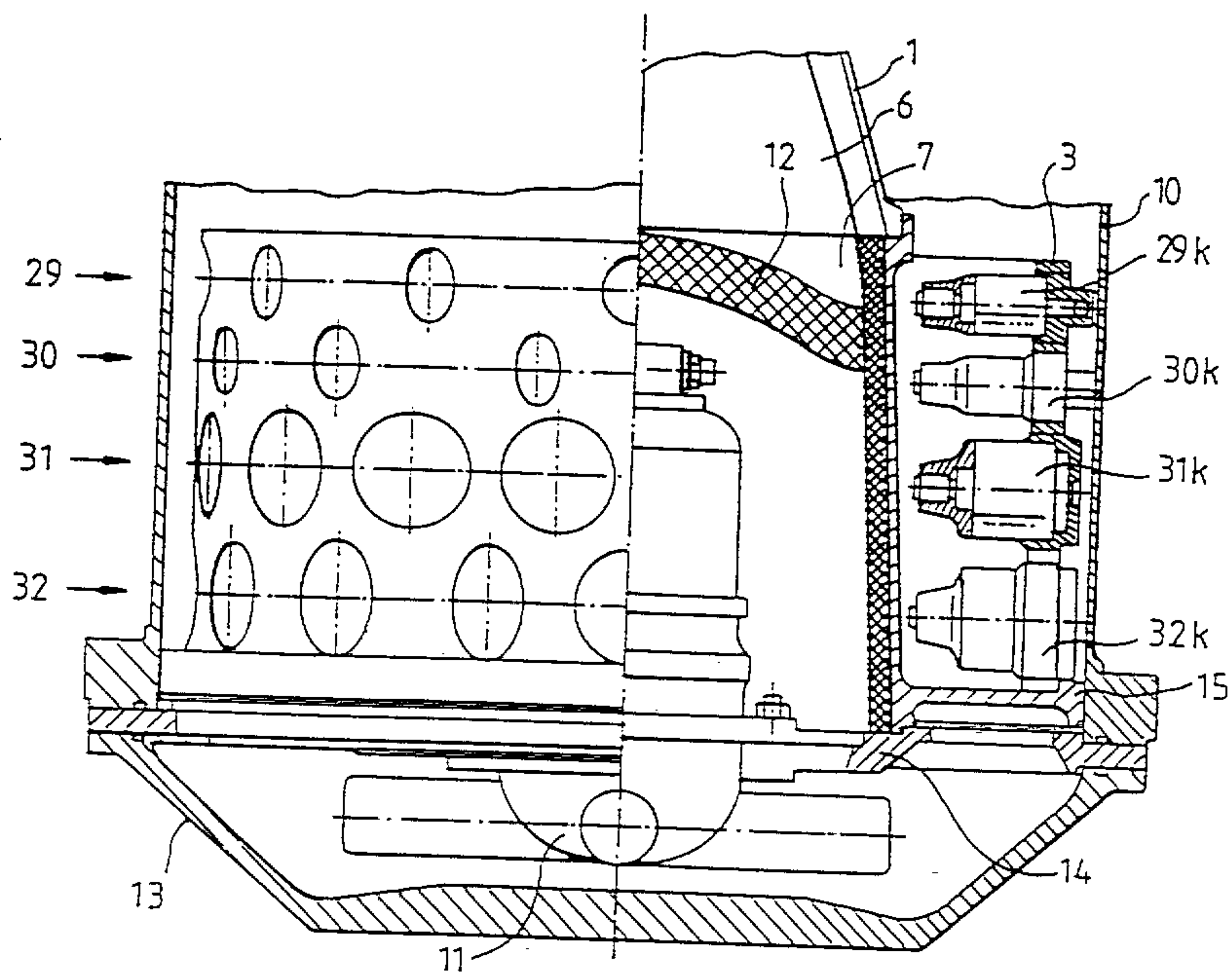


FIG.8

