



⑫ **FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

④⑤ Date de publication du fascicule du brevet :
09.11.94 Bulletin 94/45

⑤① Int. Cl.⁵ : **F41G 3/00**

②① Numéro de dépôt : **91400061.7**

②② Date de dépôt : **11.01.91**

⑤④ **Dispositif de visée auto-escamotable pour équipement optoélectronique de localisation et d'identification embarqué.**

③⑩ Priorité : **16.01.90 FR 9000427**

④③ Date de publication de la demande :
24.07.91 Bulletin 91/30

④⑤ Mention de la délivrance du brevet :
09.11.94 Bulletin 94/45

⑧④ Etats contractants désignés :
DE ES FR GB IT

⑤⑥ Documents cités :
FR-A- 2 618 122
GB-A- 918 118
AVIATION WEEK AND SPACE TECHNOLOGY,
vol. 123, no. 7, 19 août 1985, pages 44-47;H.J.
COLEMAN: "Two federal agencies support
hypersonic transport research"

⑦③ Titulaire : **THOMSON-CSF**
173, Boulevard Haussmann
F-75008 Paris (FR)

⑦② Inventeur : **Dez, Olivier**
THOMSON-CSF
SCPI
Cédex 67
F-92045 Paris la Défense (FR)
Inventeur : **Vilbois, Vincent**
THOMSON-CSF
SCPI
Cédex 67
F-92045 Paris la Défense (FR)

⑦④ Mandataire : **Lincot, Georges et al**
THOMSON-CSF,
SCPI,
B.P. 329,
50, rue Jean-Pierre Timbaud
F-92402 Courbevoie Cédex (FR)

EP 0 438 336 B1

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

Description

L'invention se rapporte au domaine des équipements optoélectroniques embarqués à bord d'avion, notamment destinés à la localisation tridimensionnelle et/ou à l'identification de cibles par exemple, et plus particulièrement à un dispositif de visée auto-escamotable pour un tel équipement.

Un paramètre important pour les systèmes optoélectroniques de localisation tridimensionnelle et/ou d'identification embarqués est le débattement angulaire de la ligne de visée. En effet, il est tout à fait important que ce type d'équipements embarqués permette la localisation et l'identification dans les secteurs les plus grands possibles. L'implantation idéale consisterait à mettre l'équipement optoélectronique directement en bout de nez de l'avion. Ceci n'est généralement pas possible du fait de la présence du radar à cet endroit.

Une implantation de l'équipement optoélectronique sous l'avion ne permet pas l'orientation de la ligne de visée vers les angles de site positifs par rapport à la référence horizontale du fuselage de l'avion.

Une implantation latérale présenterait un masque important, en gisement, du fait de la présence du nez, à moins d'utiliser deux systèmes placés symétriquement, ce qui augmente alors notablement le coût.

L'implantation dite "en pied de verrière", juste devant le pare-brise permet d'obtenir les champs d'acquisition les plus importants et les plus intéressants du point de vue opérationnel.

Or l'implantation d'un équipement de localisation ou d'acquisition optoélectronique, notamment sur un avion d'arme, en pied de verrière crée alors un masque pour la visibilité du pilote, masque d'autant plus grand que le champ d'acquisition de l'équipement de localisation est important : Pour permettre l'orientation du champ, c'est-à-dire de la ligne de visée, vers le bas, selon des angles de site par rapport à la référence horizontale du fuselage RHF négatifs et éventuellement importants, l'équipement de localisation permettant l'orientation de la ligne de visée doit en effet dépasser par rapport à la peau de l'avion PA, comme le montre la figure 1 où un fuselage d'avion F a été partiellement représenté, avec sa référence horizontale RHF ; le pilote P dans son cockpit a sa ligne de visibilité basse LVB dans la direction (en gisement) de l'équipement optoélectronique limitée par cet équipement. La ligne de visée basse de l'équipement optoélectronique Lvb est, elle, limitée par le fuselage ou "peau" de l'avion PA.

Les principaux dispositifs d'orientation de la ligne de visée montés sur les appareils existants actuellement ne permettent généralement pas un grand débattement angulaire de la ligne de visée, ou bien lorsque le débattement angulaire est à peu près convenable, le dispositif crée une occultation importante

pour la visibilité du pilote. Ces dispositifs n'existent actuellement que sur des avions qui n'ont pas les contraintes nécessitées par des atterrissages dans des zones extrêmement réduites, par exemple sur des portes-avions. Aucun des dispositifs existant à ce jour n'est donc soumis aux contraintes de visibilité nécessaires à un appontage.

L'invention a pour objet un dispositif pour équipement optoélectronique de localisation et d'identification embarqué, qui permet d'accéder à de grands débattements angulaires de la ligne de visée, tout en dégageant la visibilité du pilote lors des phases de décollage, d'atterrissage, d'appontage, ainsi que lors des phases de vol où le système n'est pas opérationnel. Pour cela le dispositif est auto-escamotable.

Selon l'invention, un dispositif de visée auto-escamotable pour équipement optoélectronique de localisation et d'identification embarqué comportant, pour l'orientation de la ligne de visée, une structure gisement portée par la structure site à laquelle elle est liée par des paliers, ces deux structures étant susceptibles de tourner respectivement autour d'un axe de site et d'un axe de gisement, est caractérisé en ce que le dispositif a une pupille d'entrée excentrée par rapport à l'axe de site du dispositif, lui-même situé plus bas que le fuselage du porteur, le dispositif ayant une forme allongée avec sa grande dimension proche de la verticale par rapport au porteur pour la ligne de visée la plus basse où l'angle de site est négatif par rapport à la référence horizontale du fuselage, et sa grande dimension proche de l'horizontale par rapport au porteur pour la ligne de visée la plus haute, le dispositif de visée étant en dépassement maximum pour la ligne de visée basse puis s'auto-escamotant au fur et à mesure de l'augmentation de l'angle de site par rotation autour de l'axe de site.

L'invention sera mieux comprise et d'autres caractéristiques apparaîtront à l'aide de la description qui suit en référence aux figures annexées :

- La figure 1 est un schéma général permettant de montrer l'occultation de la ligne de visibilité basse du pilote, occasionnée par un équipement d'acquisition optoélectronique en secteur frontal ;
- Les figures 2 et 3 sont des schémas illustrant des dispositifs selon l'art antérieur ;
- Les figures 4a, 4b et 4c illustrent le dispositif auto-escamotable selon l'invention en coupe dans trois positions différentes ;
- Les figures 5a et 5b illustrent un second mode de réalisation du dispositif auto-escamotable selon l'invention, d'encombrement plus réduit avec un hublot porté ;
- Les figures 6a et 6b représentent un troisième mode de réalisation de l'invention, avec capot suiveur.

Pour mieux comprendre les caractéristiques essentielles de l'invention et mieux en mesurer les

avantages, une description succincte est donnée ci-après de dispositifs d'orientation de la ligne de visée connus.

Selon un premier type de dispositif représenté sur la figure 2, le dispositif d'orientation de la ligne de visée est situé dans le plan de symétrie de l'avion. Le principe retenu est l'utilisation d'un miroir M de Poggendorf (dit en $\frac{1}{2}$), c'est-à-dire que la ligne de visée tourne de 2α lorsqu'un miroir subit une rotation de α . Un tel type de dispositif ne permet pas l'orientation de la ligne de visée LV vers des angles en site très élevés par rapport à la référence horizontale du fuselage RHF, du fait du principe retenu et de la dimension limitée du miroir. De plus la visibilité du pilote est très occultée dans l'axe puisque le système est disposé dans le plan de symétrie de l'avion.

Selon un autre type de dispositif, le principe utilisé est le même, rotation d'un miroir M égale à la moitié de l'angle de visée par rapport à la RHF, mais le dispositif d'orientation de la ligne de visée est décalé par rapport à l'axe de symétrie de l'avion. La même limitation intervient quant à l'orientation de la ligne de visée vers des angles en site très élevés, et l'occultation de la visibilité basse du pilote existe toujours mais latéralement au lieu d'intervenir sur l'axe comme dans le cas précédent.

Selon un troisième type de dispositif représenté sur la figure 3 également monté latéralement, l'occultation de la ligne de visée basse est du même ordre ; par contre le domaine angulaire accessible est plus important car le système prévoit un couplage d'axes permettant d'orienter la ligne de visée en même temps en site et en gisement. Un tel dispositif est constitué d'une sphère S tournant autour d'un point fixe C qui est le centre de la sphère et qui est toujours en position haute par rapport au fuselage de l'avion ; cette sphère occulte toujours de la même manière la visibilité du pilote, la sphère tournant autour de son centre qui est l'intersection des deux axes de rotation. De plus un tel dispositif a un inconvénient majeur pour effectuer une veille, car s'il est facile de positionner les différents éléments du dispositif pour obtenir une ligne de visée dans une direction donnée, un asservissement de l'ensemble est beaucoup plus difficile.

Selon l'invention, d'une part le dispositif permet d'accéder à un grand domaine angulaire, l'angle de site bas étant beaucoup plus grand que dans les systèmes classiques, et d'autre part ce système n'est pas préjudiciable à la visibilité du pilote durant les phases où celle-ci est tout à fait essentielle, appontage, atterrissage etc... car le système est prévu pour être escamotable de façon à dégager totalement la visibilité du pilote à sa demande, ou en cas de panne du dispositif de visée.

Pour résoudre ce problème une solution aurait pu être un dispositif auto-escamotable (par translation) à deux positions, position sortie pendant les périodes d'orientation de la ligne de visée, et position rentrée

par translation de façon à ne plus dépasser de la peau de l'avion durant les phases critiques, appontage, atterrissage etc... En pratique un tel dispositif serait difficile à mettre en oeuvre compte tenu de la structure des dispositifs optiques faisant partie du dispositif optoélectronique de localisation et d'orientation, et d'autre part occuperait en position rentrée un volume prélevé dans le volume utile de l'avion.

En conséquence selon l'invention le dispositif de localisation à grand débattement angulaire est escamotable par rotation autour d'un point fixe O. Pour cela le dispositif a une forme particulièrement bien adaptée d'une part à la fonction de localisation, et d'autre part à l'escamotage. Le dispositif de visée 1 selon l'invention est représenté sur les figures 4a, 4b et 4c : Ce dispositif de visée comporte une structure site 2 qui forme l'enveloppe du dispositif et qui est susceptible de tourner pour définir l'angle de site α de la ligne de visée LV autour d'un axe de site orthogonal au plan de coupe des figures 4a, 4b et 4c, et dont la trace est O. Un hublot 10 est prévu dans la structure site, hublot plan ou, de préférence sphérique ou à facettes pour permettre les grands débattements souhaités pour la ligne de visée. Dans tous les cas, le hublot 10 a ses dimensions adaptées au champ de gisement souhaité. Le dispositif comporte en outre une structure gisement 3 susceptible de tourner à l'intérieur de la structure site 2 pour définir l'angle de gisement θ de la ligne de visée autour d'un axe de gisement OY orthogonal à l'angle de site et donc dans le plan des figures 4a, 4b, 4c. Pour cela deux paliers à roulements 4 permettent la rotation de la structure gisement par rapport à la structure site. A chacune de ces structures est associé un miroir de renvoi, respectivement 5 et 6, vers un dispositif optique, généralement à grande focale, non représenté sur les figures 4a, 4b et 4c mais qui est montré sur la figure 5b décrite ci-après, un capteur optique étant associé à ce dispositif optique.

Sur les figures 4a, 4b et 4c le hublot 10 du dispositif optoélectronique de localisation est respectivement :

- dans la position associée à la ligne de visée la plus basse Lvb de l'équipement optoélectronique sur la figure 4a, où l'angle de site est négatif,
- dans une position associée à une ligne de visée correspondant à un angle de site positif par rapport à la référence horizontale du fuselage sur la figure 4b,
- et dans une position escamotée où le dépassement de l'équipement par rapport au fuselage est minimal, ce dernier offrant alors peu de résistance à l'air (aérodynamique).

Comme sur la figure 1, PA désigne la "peau" de l'avion (fuselage) et LVB est la ligne de visibilité basse du pilote. Comme le montrent ces figures, l'équipement a une pupille d'entrée 10, excentrée par rap-

port à l'axe de site. Sur la figure 4a, l'angle de site bas α_0 susceptible d'être visé, correspondant à la ligne de visée basse, est de l'ordre de -20° par rapport à la référence horizontale du fuselage, RHF. Par contre, comme le montre la figure, la visibilité du pilote est masquée dans une partie du champ par le dispositif de visée.

Le dispositif de visée selon l'invention est, pour cette raison, implanté en pied de verrière mais de préférence en dehors de l'axe de symétrie de l'avion de façon que la visibilité basse du pilote ne soit pas masquée dans la partie centrale du champ. A partir de cette position basse une rotation autour de l'axe de site permet de faire varier l'angle de site sans toutefois gêner encore plus la visibilité du pilote. Pour cela, l'axe de site est excentré par rapport au hublot de telle sorte que cette rotation entraîne en même temps un escamotage d'une partie du dispositif de visée sous la peau de l'avion PA.

A partir de la position particulière représentée sur la figure 4b où l'angle de site α_1 est positif et de l'ordre de $+45^\circ$, la visibilité basse du pilote n'est même plus masquée par le dispositif de visée 1. Au delà, par une rotation supplémentaire du dispositif de visée 1 autour de 0, l'angle de site est encore augmenté, jusqu'à une valeur de l'ordre de 90° . Enfin, comme représenté sur la figure 4c, une rotation supplémentaire jusqu'à α_2 permet un escamotage encore plus sensible du dispositif de visée 1 sous la peau de l'avion, la partie émergente du dispositif de visée au-dessus de la peau de l'avion PA n'apportant plus alors qu'une très faible perturbation aérodynamique, et cela sans que le volume nécessaire à l'intérieur de l'avion soit sensiblement augmenté. Dans cette dernière plage de rotation, le dispositif de visée n'est plus opérationnel dès que le hublot commence à disparaître sous la peau de l'avion.

La forme du dispositif de visée est importante.

En effet, dans la position escamotée, il est intéressant que la forme soit la plus aérodynamique possible. Pour cette raison la partie basse du dispositif de visée en position opérationnelle, (qui est aussi la partie haute du dispositif de visée en position escamotée) est hémisphérique sur le mode de réalisation représenté sur les figures 4a, 4b et 4c. Puis, la structure est cylindrique sur une partie de sa hauteur. Enfin, la partie haute en position opérationnelle est constituée d'une partie sphérique et de la partie occupée par le hublot 10, qui peut être plan, sphérique ou à facettes comme indiqué ci-dessus.

Bien entendu, l'invention n'est pas limitée au mode de réalisation décrit et représenté. En particulier des modifications de la forme extérieure du dispositif de visée sont possibles, à condition que les caractéristiques essentielles soient effectivement respectées, c'est-à-dire que pour obtenir une ligne de visée la plus basse possible en site, le dispositif de visée dépasse suffisamment par rapport à la peau de

l'avion lorsque le dispositif de visée est dans cette position opérationnelle, et que, à l'opposé pour garantir une visibilité maximum au pilote dans certaines phases délicates, où le dispositif de visée n'a pas lieu d'être opérationnel, le dispositif de visée soit aussi escamoté que possible sous la peau de l'avion, et cela par rotation autour d'un centre de rotation confondu avec l'intersection O des axes de site et de gisement.

D'autres modes de réalisation sont possibles : Il est possible de faire porter le hublot par la structure gisement 3 au lieu de le faire porter par la structure site 2 du dispositif de visée afin de minimiser les dimensions de cette structure site 2 qui dans les schémas des figures 4a, 4b, 4c enveloppe la structure gisement 3. La structure résultante est schématisée sur les figures 5a et 5b où les mêmes éléments que sur les figures précédentes sont désignés par les mêmes repères. La figure 5a représente ce dispositif de visée selon le même plan de coupe que les figures 4a, 4b et 4c tandis que la figure 5b représente le dispositif selon un plan de coupe orthogonal au premier contenant l'axe de site OX. Sur cette 5b, le hublot 10, en avant de la figure n'est plus apparent. Par contre le dispositif optique 20 vers lequel est renvoyé le rayonnement réfléchi par le miroir 6 est symbolisé. Par rapport au mode de réalisation représenté sur les figures 4a, 4b et 4c, on voit que la structure site 2 n'entoure plus la structure gisement 3, ce qui permet de réduire un peu les dimensions. Le hublot 10 n'est plus porté par la structure site 2, mais il est porté par la structure gisement 3.

Par ailleurs, lorsque du fait des vibrations, il est nécessaire de stabiliser la ligne de visée LV, l'effort aérodynamique sur le hublot peut être une cause de perturbation. Dans ce cas, le dispositif d'orientation de la ligne de visée est recouvert d'un capot suiveur 30 découplé du dispositif d'orientation de la ligne de visée, comme représenté sur les figures 6a et 6b. Les paliers du capot ont des axes parallèles à l'axe de site OX.

Enfin, de même que dans la structure représentée sur la figure 5 où le hublot était porté par la structure gisement, dans ce mode de réalisation, le hublot 10 est porté par le capot suiveur 30. Ainsi le dispositif d'orientation de la ligne de visée est suspendu à l'intérieur du capot suiveur.

Dans ce mode de réalisation, le capot a une forme adaptée pour que la résistance à l'air soit aussi faible que possible, dans toutes les positions de l'ensemble lors de sa rotation autour de 0 qui en même temps qu'elle réalise l'orientation en site produit un escamotage du dispositif.

D'autres perfectionnements sont possibles sans sortir du cadre de l'invention, par exemple de réaliser un capot suiveur deux axes, une partie du capot effectuant un suivi selon l'axe de gisement.

Enfin, dans les modes de réalisation décrits ci-

dessus, l'escamotage du dispositif est obtenu selon la direction verticale, par rotation autour d'un axe de site excentré par rapport à la pupille d'entrée. Cette disposition n'est pas limitative et il est possible de prévoir un escamotage latéral pour un dispositif de visée prévu sur le côté de l'avion.

L'invention s'applique à tous les dispositifs de visée, pour libérer la visibilité du pilote mais en gardant la possibilité de viser selon des angles de sites négatifs bas, et pour améliorer l'aérodynamisme du système par minimisation du dépassement du dispositif de visée par rapport à la peau de l'avion. Elle a également d'autres avantages ; notamment elle permet de protéger le hublot du dispositif de visée, notamment de la pluvio-érosion et des chocs, ce qui est important puisque pour éviter ces problèmes les hublots doivent être constitués de matériau très dur, saphir notamment ; ce qui peut maintenant être évité.

Enfin un autre avantage peut être la diminution de la surface équivalente radar par rapport à des dispositifs classiques qui permettraient d'obtenir les mêmes angles de débatement.

Revendications

1. dispositif de visée auto-escamotable pour équipement optoélectronique de localisation et d'identification embarqué comportant, pour l'orientation de la ligne de visée, une structure site (2) et une structure gisement (3) portée par la structure site à laquelle elle est liée par des paliers, ces deux structures étant susceptibles de tourner respectivement autour d'un axe de site (OX) et d'un axe de gisement (OY), caractérisé en ce que le dispositif a une pupille d'entrée (10) excentrée par rapport à l'axe de site du dispositif, lui-même situé plus bas que le fuselage (PA) du porteur, le dispositif ayant une forme allongée avec sa grande dimension proche de la verticale par rapport au porteur pour la ligne de visée la plus basse (Lvb) où l'angle de site est négatif par rapport à la référence horizontale du fuselage, et sa grande dimension proche de l'horizontale par rapport au porteur pour la ligne de visée la plus haute, le dispositif de visée étant en dépassement maximum pour la ligne de visée basse (Lvb) puis s'auto-escamotant au fur et à mesure de l'augmentation de l'angle de site par rotation autour de l'axe de site.
2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que, au delà de la ligne de visée la plus haute, le dispositif, par rotation supplémentaire autour de l'axe de site, est susceptible d'occuper une position d'escamotage maximum où la pupille d'entrée (10) est escamotée sous le fuselage du porteur (PA) et où le dépassement du dispositif par

rapport au fuselage est minimum.

3. Dispositif de visée selon la revendication 2, caractérisé en ce que la partie basse du dispositif en position de ligne de visée basse (Lvb), qui est aussi la partie haute du dispositif en position d'escamotage maximum, est une portion de sphère.
4. Dispositif selon la revendication 2, caractérisé en ce que la partie haute du dispositif en position de ligne de visée basse (Lvb) est formée d'une portion de sphère et d'un hublot (10) formant la pupille d'entrée du dispositif.
5. Dispositif selon les revendications 3 et 4 en combinaison, caractérisé en ce que la forme allongée du dispositif est obtenue par une partie cylindrique reliant les deux portions de sphères.
6. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que, le dispositif de visée comportant une structure gisement (3) à l'intérieur de la structure site (2), le hublot d'entrée (10) est porté par la structure site (2).
7. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que, le dispositif de visée comportant une structure gisement formant la partie haute du dispositif en position de ligne de visée basse (Lvb) et une structure site formant la partie basse du dispositif dans cette même position, le hublot d'entrée (10) est porté par la structure gisement.
8. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que, en plus des structures site (2) et gisement (3), le dispositif comporte un capot suiveur (30) à l'intérieur duquel sont suspendues les structures site et gisement, la forme allongée du dispositif étant donnée au capot suiveur (30), et le hublot d'entrée étant porté par le capot suiveur.

Patentansprüche

1. Selbstwegschwenkende Visiervorrichtung für eine an Bord befindliche optoelektronische Ortungs- und Identifikationsvorrichtung, die für die Ausrichtung der Visierlinie eine Höhenwinkereinheit (2) enthält sowie eine Seitenwinkereinheit (3), die von der Höhenwinkereinheit getragen und mit dieser über Lager verbunden ist, wobei diese Einheiten in der Lage sind, sich um eine Höhenwinkelachse (OX) bzw. um eine Seitenwinkelachse (OY) zu drehen, dadurch gekennzeichnet, daß die Vorrichtung eine Eintrittspupille (10) auf-

weist, die bezüglich der Höhenwinkelachse der Vorrichtung exzentrisch angebracht ist, welche wiederum tiefer als die Außenhaut (PA) des Trägers angeordnet ist, wobei die Vorrichtung eine längliche Form besitzt, deren große Abmessung für die am tiefsten liegende Visierlinie (Lvb), bei welcher der Höhenwinkel hinsichtlich der horizontalen Bezuglinie des Rumpfes negativ ist, bezüglich des Trägers nahe an der Vertikalen liegt und deren große Abmessung für die am höchsten liegende Visierlinie bezüglich des Trägers nahe der Horizontalen liegt, wobei die Visiervorrichtung für die am tiefsten liegende Visierlinie (Lvb) maximal hervorsteht und sich entsprechend der Erhöhung des Höhenwinkels durch Drehung um die Höhenachse selbst wegschwenkt.

2. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Vorrichtung durch weitere Drehung um die Höhenachse in der Lage ist, eine maximal weggeschwenkte Stellung jenseits der am höchsten liegenden Visierlinie einzunehmen, in der die Eintrittspupille (10) unter die Außenhaut (PA) des Trägers weggeschwenkt ist und die Vorrichtung bezüglich der Außenhaut minimal hervorsteht.

3. Visiervorrichtung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß der in der Stellung für die am tiefsten liegende Visierlinie (Lvb) untere Abschnitt, der in der maximal weggeschwenkten Stellung auch der obere Abschnitt der Vorrichtung ist, ein Kugelabschnitt ist.

4. Vorrichtung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß der in der Stellung für die am tiefsten liegende Visierlinie (Lvb) obere Abschnitt der Vorrichtung aus einem Kugelabschnitt und einem Fenster (10) besteht, welches die Eintrittspupille der Vorrichtung bildet.

5. Vorrichtung nach den Ansprüchen 3 und 4, dadurch gekennzeichnet, daß die längliche Form der Vorrichtung mittels eines zylindrischen Abschnitts erhalten wird, welcher die beiden Kugelabschnitte verbindet.

6. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, daß die Visiervorrichtung innerhalb der Höhenwinkeleinheit (2) eine Seitenwinkeleinheit (3) enthält, wobei das Eintrittsfenster (10) von der Höhenwinkeleinheit (2) getragen ist.

7. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, daß das Eintrittsfenster (10) von der Seitenwinkeleinheit getragen ist, wobei die Visiervorrichtung eine Seitenwin-

keleinheit aufweist, die in der Stellung für die am tiefsten gelegene Visierlinie (Lvb) den oberen Abschnitt bildet, sowie eine Höhenwinkeleinheit, welche in derselben Stellung den unteren Abschnitt der Vorrichtung bildet.

8. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, daß die Vorrichtung außer der Höhenwinkeleinheit (2) und der Seitenwinkeleinheit (3) eine nachgeführte Abdeckung (30) aufweist, in deren Inneren die Höhenwinkeleinheit sowie die Seitenwinkeleinheit gelagert sind, wobei die nachgeführte Abdeckung (30) die längliche Form besitzt und das Eintrittsfenster von der nachgeführten Abdeckung getragen ist.

Claims

1. Auto-retractable sight device for on-board optoelectronic location and identification equipment including, for orienting the line of sight, an elevation structure (2) and an azimuth structure (3) carried by the elevation structure to which it is linked by bearings, these two structures being capable of turning respectively about an elevation axis (OX) and an azimuth axis (OY), characterized in that the device has an entry pupil (10) off-centre with respect to the elevation axis of the device, itself situated lower than the fuselage (PA) of the carrier, the device having an elongate form with its large dimension close to the vertical with respect to the carrier for the lowest line of sight (LIs) in which the elevation angle is negative with respect to the horizontal reference of the fuselage, and its large dimension close to the horizontal with respect to the carrier for the highest line of sight, the sight device projecting most for the lower line of sight (LIs) then auto-retracting in proportion as the elevation angle increases by rotation about the elevation axis.

2. Device according to Claim 1, characterized in that, beyond the highest line of sight, the device, by additional rotation about the elevation axis, is capable of occupying a maximum retraction position in which the entry pupil (10) is retracted under the fuselage of the carrier (PA) and in which the extent of projection of the device with respect to the fuselage is a minimum.

3. Sight device according to Claim 2, characterized in that the lower part of the device, in lower line of sight position (LIs) which is also the upper part of the device in maximum retraction position, is a spherical portion.

4. Device according to Claim 2, characterized in that

the upper part of the device in lower line of sight (Lls) position is formed by a spherical portion and by a window (10) forming the entry pupil of the device.

- 5
5. Device according to Claims 3 and 4 in combination, characterized in that the elongate shape of the device is obtained by a cylindrical part linking the two spherical portions.

- 10
6. Device according to any one of Claims 1 to 5, characterized in that, with the sight device including an azimuth structure (3) within the elevation structure (2), the entry window (10) is carried by the elevation structure (2).
- 15

7. Device according to any one of Claims 1 to 5, characterized in that, with the sight device including an azimuth structure forming the upper part of the device in lower line of sight position (Lls) and an elevation structure forming the lower part of the device in this same position, the entry window (10) is carried by the azimuth structure.
- 20

8. Device according to any one of Claims 1 to 5, characterized in that, in addition to the elevation (2) and azimuth (3) structures, the device includes a follower cap (30), within which the elevation and azimuth structures are suspended, the elongate shape of the device being given to the follower cap (30), and the entry window being carried by the follower cap.
- 25
- 30

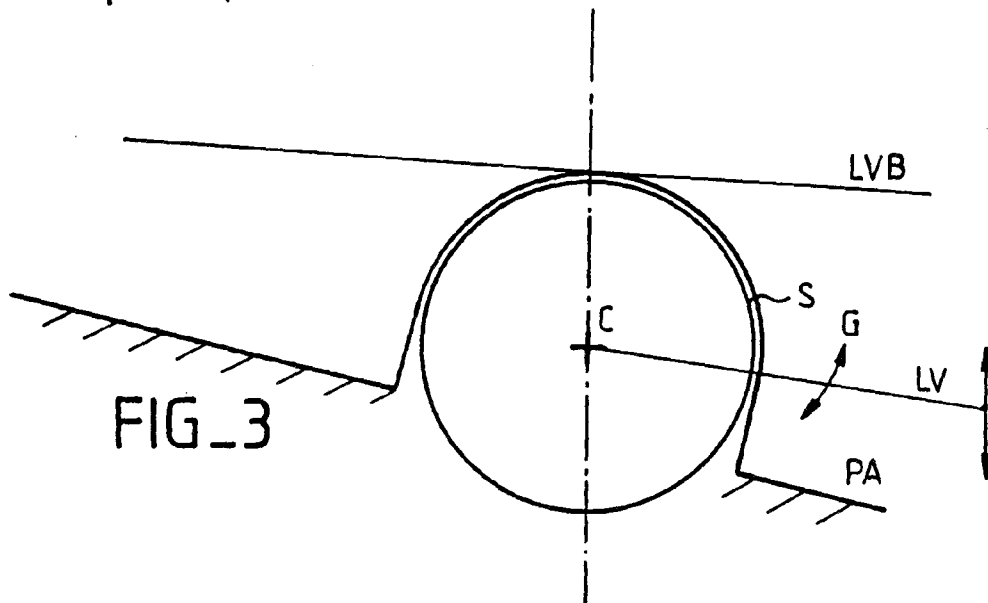
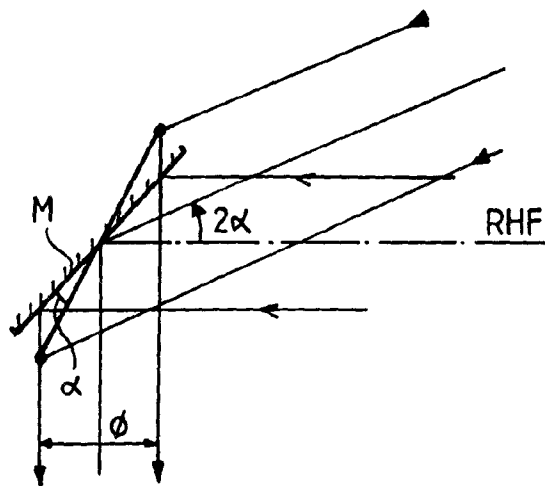
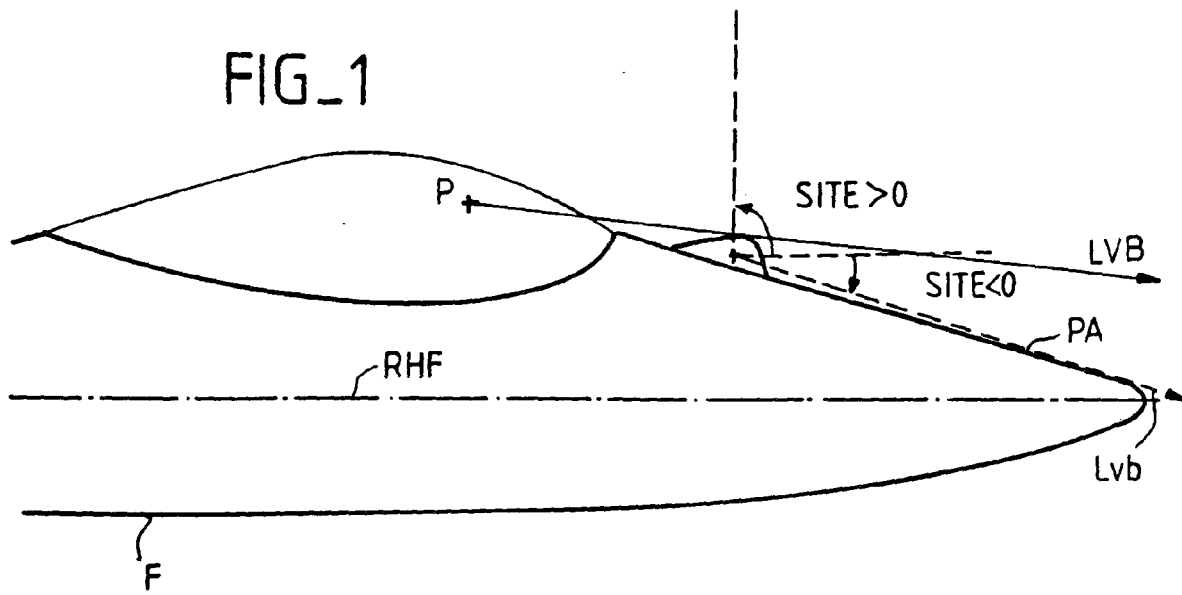
35

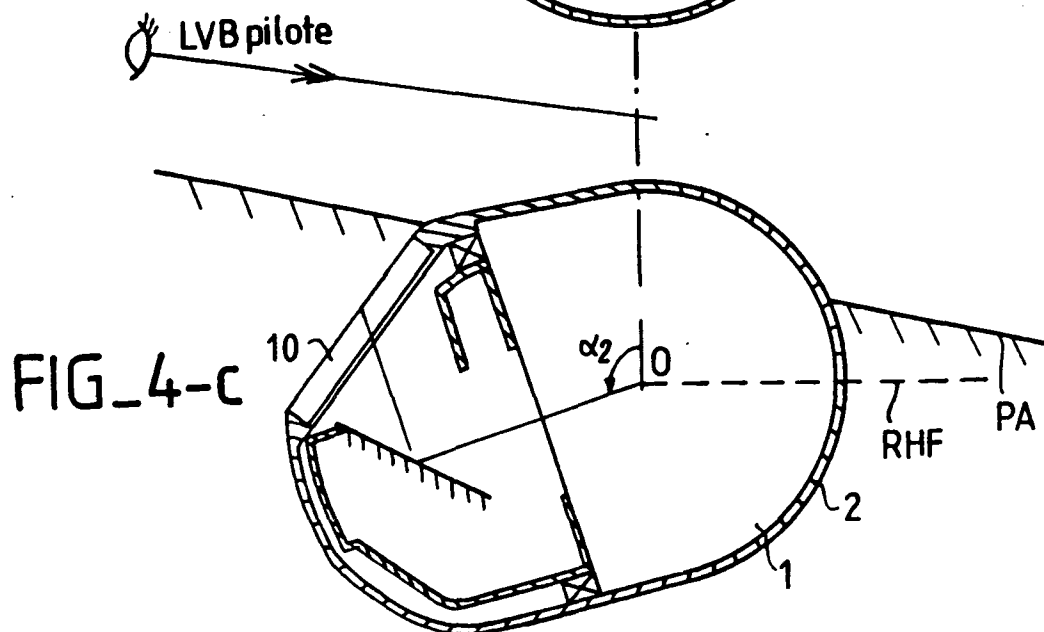
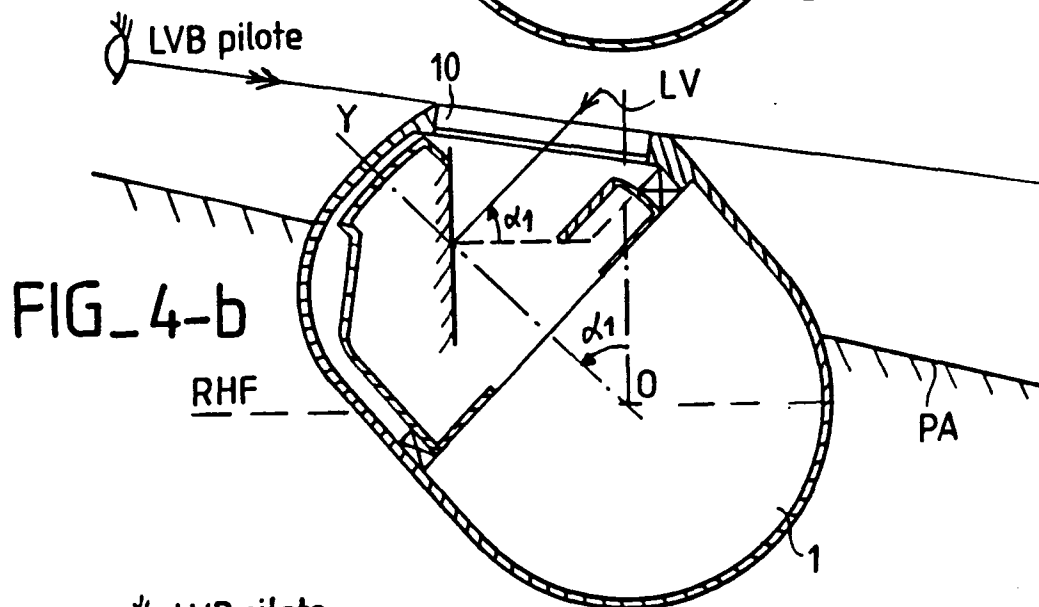
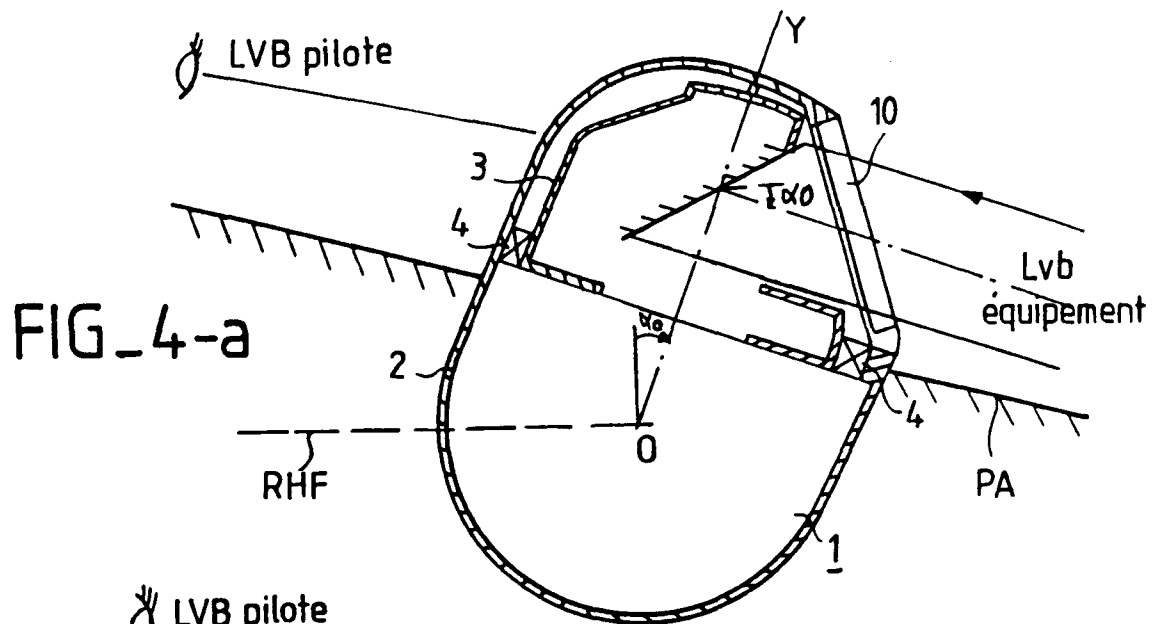
40

45

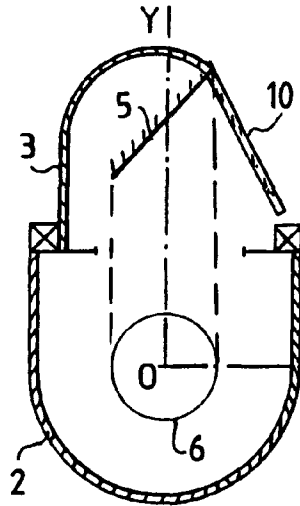
50

55

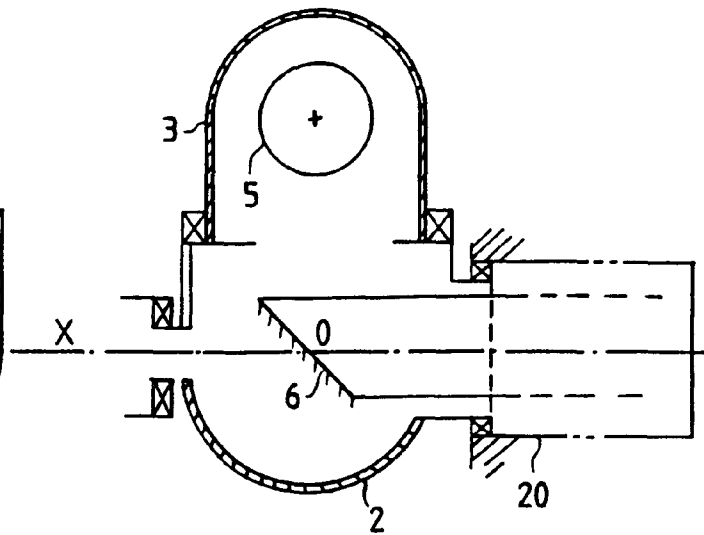




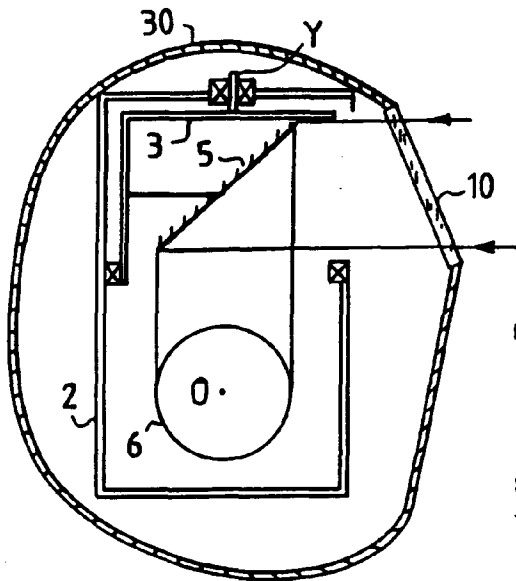
FIG_5-a



FIG_5-b



FIG_6-a



FIG_6-b

