

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
14 juin 2018 (14.06.2018)



(10) Numéro de publication internationale
WO 2018/104594 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F16F 15/32 (2006.01) F42B 10/02 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2017/000224

(22) Date de dépôt international :
28 novembre 2017 (28.11.2017)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1601750 08 décembre 2016 (08.12.2016) FR

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

(72) Inventeurs : BOURDILLON, Rémi ; MBDA France, 1 avenue Réaumur, 92350 Le Plessis-Robinson (FR).

REISCH, François ; MBDA France, 1 avenue Réaumur, 92350 Le Plessis-Robinson (FR). GUIBOUT, Vincent ; MBDA France, 1 avenue Réaumur, 92350 Le Plessis-Robinson (FR).

(74) Mandataire : HAUER, Bernard ; Gevers & Ores, 41 avenue de Friedland, 75008 Paris (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(54) Title: BALANCING ASSEMBLY COMPRISING BALANCING RINGS FOR A MISSILE AND MISSILE PROVIDED WITH SUCH A BALANCING ASSEMBLY

(54) Titre : ENSEMBLE D'ÉQUILIBRAGE À BAGUES D'ÉQUILIBRAGE POUR MISSILE ET MISSILE POURVU D'UN TEL ENSEMBLE D'ÉQUILIBRAGE

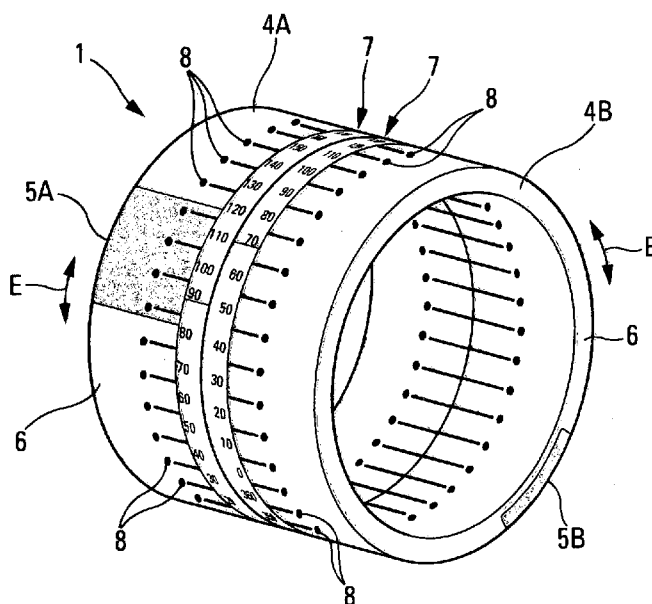


Fig. 2

(57) Abstract: The invention relates to a balancing assembly (1) comprising two balancing rings (4A, 4B) to be mounted on a missile, each of said balancing rings (4A, 4B) comprising a ballast (5A, 5B) located on the corresponding balancing ring (4A, 4B). According to the invention, each of the balancing rings (4A, 4B) can be driven in rotation and fixed in a given angular position.

(57) Abrégé : L'ensemble d'équilibrage (1) comporte deux bagues d'équilibrage (4A, 4B) destinées à être montées sur le missile, chacune desdites bagues d'équilibrage (4A, 4B) comportant un lest (5A, 5B) qui est localisé sur la bague d'équilibrage (4A, 4B) correspondante, chacune desdites bagues d'équilibrage (4A, 4B) étant apte à être entraînée en rotation et à être fixée dans une position angulaire donnée.



(84) États désignés (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible*) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée:

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

**Ensemble d'équilibrage à bagues d'équilibrage pour missile et
missile pourvu d'un tel ensemble d'équilibrage.**

La présente invention concerne un ensemble d'équilibrage pour un
5 missile et un missile pourvu d'un tel ensemble d'équilibrage.

Dans le cadre de la présente invention, on entend par missile tout
engin volant présentant une structure externe en partie cylindrique et pourvu
de moyens de propulsion, et qui est de préférence guidé. Bien que non
exclusivement, la présente invention se rapporte plus particulièrement à des
10 missiles tactiques.

On sait que, dans un certain nombre d'utilisations, il est indispensable
de maîtriser avec précision la position radiale du centre de gravité d'un tel
missile. Généralement, les solutions usuelles pour ce faire consistent à fixer
des masses ponctuelles, sur les structures, en fonction du besoin
15 d'équilibrage individuel de chaque missile.

Ainsi, il est connu d'équilibrer le missile à l'aide de masselottes
métalliques compactes, massives et pesantes, ces masselottes étant fixées
sur le missile, par boulonnage par exemple.

Une telle procédure connue d'équilibrage d'un missile est longue et
20 complexe, car elle est manuelle et itérative. De plus, elle est potentiellement
dangereuse, car elle expose le personnel de production pendant un temps
important au missile actif. Par ailleurs, lors de la détonation de la charge du
missile ou lors de l'éclatement accidentel du propulseur du missile, ces
masselottes d'équilibrage compactes sont projetées en tous sens. Aussi, en
25 fonction du lieu de détonation de la charge, la projection de ces éclats peut
causer des dommages collatéraux (tireur, poste de tir, ...).

Par ailleurs, par le document FR-2 644 937, on connaît des
masselottes d'équilibrage pour un missile tactique pouvant tourner autour de
son axe longitudinal. Ces masselottes d'équilibrage ont pour objet de
30 simplifier la procédure d'équilibrage du missile tactique en roulis, en évitant
l'utilisation d'outils dangereux et en interdisant aux masselottes d'équilibrage

de pouvoir se transformer en projectiles dangereux. Pour ce faire, chaque masselotte d'équilibrage est constituée par de la grenaille qui est enfermée dans un emballage clos. Sous l'effet de la détonation d'une charge ou d'un éventuel éclatement du propulseur, l'emballage de la grenaille est désagré-
5 et la grenaille forme une gerbe de faible énergie, à cause de la petitesse et de la dispersion des grains. Les masselottes ne peuvent donc pas se transformer en projectiles dangereux.

En outre, le missile tactique est pourvu d'alvéoles aptes à recevoir les masselottes d'équilibrage. De telles alvéoles sont, de préférence, pratiquées
10 dans la face interne d'au moins un capot aérodynamique dudit missile. En variante, les alvéoles peuvent être accessibles de l'extérieur, à travers des fenêtres qui sont éventuellement obturées après mise en place des masselottes d'équilibrage.

Cette solution qui permet de réduire les effets collatéraux nécessite
15 toutefois une certaine durée de mise en place des masselottes.

Plus globalement, les solutions usuelles d'équilibrage nécessitent donc d'ajouter à chaque missile, en fonction du besoin, une ou plusieurs masselottes d'équilibrage sur les structures. Cette opération d'équilibrage nécessite généralement de démontrer une partie du missile. De plus, l'ajout
20 de ces masselottes génère une variation de masse et de centrage d'un missile à l'autre, et donc de performances. En outre, la trajectoire de ces masselottes, après impact, n'est en général pas maîtrisée. Par ailleurs, la mise en place de telles masselottes d'équilibrage est généralement réalisée tronçon par tronçon, ce qui nécessite un temps de montage relativement long.

25 La présente invention concerne un ensemble d'équilibrage pour un missile, qui permet de remédier aux inconvénients précités.

Selon l'invention, l'ensemble d'équilibrage comporte deux bagues d'équilibrage destinées à être montées sur le missile, chacune desdites bagues d'équilibrage comportant un lest qui est localisé sur la bague
30 d'équilibrage correspondante, chacune desdites bagues d'équilibrage étant

apte à être entraînée en rotation et à être fixée dans une position angulaire donnée.

Ainsi, grâce à l'invention, on agence sur le missile, deux bagues d'équilibrage rotatives à lestage excentrique, dont les positions angulaires
5 autour de l'axe longitudinal peuvent être réglées de manière à corriger le balourd statique naturel d'équilibrage du missile. Ce réglage de la position angulaire (autour de l'axe longitudinal) des deux bagues d'équilibrage est possible de l'extérieur du missile, sans démontage des structures, comme précisé ci-dessous.

10 Par conséquent, grâce à l'invention, on obtient un ensemble d'équilibrage permettant de régler la position radiale du centre de gravité du missile, sans modifier sa masse et son centrage longitudinal, et sans avoir à réaliser de démontage au moment de l'opération (ou procédé) d'équilibrage, ce qui facilite cette opération d'équilibrage.

15 Dans un mode de réalisation préféré, chacune desdites bagues d'équilibrage comporte un anneau réalisé en un premier matériau présentant une première densité, et le lest est intégré dans cet anneau et est réalisé en un second matériau, par exemple en tungstène, présentant une seconde densité qui est supérieure à ladite première densité. De préférence, pour
20 chacune desdites bagues d'équilibrage, le lest est intégré dans un tronçon en arc de cercle de l'anneau. Avantageusement, le lest est fixé, de préférence collé, dans l'anneau.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré, ledit lest comporte de la grenaille qui est enrobée dans une résine. Ce mode de réalisation
25 préféré permet d'éviter que le lest ne devienne un projectile dangereux, en cas de détonation de la charge notamment, la résine se désagrégeant sous la détonation de la charge.

Avantageusement, chacune desdites bagues d'équilibrage est pourvue d'une graduation angulaire périphérique, ledit lest étant agencé à une
30 position angulaire donnée par rapport à ladite graduation angulaire. De

préférence, les deux bagues d'équilibrage sont agencées coaxialement, l'une à côté de l'autre, avec leurs graduations angulaires se faisant face.

En outre, dans un mode de réalisation avantageux, chacune desdites bagues d'équilibrage est pourvue d'un ensemble de trous de réglage répartis
5 autour de la périphérie de l'anneau correspondant.

La présente invention concerne également un missile.

Selon l'invention, ledit missile est pourvu d'un ensemble d'équilibrage tel que celui décrit ci-dessus, les bagues d'équilibrage dudit ensemble d'équilibrage étant montées sur le missile coaxialement à un axe longitudinal
10 dudit missile de manière à pouvoir être entraînées en rotation autour de cet axe longitudinal.

Dans un premier mode de réalisation, l'ensemble d'équilibrage est monté sur une face du missile, radialement externe par rapport à l'axe longitudinal dudit missile et est directement accessible de l'extérieur.

15 En outre, dans un second mode de réalisation, l'ensemble d'équilibrage est monté à l'intérieur d'une structure externe du missile, ladite structure externe étant pourvue d'au moins une fenêtre permettant d'accéder de l'extérieur à au moins une partie de chacune des bagues d'équilibrage.

Avantageusement, le missile comporte également des moyens de
20 fixation configurés pour immobiliser en rotation chacune desdites bagues d'équilibrage dans une position angulaire donnée.

La présente invention concerne, en outre, un procédé d'équilibrage d'un missile tel que celui précité. Selon l'invention, ledit procédé d'équilibrage comporte les étapes successives suivantes :

- 25 - une première étape de mesure consistant à placer le missile sur un banc d'équilibrage pourvu de trois points de mesure, dans une première position, et à mesurer, dans cette première position, des premières valeurs de poids dudit missile mesurées, respectivement, auxdits trois points de mesure ;
- une seconde étape de mesure consistant à tourner le missile de 90° autour
30 de son axe longitudinal par rapport à la première position pour l'amener dans une seconde position sur le banc d'équilibrage, et à mesurer, dans cette

seconde position, des secondes valeurs de poids dudit missile mesurées, respectivement, auxdits trois points de mesure ;

- une première étape de calcul consistant à calculer, à partir des premières et secondes valeurs de poids mesurées auxdites première et seconde étapes de mesure, des coordonnées dans un plan transversal du centre de gravité du missile ;

- une deuxième étape de calcul consistant à calculer, à partir des coordonnées du centre de gravité et de positions angulaires prédéterminées des deux bagues d'équilibrage, pour chacune desdites bagues d'équilibrage une position angulaire de réglage, permettant de positionner le centre de gravité dans une zone prédéterminée dans le plan transversal (du missile) ; et

- une étape de réglage consistant à amener chacune des deux bagues d'équilibrage dans sa position angulaire de réglage ainsi calculée.

Avantageusement, le procédé d'équilibrage comporte, de plus, une étape de vérification mise en œuvre après l'étape de réglage et consistant à vérifier, en mettant en œuvre les première et seconde étapes de mesure et les première et seconde étapes de calcul, si le positionnement du centre de gravité est situé dans une zone prédéterminée dans un plan transversal du missile, et dans la négative, à refaire un réglage en mettant en œuvre l'étape de réglage.

Des étapes du procédé, notamment l'étape de rotation du missile et l'étape de réglage, peuvent être réalisées au moins en partie de façon manuelle. Toutefois, dans un mode de réalisation préféré, l'ensemble desdites étapes du procédé est mis en œuvre de façon automatique.

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

La figure 1 montre schématiquement, en perspective, un exemple de missile tactique, auquel est appliquée la présente invention.

La figure 2 est une vue, en perspective, de deux bagues d'équilibrage d'un ensemble d'équilibrage.

La figure 3 est une vue, en perspective, d'une variante de réalisation d'un ensemble d'équilibrage monté sur un tronçon d'un missile.

La figure 4 montre schématiquement une variante de réalisation d'un lest d'une bague d'équilibrage.

5 Les figures 5 et 6 montrent deux étapes particulières successives d'un procédé d'équilibrage du missile qui est monté sur un banc d'équilibrage, respectivement dans deux positions différentes.

La figure 7 est le schéma synoptique d'un procédé d'équilibrage d'un missile pourvu d'un ensemble d'équilibrage conforme à l'invention.

10 Le missile 2, représenté à titre d'exemple sur la figure 1, auquel est appliquée la présente invention, comporte des ailes (ou ailettes) 3 pour son guidage, ou bien pour sa mise en rotation autour de son axe longitudinal L - L dans le cas d'un missile tournant autour de son axe longitudinal.

Dans la description suivante, on utilise un repère R associé au missile 2 et défini selon trois axes, à savoir un axe X qui est orienté suivant ledit axe longitudinal L - L vers l'avant du missile 2, et deux axes Y et Z qui définissent un plan transversal YZ qui est orthogonal audit axe X.

La présente invention peut être appliquée à tout type de missile 2. Ce missile 2 est pourvu d'un ensemble d'équilibrage 1.

20 Selon l'invention, l'ensemble d'équilibrage 1 comporte deux bagues d'équilibrage 4A et 4B destinées à être montées sur le missile 2. Comme représenté sur la figure 2, chacune desdites bagues d'équilibrage 4A et 4B comporte un lest 5A, 5B qui est localisé sur une zone réduite de la bague d'équilibrage 4A, 4B correspondante.

25 Chacune desdites bagues d'équilibrage 4A et 4B est configurée pour pouvoir être entraînée en rotation et être fixée dans une position angulaire donnée.

Plus précisément, les bagues d'équilibrage 4A et 4B sont montées sur le missile 2, coaxialement à son axe longitudinal L - L, de manière à pouvoir 30 être entraînées en rotation autour de cet axe longitudinal L - L, comme illustré par des doubles flèches E sur les figures 1 et 2.

Dans le cadre de la présente invention, l'ensemble d'équilibrage 1 comporte un système de rotation (non représenté), apte à permettre la rotation des bagues équilibrage 4A et 4B. Il peut s'agir de tout système apte à générer une telle rotation. À titre d'illustration, ce système de rotation peut
5 comporter, pour chaque bague d'équilibrage, un ou plusieurs rails circulaires montés sur le missile, ainsi que des moyens associés permettant de déplacer la bague d'équilibrage sur ce ou ces rails.

Dans un mode de réalisation préféré, comme on peut le voir à plus grande échelle sur la figure 2, chacune des bagues d'équilibrage 4A et 4B
10 comporte un anneau 6 réalisé en un premier matériau présentant une première densité. Le lest 5A, 5B est intégré dans cet anneau 6. De plus, il est réalisé en un second matériau, par exemple du tungstène, qui présente une seconde densité qui est supérieure à ladite première densité.

Cette seconde densité est, de préférence, au moins 150 fois
15 supérieures à la première densité. À titre d'illustration non limitative, le premier matériau dans lequel est réalisé l'anneau 6 peut, notamment, être un matériau thermoplastique, une mousse polypropylène expansée, ou une mousse polyméthacrylate.

On obtient ainsi, grâce à ce premier matériau, des bagues
20 d'équilibrage 4A et 4B globalement légères permettant de ne pas générer un poids supplémentaire important et désavantageux, excepté pour le lest 5A, 5B qui est plus lourd de manière à pouvoir remplir efficacement son rôle de lestage.

Pour chacune des bagues d'équilibrage 4A et 4B, le lest 5A, 5B est
25 intégré et fixé dans un tronçon en arc de cercle de l'anneau 6. Dans un mode de réalisation particulier, le lest 5A, 5B est collé dans l'anneau 6.

Ainsi, par cet agencement du lest 5A, 5B dans une zone localisée (ou partie ou tronçon de taille réduite) de l'anneau 6, on obtient une bague d'équilibrage 4A, 4B présentant une répartition de masse non homogène avec
30 un lestage excentrique localisé, dont la position est connue sur l'anneau 6.

Chacune des bagues d'équilibrage 4A, 4B est pourvue d'une graduation angulaire 7 périphérique, agencée autour de toute la périphérie de la bague d'équilibrage 4A, 4B. Cette graduation angulaire 7 est munie de repères positionnés par exemple de 10° en 10°. Le lest 5A, 5B est agencé à une position angulaire donnée par rapport à cette graduation angulaire 7, à titre d'exemple entre des valeurs d'environ 80° et 120° pour le lest 5A de la figure 2.

Dans le mode de réalisation préféré représenté sur les figures 1 et 2, les deux bagues d'équilibrage 4A et 4B sont agencées coaxialement l'une à côté de l'autre avec leurs graduations angulaires 7 se faisant face, ce qui permet notamment de faciliter le réglage et de réduire l'encombrement.

En outre, dans un mode de réalisation particulier, chacune des bagues d'équilibrage 4A et 4B est pourvue d'un ensemble de trous de réglage 8 répartis autour de la périphérie de l'anneau 6 correspondant, comme représenté sur la figure 2. Les trous de réglage 8 d'une bague d'équilibrage 4A, 4B permettent à un opérateur d'agir sur la bague d'équilibrage 4A, 4B, par exemple à l'aide d'un stylet qui est introduit dans un trou de réglage 8 et qui est déplacé pour faire tourner la bague de réglage 4B, 4B.

Dans ce mode de réalisation particulier, la mise en rotation est réalisée par pas, chaque pas de rotation étant égal à l'écartement angulaire entre deux trous de réglage 8 successifs, par exemple 10°.

Par ailleurs, dans un mode réalisation particulier, représenté sur la figure 4, le lest 5A, 5B comporte de la grenaille 9, c'est-à-dire qu'il est fragmenté. Cette grenaille 9 qui présente une granulométrie réduite, est enrobée dans une résine 17. Ce mode de réalisation particulier permet d'éviter que le lest 5A, 5B ne devienne un projectile dangereux, en cas de détonation de la charge du missile notamment. En effet, le lest 5A, 5B ainsi formé de grenaille se disloque lors de la détonation de la charge en une gerbe d'éclats de moindre taille et donc de faible énergie, ce qui permet d'éviter ou tout au moins de réduire les effets collatéraux.

Le missile 2 comporte également des moyens de fixation 10 configurés pour immobiliser en rotation chacune desdites bagues d'équilibrage 4A, 4B dans une position angulaire donnée.

Ces moyens de fixation 10 peuvent comporter des agrafes, des vis ou
5 des pions par exemple, qui sont insérés dans des trous ou encoches prévues dans les bagues d'équilibrage 4A et 4B pour les bloquer en rotation.

Sur l'exemple de la figure 3, on a représenté, comme moyens de fixation 10, une agrafe de fixation 11, pour chacune des bagues d'équilibrage 4A et 4B, qui est destinée à fixer en position la bague d'équilibrage 4A, 4B
10 correspondante afin de l'empêcher de tourner. Dans l'exemple représenté, chaque agrafe de fixation 11 comprend deux branches assemblées en forme de V, et elle pénètre avec les extrémités libres de ces branches dans deux trous 12 pratiqués dans la bague de fixation 4A, 4B. Ces trous 12 peuvent être des trous dédiés à la fixation.

15 Toutefois dans un mode de réalisation préféré, ces trous 12 sont des trous de réglage, tels que les trous de réglage 8 représentés sur la figure 2, et sont donc également destinés à permettre à une prise, via un outil tel qu'un stylet, pour permettre à un opérateur de faire tourner la bague d'équilibrage 4A, 4B.

20 Ainsi, grâce à l'invention, on agence sur le missile 2, deux bagues d'équilibrage 4A et 4B rotatives à lestage excentrique, dont les positions angulaires respectives autour de l'axe longitudinal L - L peuvent être réglées de manière à corriger le balourd statique naturel d'équilibrage du missile 2. La correction est obtenue en amenant les deux lests 5A et 5B à des positions
25 angulaires pour lesquelles leurs masses respectives déplacent le centre de gravité du missile dans le plan transversal YZ pour l'amener au centre, c'est-à-dire sur l'axe longitudinal L - L, ou tout au moins à une distance maximale acceptable de cet axe longitudinal. A titre d'exemple, si le missile ne présente pas de balourd statique naturel, les deux bagues d'équilibrage 4A et 4B sont
30 positionnées en rotation pour amener les deux lests 5A et 5B sur un même diamètre du corps du missile, de part et d'autre du centre, afin que leurs effets

respectifs sur le centre de gravité se compensent et ne déplacent pas le centre de gravité.

Ce réglage de la position angulaire (autour de l'axe longitudinal L - L) des deux bagues d'équilibrage 4A et 4B est possible de l'extérieur du missile 2, sans démontage des structures, comme précisé ci-dessous.

Par conséquent, grâce à l'invention, on obtient un ensemble d'équilibrage 1 permettant de régler la position radiale (dans le plan transversal YZ) du centre de gravité du missile 2 pour l'approcher du centre dudit missile 2, et ceci :

- sans modifier sa masse, puisque les bagues d'équilibrage 4A et 4B sont montées lors de la fabrication du missile 2 et qu'aucune masse supplémentaire n'est ajoutée pour réaliser le réglage ;
- sans modifier son centrage longitudinal (selon l'axe X), puisque les rotations des bagues d'équilibrage 4A et 4B entraînent des déplacements des lests 5A et 5B dans le plan transversal YZ mais pas selon l'axe longitudinal, chaque lest 5A, 5B étant maintenu dans la même position longitudinale (selon l'axe X) ; et
- sans avoir à réaliser de démontage au moment de l'opération d'équilibrage, ce qui facilite le réglage.

Dans le mode de réalisation représenté sur les figures 1 et 2, l'ensemble d'équilibrage 1 est monté sur une face 13 du missile 2, qui est radialement externe par rapport à l'axe longitudinal L - L dudit missile 2. Les bagues d'équilibrage 4A et 4B sont donc directement accessibles de l'extérieur pour le réglage et la fixation notamment.

En outre, en variante, l'ensemble d'équilibrage 1 peut être monté à l'intérieur d'une structure externe 14 du missile 2, comme représenté sur la figure 3. La structure externe 14 du missile 2, qui est représentée en transparence sur la figure 3, est alors pourvue de fenêtres 15 et 16 obtenues, par exemple, par une découpe dans cette structure externe 14. Ces fenêtres 15 et 16 permettent d'accéder de l'extérieur à des parties de chacune des

bagues d'équilibrage 4A et 4B pour leur mise en rotation (fenêtre 15) et leur fixation (les fenêtres 16 permettant d'accéder aux trous 12 notamment).

L'ensemble d'équilibrage 1, tel que décrit ci-dessus, permet d'utiliser des pièces identiques (bagues d'équilibrage) quel que soit le missile sur lequel il est monté, et ces pièces sont mises en place dans le missile avant
5 le réglage de l'équilibrage, ce qui constitue un gain substantiel en production (avec un temps d'intégration réduit).

L'ensemble d'équilibrage 1, tel que décrit ci-dessus, permet donc, par un réglage adéquat des bagues d'équilibrage 4A, 4B pourvues chacune d'un
10 lest localisé 5A, 5B, d'équilibrer efficacement le missile 2.

Le réglage de l'équilibrage d'un missile 2 pourvu d'un tel ensemble d'équilibrage 1 est réalisé à l'aide d'un procédé d'équilibrage précisé ci-dessous, en référence aux figures 5 et 6, en utilisant un banc d'équilibrage 18.

Le banc d'équilibrage 18 comporte :

- 15 - un plateau 19 permettant de recevoir le missile 2 et comprenant des moyens de mise en rotation (non représentés) permettant d'assurer la rotation du missile de 90° autour de son axe longitudinal (l'axe X) ;
- trois unités de mesure 20 (ou capteurs de poids (balances)) positionnées en triangle sous le plateau 19, dont seulement deux sont visibles sur les figures 5
20 et 6, qui permettent de peser chacune l'ensemble formé du plateau 19 et du missile 2 ; et
- une unité de calcul 21 permettant d'analyser les valeurs mesurées par les trois unités de mesure 20 et reçues via des liaisons 22.

Avant de commencer le procédé d'équilibrage, les bagues
25 d'équilibrage 4A et 4B sont positionnées dans une position angulaire connue et identique à chaque fois. Cette position est une donnée d'entrée de l'unité de calcul 21.

Le procédé d'équilibrage comporte les étapes successives suivantes, représentées sur la figure 7 :

- 30 - une étape de mesure E1 consistant à placer le missile 2 sur le banc d'équilibrage 18 (pourvu des trois points de mesure munis chacun d'une unité

de mesure 20) dans une première position P1, comme représenté sur la figure 5, et à mesurer, dans cette première position P1, à l'aide des unités de mesure 20, des premières valeurs de poids dudit missile 2, auxdits trois points de mesure. Pour l'étape de mesure E1, le missile 2 est par exemple positionné
5 à plat sur le plateau 19, avec l'axe Z vers le bas ;

- une étape de mesure E2 consistant à tourner le missile de 90° sur le banc d'équilibrage 18, à l'aide de moyens de mise en rotation (non représentés), par rapport à la première position P1 pour l'amener dans une seconde position P2, et à mesurer, dans cette seconde position P2, comme
10 représenté sur la figure 6, à l'aide des unités de mesure 20, des secondes valeurs de poids dudit missile 2 auxdits trois points de mesure. A l'étape de mesure E2, le missile 2 est donc soumis à une rotation de 90° autour de l'axe X et est positionné dans la même position axiale (suivant l'axe X) et sur le même plateau 19 qu'à l'étape de mesure E1 ;

15 - une étape de calcul E3 consistant à calculer, à l'aide de l'unité de calcul 21 liée auxdites unités de mesure 20 par l'intermédiaire des liaisons 22, à partir des premières et secondes valeurs de poids mesurées auxdites étapes de mesure E1 et E2, des coordonnées dans le plan transversal YZ du centre de gravité du missile 2 ;

20 - une étape de calcul E4 consistant à calculer, à partir des coordonnées du centre de gravité et de positions angulaires prédéterminées des deux bagues d'équilibrage 4A et 4B, pour chacune desdites bagues d'équilibrage 4A et 4B, une position angulaire de réglage, permettant de positionner le centre de gravité du missile 2 dans une zone prédéterminée dans le plan transversal
25 YZ. De préférence, cette zone prédéterminée est centrée au niveau de la section transversale du missile, autour du point d'intersection entre l'axe longitudinal et cette section transversale ; et

- une étape de réglage E5 consistant à amener chacune des deux bagues d'équilibrage 4A et 4B dans sa position angulaire de réglage, ainsi calculée à
30 l'étape de calcul E4.

Le procédé d'équilibrage comporte, de plus, une étape de vérification E6 mise en œuvre après l'étape de réglage E5 et consistant à vérifier, en mettant en œuvre les étapes de mesure E1 et E2 et les étapes de calcul E3 et E4, si le positionnement du centre de gravité est situé dans une zone
5 prédéterminée dans le plan transversal YZ du missile, et dans la négative, à refaire un réglage.

On précise ci-après certaines des étapes précitées du procédé d'équilibrage.

À l'étape de calcul E3, l'analyse des valeurs de poids mesurées par
10 chacune des trois unités de mesure 20 à l'étape de mesure E1 permet d'obtenir la coordonnée y du centre de gravité du missile 2 suivant l'axe Y.

De plus, à cette étape de calcul E3, l'analyse des valeurs de poids mesurés par chacune des trois unités de mesure 20 à l'étape de mesure E2 permet d'obtenir la coordonnée z du centre de gravité du missile 2 suivant
15 l'axe Z.

Ces différents résultats sont ensuite combinés de manière à obtenir les coordonnées du centre de gravité du missile 2 selon les axes Y et Z, qui sont donc respectivement : y et z.

À l'étape de calcul E4, la distance entre, d'une part, la position du
20 centre de gravité dans le plan transversal YZ et, d'autre part, l'axe X, est calculée, et elle est comparée à une distance maximale acceptable.

En fonction du résultat de cette comparaison :

- si la distance calculée est inférieure ou égale à ladite distance maximale acceptable, on arrête le procédé de réglage, le centre de gravité étant
25 correctement positionné ; et
- si la distance calculée est supérieure à cette distance maximale acceptable, on met en œuvre l'étape de réglage E5.

A cet effet, l'unité de calcul 21 calcule, à l'étape de calcul E4, la distance et la direction dans laquelle il faut déplacer le centre de gravité du
30 missile 2 pour que sa distance par rapport à l'axe X se réduise et devienne acceptable (c'est-à-dire inférieure à ladite distance maximale acceptable).

Connaissant la position angulaire initiale des bagues d'équilibrage 4A et 4B, et les caractéristiques physiques de celles-ci (géométrie, masse, position de leur centre de gravité, discrétisation (pas) du réglage angulaire), l'unité de calcul 21 calcule ensuite la rotation qu'il faut appliquer à chacune d'elles pour déplacer le centre de gravité du missile 2 à une distance acceptable de l'axe X.

Comme chaque bague d'équilibrage est graduée angulairement sur sa périphérie, et que chaque graduation est visible depuis l'extérieur du missile, il est ensuite aisé lors de l'étape de réglage E5 de déplacer angulairement les bagues d'équilibrage 4A et 4B conformément aux résultats obtenus à l'étape de calcul E4.

Cette opération peut être réalisée manuellement par un opérateur grâce à un outil de type stylet, ou de manière automatisée, comme précisé ci-dessous.

Une fois les bagues d'équilibrage 4A et 4B positionnées angulairement conformément aux résultats des calculs obtenus à l'étape de calcul E4, on vérifie à l'étape de vérification E6 si le procédé d'équilibrage a bien été efficace. Si le réglage est correct, on fixe les bagues d'équilibrage 4A et 4B angulairement en agissant depuis l'extérieur du missile 2, avec les moyens de fixation 10 tels que des agrafes 11, des vis ou des pions qui sont insérés dans les trous 12 des bagues d'équilibrage 4A et 4B. Si le réglage n'est pas correct, on refait les étapes précitées.

On peut envisager que le réglage angulaire de la position des bagues d'équilibrage 4A et 4B soit effectué manuellement, ou de manière automatisée et robotisée. Dans ce dernier cas, le banc d'équilibrage 18 doit donc être complètement automatisé, et tous les éléments de ce banc d'équilibrage 18 doivent être configurés pour réaliser leurs fonctions respectives de façon automatique. En réalisant le réglage angulaire de la position des bagues d'équilibrage de manière automatisée, on est en mesure de minimiser le temps passé par le missile en cellule pyrotechnique, ce qui génère un gain de coût, et le réglage peut se faire sans opérateur

dans la cellule pyrotechnique, ce qui est avantageux en terme de sécurité.

La présente invention permet donc :

- d'équilibrer statiquement un missile 2 sans disperser son centrage longitudinal ni sa masse, donc sans disperser ses performances ; et
- 5 - de procéder à l'équilibrage du missile 2 en toute fin d'intégration du missile (donc sur le missile complet), ce qui permet de limiter la durée du procédé d'équilibrage et donc de la production du missile.

REVENDICATIONS

1. Ensemble d'équilibrage pour un missile,
caractérisé en ce qu'il comporte deux bagues d'équilibrage (4A, 4B) destinées
5 à être montées sur le missile (2), chacune desdites bagues d'équilibrage (4A,
4B) comportant un lest (5A, 5B) qui est localisé sur la bague d'équilibrage (4A,
4B) correspondante, chacune desdites bagues d'équilibrage (4A, 4B) étant
apte à être entraînée en rotation et à être fixée dans une position angulaire
donnée.
- 10 2. Ensemble selon la revendication 1,
caractérisé en ce que chacune desdites bagues d'équilibrage (4A, 4B)
comporte un anneau (6) réalisé en un premier matériau présentant une
première densité, et en ce que le lest (5A, 5B) est intégré dans cet anneau (6)
et est réalisé en un second matériau présentant une seconde densité qui est
15 supérieure à ladite première densité.
3. Ensemble selon la revendication 2,
caractérisé en ce que, pour chacune desdites bagues d'équilibrage (4A, 4B),
le lest (5A, 5B) est intégré dans un tronçon en arc de cercle de l'anneau (6).
4. Ensemble selon l'une des revendications 2 et 3,
20 caractérisé en ce que le lest (5A, 5B) est fixé dans l'anneau (6).
5. Ensemble selon l'une quelconque des revendications précédentes,
caractérisé en ce que ledit lest (5A, 5B) comporte de la grenaille (9) qui est
enrobée dans une résine (17).
6. Ensemble selon l'une quelconque des revendications précédentes,
25 caractérisé en ce que chacune desdites bagues d'équilibrage (4A, 4B) est
pourvue d'une graduation angulaire (7) périphérique, ledit lest (5A, 5B) étant
agencé à une position angulaire donnée par rapport à ladite graduation
angulaire (7).
7. Ensemble selon la revendication 6,

caractérisé en ce que les deux bagues d'équilibrage (4A, 4B) sont agencées coaxialement, l'une à côté de l'autre avec leurs graduations angulaires (7) se faisant face.

8. Ensemble selon l'une quelconque des revendications précédentes,
5 caractérisé en ce que chacune desdites bagues d'équilibrage (4A, 4B) est pourvue d'un ensemble de trous de réglage (8) répartis autour de la périphérie de l'anneau (6) correspondant.

9. Missile,
caractérisé en ce qu'il est pourvu d'un ensemble d'équilibrage (1) tel que celui
10 spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 8, les bagues d'équilibrage (4A, 4B) dudit ensemble d'équilibrage (1) étant montées sur le missile (2) coaxialement à un axe longitudinal (L - L) dudit missile (2) de manière à pouvoir être entraînées en rotation autour de cet axe longitudinal (L - L).

- 15 10. Missile selon la revendication 9,
caractérisé en ce que l'ensemble d'équilibrage (1) est monté sur une face (13) du missile (2), radialement externe par rapport à l'axe longitudinal (L - L) dudit missile (2).

11. Missile selon la revendication 9,
20 caractérisé en ce que l'ensemble d'équilibrage (4A, 4B) est monté à l'intérieur d'une structure externe (14) du missile (2), ladite structure externe (14) étant pourvue d'au moins une fenêtre (15, 16) permettant d'accéder de l'extérieur à au moins une partie de chacune des bagues d'équilibrage (4A, 4B).

12. Missile selon l'une quelconque des revendication 9 à 11,
25 caractérisé en ce qu'il comporte des moyens de fixation (10) configurés pour immobiliser en rotation chacune desdites bagues d'équilibrage (4A, 4B) dans une position angulaire donnée.

13. Procédé d'équilibrage d'un missile tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 9 à 12,
30 caractérisé en ce qu'il comporte les étapes successives suivantes :

- une première étape de mesure (E1) consistant à placer le missile (2) sur un banc d'équilibrage (18) pourvu de trois points de mesure, dans une première position (P1), et à mesurer, dans cette première (P1) position, des premières valeurs de poids dudit missile (2) mesurées respectivement auxdits trois points de mesure ;
- une seconde étape de mesure (E2) consistant à tourner le missile (2) de 90° autour de son axe longitudinal (L – L) par rapport à la première position (P1) pour l'amener dans une seconde position (P2) sur le banc d'équilibrage (18), et à mesurer, dans cette seconde position (P2), des secondes valeurs de poids dudit missile (2) mesurées respectivement auxdits trois points de mesure ;
- une première étape de calcul (E3) consistant à calculer, à partir des premières et secondes valeurs de poids mesurées auxdites première et seconde étapes de mesure (E1, E2), des coordonnées dans un plan transversal du centre de gravité du missile (2);
- une deuxième étape de calcul (E4) consistant à calculer, à partir des coordonnées du centre de gravité et de positions angulaires prédéterminées des deux bagues d'équilibrage (4A, 4B), pour chacune desdites bagues d'équilibrage (4A, 4B) une position angulaire de réglage, permettant de positionner le centre de gravité dans une zone prédéterminée dans le plan transversal ; et
- une étape de réglage (E5) consistant à amener chacune des deux bagues d'équilibrage (4A, 4B) dans sa position angulaire de réglage ainsi calculée.

14. Procédé selon la revendication 13,

- caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, une étape de vérification (E6) mise en œuvre après l'étape de réglage (E5) et consistant à vérifier, en mettant en œuvre les première et seconde étapes de mesure (E1, E2) et les première et seconde étapes de calcul (E3, E4), si le positionnement du centre de gravité est effectivement situé dans une zone prédéterminée dans un plan transversal du missile (2), et dans la négative, à refaire un réglage en mettant en œuvre l'étape de réglage (E5).

15. Procédé selon l'une des revendications 13 et 14, caractérisé en ce que lesdites étapes du procédé sont mises en œuvre de façon automatique.

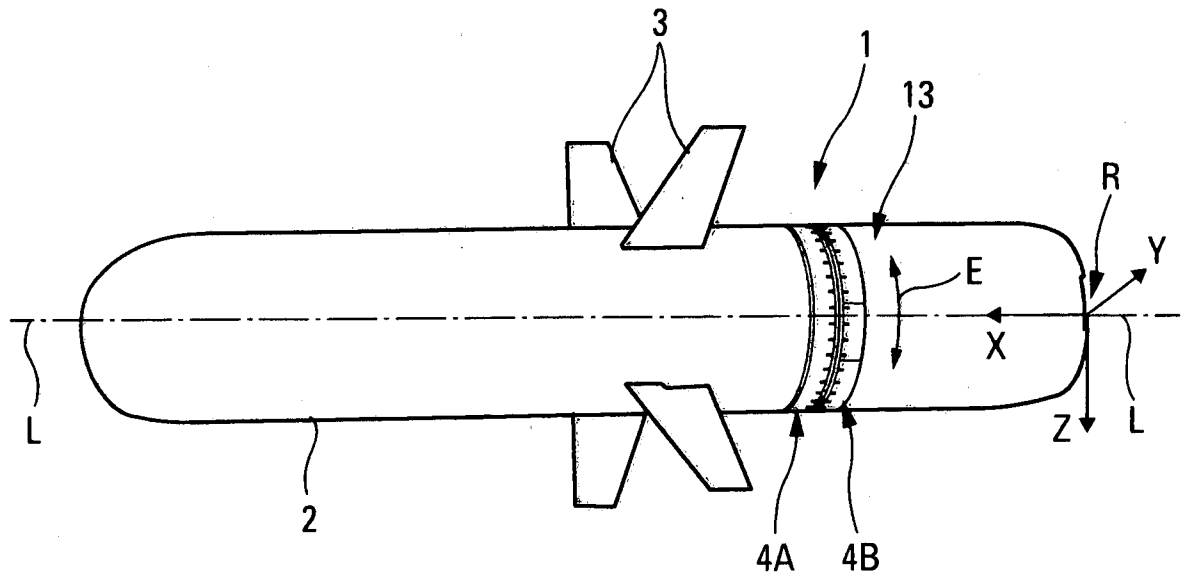


Fig. 1

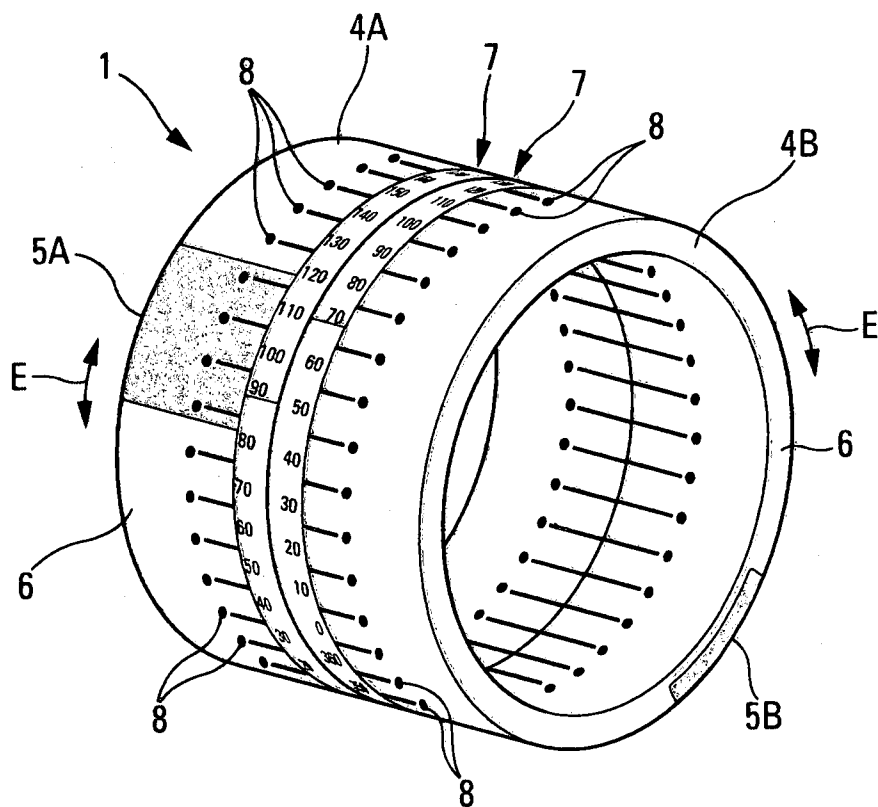


Fig. 2

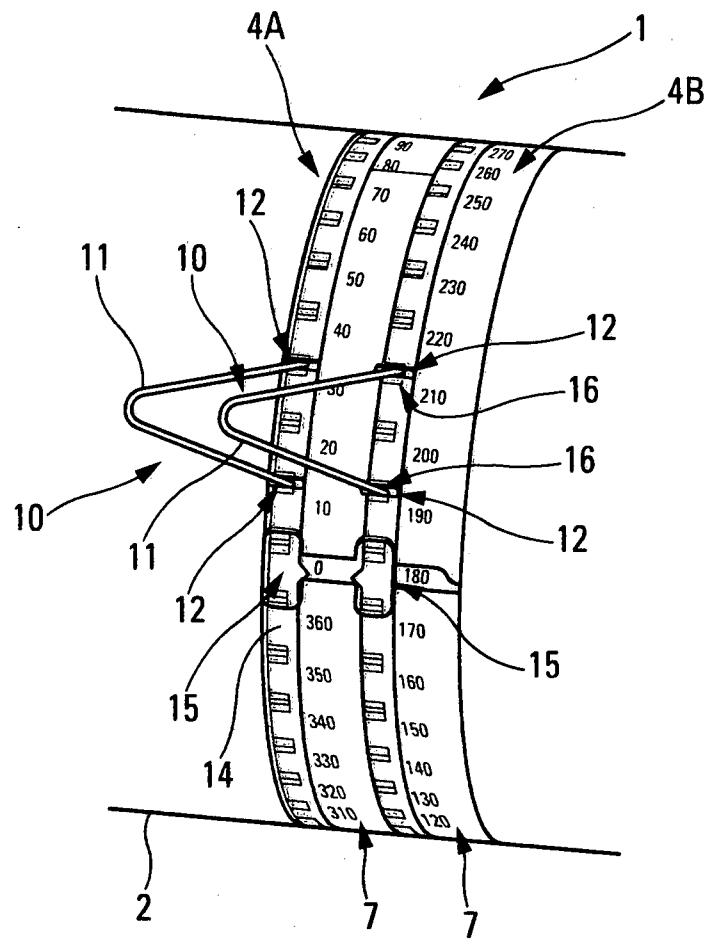


Fig. 3

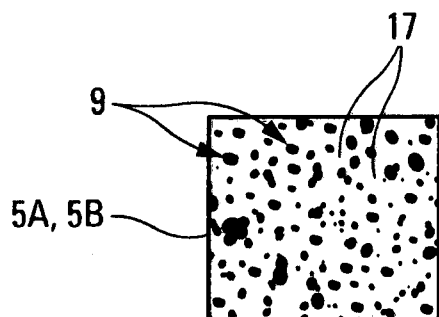


Fig. 4

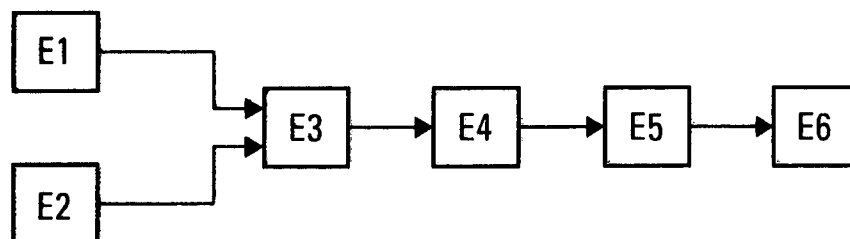


Fig. 7

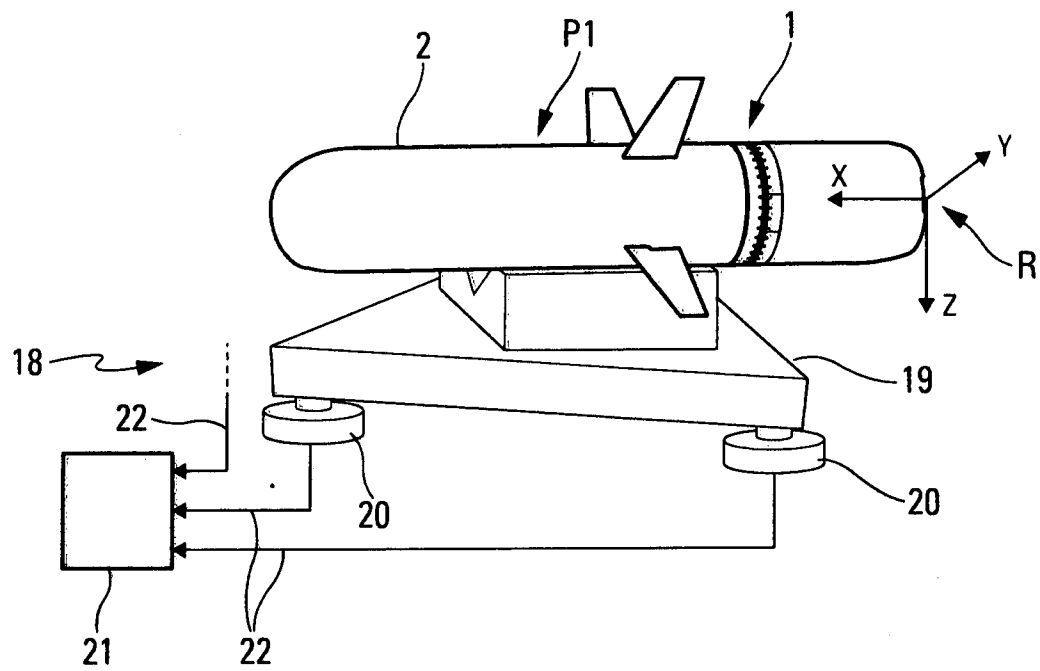


Fig. 5

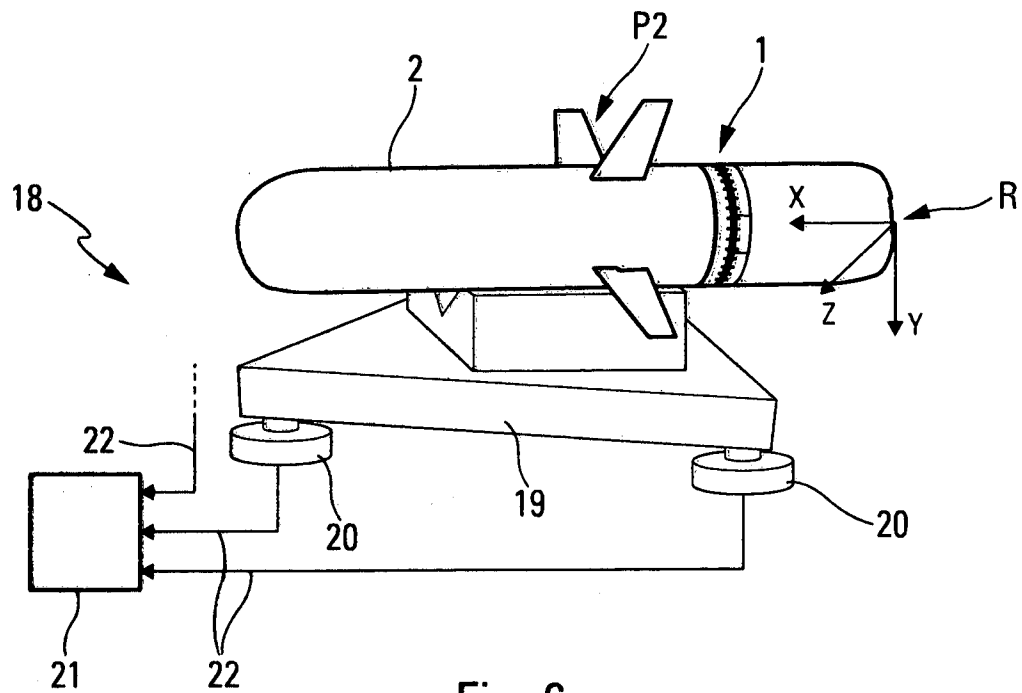


Fig. 6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2017/000224

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. F16F15/32 F42B10/02
ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F16F F42B

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	GB 549 189 A (UNITED AIRCRAFT CORP) 10 November 1942 (1942-11-10)	1
A	the whole document	2-15
X	WO 95/26258 A1 (KENNAMETAL HERTEL AG [DE]; JAEGER HORST [DE]; MUELLER GEBHARD [DE]) 5 October 1995 (1995-10-05)	1,6,7
A	the whole document	2-5,8-15
X	WO 94/16852 A1 (KENNAMETAL INC [US]) 4 August 1994 (1994-08-04)	1
A	the whole document	2-15
X	DE 10 2011 102315 A1 (ROLLS ROYCE DEUTSCHLAND [DE]) 29 November 2012 (2012-11-29)	1
A	the whole document	2-15
	----- -/-	



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

8 March 2018

Date of mailing of the international search report

16/03/2018

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Werth, Jochen

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2017/000224

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	WO 2013/144460 A1 (MBDA FRANCE [FR]) 3 October 2013 (2013-10-03) the whole document -----	1-15
A	WO 96/41113 A1 (LOCKHEED MARTIN ENERGY SYS INC [US]) 19 December 1996 (1996-12-19) the whole document -----	1-15

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2017/000224

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
GB 549189	A	10-11-1942	NONE
WO 9526258	A1	05-10-1995	AT 181863 T 15-07-1999
		CA 2186723 A1 05-10-1995	
		EP 0751851 A1 08-01-1997	
		ES 2134449 T3 01-10-1999	
		JP 3494655 B2 09-02-2004	
		JP H09510664 A 28-10-1997	
		RU 2123914 C1 27-12-1998	
		US 5810527 A 22-09-1998	
		WO 9526258 A1 05-10-1995	
WO 9416852	A1	04-08-1994	AU 669241 B2 30-05-1996
		CA 2151941 A1 04-08-1994	
		DE 682585 T1 29-08-1996	
		DE 69325723 D1 26-08-1999	
		DE 69325723 T2 27-01-2000	
		EP 0682585 A1 22-11-1995	
		JP 3368354 B2 20-01-2003	
		JP H08500781 A 30-01-1996	
		US 5263995 A 23-11-1993	
		WO 9416852 A1 04-08-1994	
DE 102011102315	A1	29-11-2012	NONE
WO 2013144460	A1	03-10-2013	EP 2644937 A1 02-10-2013
		FR 2988793 A1 04-10-2013	
		US 2015041582 A1 12-02-2015	
		WO 2013144460 A1 03-10-2013	
WO 9641113	A1	19-12-1996	AU 5984496 A 30-12-1996
		CA 2199267 A1 19-12-1996	
		EP 0779967 A1 25-06-1997	
		WO 9641113 A1 19-12-1996	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2017/000224

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. F16F15/32 F42B10/02
ADD.

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
F16F F42B

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	GB 549 189 A (UNITED AIRCRAFT CORP) 10 novembre 1942 (1942-11-10)	1
A	le document en entier	2-15
X	WO 95/26258 A1 (KENNAMETAL HERTEL AG [DE]; JAEGER HORST [DE]; MUELLER GEBHARD [DE]) 5 octobre 1995 (1995-10-05)	1,6,7
A	le document en entier	2-5,8-15
X	WO 94/16852 A1 (KENNAMETAL INC [US]) 4 août 1994 (1994-08-04)	1
A	le document en entier	2-15
X	DE 10 2011 102315 A1 (ROLLS ROYCE DEUTSCHLAND [DE]) 29 novembre 2012 (2012-11-29)	1
A	le document en entier	2-15
	----- -/-	



Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents



Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent

"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date

"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)

"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens

"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

"X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

"Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

8 mars 2018

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

16/03/2018

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale

Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Werth, Jochen

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	WO 2013/144460 A1 (MBDA FRANCE [FR]) 3 octobre 2013 (2013-10-03) le document en entier -----	1-15
A	WO 96/41113 A1 (LOCKHEED MARTIN ENERGY SYS INC [US]) 19 décembre 1996 (1996-12-19) le document en entier -----	1-15

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2017/000224

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
GB 549189	A	10-11-1942	AUCUN	
WO 9526258	A1	05-10-1995	AT 181863 T	15-07-1999
			CA 2186723 A1	05-10-1995
			EP 0751851 A1	08-01-1997
			ES 2134449 T3	01-10-1999
			JP 3494655 B2	09-02-2004
			JP H09510664 A	28-10-1997
			RU 2123914 C1	27-12-1998
			US 5810527 A	22-09-1998
			WO 9526258 A1	05-10-1995
WO 9416852	A1	04-08-1994	AU 669241 B2	30-05-1996
			CA 2151941 A1	04-08-1994
			DE 682585 T1	29-08-1996
			DE 69325723 D1	26-08-1999
			DE 69325723 T2	27-01-2000
			EP 0682585 A1	22-11-1995
			JP 3368354 B2	20-01-2003
			JP H08500781 A	30-01-1996
			US 5263995 A	23-11-1993
			WO 9416852 A1	04-08-1994
DE 102011102315	A1	29-11-2012	AUCUN	
WO 2013144460	A1	03-10-2013	EP 2644937 A1	02-10-2013
			FR 2988793 A1	04-10-2013
			US 2015041582 A1	12-02-2015
			WO 2013144460 A1	03-10-2013
WO 9641113	A1	19-12-1996	AU 5984496 A	30-12-1996
			CA 2199267 A1	19-12-1996
			EP 0779967 A1	25-06-1997
			WO 9641113 A1	19-12-1996