



⑫

FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

④⑤ Date de publication du fascicule du brevet :
21.12.94 Bulletin 94/51

⑤① Int. Cl.⁵ : **F41G 7/22**

②① Numéro de dépôt : **91400422.1**

②② Date de dépôt : **18.02.91**

⑤④ **Système de détection pour aéronef stabilisé en roulis.**

③⑩ Priorité : **16.03.90 FR 9003410**

⑦③ Titulaire : **AEROSPATIALE SOCIETE
NATIONALE INDUSTRIELLE Société
Anonyme dite:
37, Boulevard de Montmorency
F-75016 Paris (FR)**

④③ Date de publication de la demande :
25.09.91 Bulletin 91/39

⑦② Inventeur : **Bensimon, Joseph
13, Allée du Parc de la Bièvre
F-94240 l'Haye Les Roses (FR)**

④⑤ Mention de la délivrance du brevet :
21.12.94 Bulletin 94/51

⑧④ Etats contractants désignés :
BE CH DE ES GB IT LI NL SE

⑦④ Mandataire : **Bonnetat, Christian
CABINET BONNETAT
23, Rue de St.Pétersbourg
F-75008 Paris (FR)**

⑤⑥ Documents cités :
**WO-A-88/04400
GB-A- 1 511 643
GB-A- 2 162 014
GB-A- 2 190 177
US-A- 2 873 381
US-A- 4 142 696
US-A- 4 193 688**

EP 0 448 423 B1

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

Description

La présente invention concerne un système de détection pour aéronef stabilisé en roulis.

On sait que les aéronefs modernes sont pourvus de système de détection destinés à observer le terrain qu'ils survolent et/ou à détecter des aéronefs ennemis chargés de leur destruction.

Par exemple, le brevet américain US-A-4 543 603 décrit un système de reconnaissance à missile dans lequel le balayage du champ observé est effectué grâce à la rotation dudit missile autour de son axe de roulis. Un tel système ne peut être mis en oeuvre pour un missile stabilisé en roulis.

En revanche, le brevet américain US-3 942 446 concerne un système de détection d'aéronef ennemi pour un missile stabilisé en roulis. Dans ce système antérieur, on prévoit des couronnes de détecteurs disposées à la périphérie dudit missile. Pour pouvoir couvrir l'intégralité du champ autour de l'axe de roulis du missile, chaque couronne comporte une pluralité de détecteurs. De la multiplicité desdits détecteurs résulte un coût élevé du système et une gestion complexe des informations émises par lesdits détecteurs.

Par ailleurs, le document US-A-4 142 696 décrit un système de détection pour aéronef stabilisé en roulis, comportant :

- une pièce mécanique rotative creuse susceptible de tourner autour de l'axe de roulis dudit aéronef ;
- des moyens pour entraîner ladite pièce mécanique en rotation autour dudit axe de roulis ;
- des moyens photosensibles disposés à l'intérieur de ladite pièce mécanique rotative creuse, solidaires en rotation de celle-ci et susceptibles d'observer l'environnement dudit aéronef à travers au moins une fenêtre d'observation ménagée dans la paroi périphérique externe de ladite pièce ; et
- des moyens de traitement recevant les informations délivrées par lesdits moyens photosensibles.

Ce dernier système de détection n'est destiné qu'à guider un projectile vers une cible et ne nécessite que l'observation d'une région limitée de l'espace.

La présente invention a pour objet de remédier aux inconvénients mentionnés ci-dessus. Elle concerne un système de détection qui comporte un nombre limité de détecteurs et qui est particulièrement, quoique non exclusivement, approprié à l'auto-protection d'un missile volant à haute altitude, vis-à-vis d'autres missiles sol/air ou air/air tendant à le détruire et pouvant provenir de n'importe quelle direction.

A cette fin, selon l'invention, le système de détection pour aéronef stabilisé en roulis du type décrit ci-

dessus est caractérisé en ce que :

- ladite pièce mécanique rotative creuse est une couronne ;
- des moyens de mesure indiquent à chaque instant la position angulaire de ladite couronne autour dudit axe de roulis ;
- lesdits moyens de traitement reçoivent également les informations délivrées par lesdits moyens de mesure ; et
- lesdits moyens photosensibles observent au moins le champ contenu dans le plan tournant passant par le centre de ladite fenêtre et l'axe de roulis dudit aéronef.

Ainsi, grâce au champ desdits moyens photosensibles dans ledit plan passant par le centre de ladite fenêtre et par l'axe de roulis de l'aéronef, il est possible d'effectuer une détection en gisement. Par ailleurs, à cause de la rotation de ce plan autour de l'axe de roulis, on obtient une détection en site.

On remarquera que le document US-A-4 193 688 décrit des moyens de traitement recevant des signaux issus de détecteurs photosensibles et de moyens de mesure de la position angulaire d'une pièce rotative, tandis que le document GB-A-1 511 643 montre qu'un détecteur peut être disposé ailleurs que dans le nez d'un aéronef. Cependant, ces deux derniers documents, tout comme le document US-A-4 142 696, décrivent des dispositifs de détection pour guider vers une cible ou pour la mise à feu à proximité d'une cible ne nécessitant que l'observation limitée d'une région de l'espace.

Pour détecter un ennemi qui pourrait se trouver n'importe où par rapport au missile de l'invention, il est avantageux que ladite couronne rotative tourne de façon continue autour de l'axe de roulis dudit aéronef. Toutefois, dans le cas où le missile ennemi se trouve obligatoirement d'un seul côté du missile de l'invention, il peut être suffisant que ladite couronne rotative oscille d'un mouvement alternatif de va-et-vient autour de l'axe de roulis dudit aéronef. Ceci est par exemple le cas lorsque le missile de l'invention vole à très haute altitude et doit surveiller des missiles ennemis arrivant par dessous.

Parmi lesdits moyens d'entraînement, lesdits moyens photosensibles, lesdits moyens de mesure et lesdits moyens de traitement, certains sont solidaires dudit aéronef et d'autres de ladite couronne rotative, de sorte que l'on prévoit un dispositif à joint tournant ou analogue pour alimenter électriquement lesdits moyens et pour relier ceux-ci entre eux.

Bien que ladite couronne puisse comporter un arbre tourillonné dans l'aéronef, il est préférable que ladite couronne rotative tourne autour d'un arbre solide dudit aéronef.

Dans ce cas, ledit aéronef peut être réalisé en deux parties démontables, emboîtables par l'intermédiaire dudit arbre. Ainsi, ladite couronne rotative peut être montée sur ledit arbre lorsque lesdites parties de

l'aéronef sont démontées. Toutefois, en variante, c'est ladite couronne rotative qui peut être réalisée en deux parties assemblables autour dudit arbre. Ainsi, ledit aéronef peut être d'une seule pièce.

Dans un mode de réalisation, la paroi périphérique de ladite couronne rotative affleure la face externe de la peau dudit aéronef. Toutefois, dans ce cas, il en résulte des fentes de part et d'autre de ladite couronne, et donc des discontinuités, qui peuvent engendrer des effets aérodynamiques indésirables. Aussi, de préférence, la paroi périphérique de ladite couronne rotative se trouve en retrait de la face externe de la peau dudit aéronef et la partie de ladite peau en regard de ladite couronne rotative est réalisée au moins en partie en une matière transparente pour les rayonnements auxquels sont sensibles lesdits moyens photosensibles. Ainsi, la face externe de la peau de l'aéronef peut être continue. Dans le cas où la couronne rotative tourne de façon continue autour dudit axe de roulis, ladite matière transparente aux rayonnements forme une couronne complète de ladite peau de l'aéronef. En revanche, si la couronne rotative est animée d'un mouvement alternatif de va-et-vient, ladite matière transparente peut ne former qu'un segment de couronne de la peau de l'aéronef, ce segment correspondant à la course maximale de la couronne rotative.

Dans un mode avantageux de réalisation, ladite fenêtre comporte un objectif du type oeil de poisson permettant de couvrir un champ de 180° dans le plan rotatif passant par le centre de ladite fenêtre et par l'axe de roulis dudit aéronef.

Cependant, dans une variante de réalisation, lesdits moyens photosensibles sont constitués de plusieurs détecteurs individuels et une fenêtre d'observation est associée à chacun desdits détecteurs individuels, le champ balayé par chaque couple détecteur individuel-fenêtre étant une partie du champ total dans le plan rotatif passant par le centre de ladite fenêtre et par l'axe de roulis dudit aéronef.

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

La figure 1 montre, schématiquement, un missile conforme à la présente invention, dont seul le contour extérieur a été représenté en traits mixtes, alors que la couronne rotative qu'il comporte est représentée en traits pleins.

La figure 2 est une coupe diamétrale, par un plan passant par l'axe de roulis du missile, de la couronne représentée sur la figure 1.

La figure 3 est un schéma synoptique illustrant le système de détection selon l'invention, pour partie solidaire du missile et pour partie solidaire de la couronne.

La figure 4 illustre le fonctionnement du système des figures 1 à 3.

Les figures 5A et 5B illustrent deux modes de montage de la couronne rotative sur le missile.

Les figures 6A et 6B illustrent une variante de réalisation du montage de la couronne sur le missile.

Les figures 7A, 7B et 7C illustrent des variantes de disposition de la couronne rotative dans le missile.

La figure 8 est une coupe transversale de la fenêtre d'observation prévue dans la couronne rotative.

La figure 9 illustre, en vue identique à la figure 1, une variante de réalisation de la couronne rotative.

La figure 10 est une coupe de la couronne du système de la figure 9, par un plan orthogonal à l'axe de roulis du missile.

Les figures 11, 12 et 13 correspondent respectivement à des coupes selon les lignes XI-XI, XII-XII et XIII-XIII de la figure 10.

Les figures 14, 15 et 16 montrent le système conforme à la présente invention, monté respectivement sur un satellite et des avions.

Le missile 1, représenté schématiquement sur la figure 1, est stabilisé en roulis autour de son axe longitudinal, ou axe de roulis, L-L.

Dans sa partie cylindrique 2, le missile 1 comporte une couronne rotative creuse 3, susceptible de tourner autour dudit axe de roulis L-L. A cet effet, la couronne 3 comporte au voisinage de son centre des roulements 7A. Dans sa paroi périphérique externe 4, la couronne 3 comporte une fenêtre d'observation 5, de centre 6.

Comme on peut le voir sur la figure 2, la couronne 3 est montée rotative par l'intermédiaire des roulements 7A, sur un arbre 7, solidaire du missile 1. A l'intérieur de la couronne creuse 3 sont prévus des moyens photosensibles 8, disposés en regard de la fenêtre d'observation 5. Les moyens photosensibles 8 sont par exemple réalisés sous forme de barrettes ou de matrices d'éléments photosensibles de type CCD, sensibles au rayonnement infrarouge. Ces moyens photosensibles sont solidaires en rotation de la couronne 3. Pour son entraînement autour de l'arbre 7, celle-ci comporte un moteur 9, solidaire en rotation de ladite couronne, et faisant tourner un pignon 10 engrénant avec une roue dentée 11 solidaire de l'arbre 7. L'arbre 13 du moteur 9, sur lequel est calé le pignon 10, est tourillonné dans un bâti 12 solidaire de la couronne rotative 3. L'arbre 13 est de plus solidaire d'un disque d'indexation 14 coopérant avec un codeur de position angulaire 15, solidaire de la couronne 3.

Un dispositif d'alimentation électrique 16, solidaire du missile 1, est prévu pour alimenter les moyens photosensibles 8, le moteur 9, ainsi qu'un dispositif 17 de traitement des informations, ce dispositif 17 étant solidaire du missile 1.

Un dispositif à joint tournant ou à collecteur 18 est prévu pour permettre l'alimentation des moyens photosensibles 8 et du moteur 9 à partir du dispositif

d'alimentation 16, ainsi que pour transmettre au dispositif de traitement 17 les informations provenant des moyens photosensibles 8 et du codeur 15. Sur la figure 3, on a représenté, en schéma synoptique, les liaisons d'alimentation et de transmission de données entre les dispositifs 16 et 17 liés au missile 1 et les dispositifs 8, 9, 14 et 15 liés à la couronne rotative 3. On a montré que ces liaisons passaient par le dispositif à joint tournant ou analogue 18, et que la couronne 3 était liée au missile 1 par l'entraînement 10, 11.

Le moteur 9 est commandé pour entraîner la couronne 3 en rotation autour de l'axe L-L, soit de façon continue sur 180°, soit de façon alternative en va-et-vient, autour d'une position médiane sur une amplitude angulaire inférieure ou égale à 180°.

Les moyens photosensibles 8 sont disposés de façon à couvrir, dans le plan axial passant par le centre 6 de la fenêtre d'observation 5 et par l'axe de roulis L-L, un champ A (voir la figure 1) d'ouverture aussi proche que possible de 180°.

Du fait de la rotation de ce champ A autour de l'axe de roulis L-L avec la rotation de la couronne 3, le champ A balaie, soit la totalité de l'environnement autour du missile 1 (rotation continue de la couronne 3), soit une partie de cet environnement (rotation alternative de ladite couronne 3).

En conséquence, comme l'illustre la figure 4, le dispositif 17, recevant les informations des moyens photosensibles 8 et du codeur de position angulaire 14, 15, est capable de déterminer les coordonnées de tout missile M se trouvant autour du missile 1, par exemple sous la forme des coordonnées angulaires α et β illustrées sur la figure 4. En effet, les moyens photosensibles 8 indiquent la position du missile M dans le champ A, alors que le codeur 14, 15 indique la position du champ A autour de l'axe L-L.

Sur les figures 5A et 5B, on a supposé que le missile 1 était composé de deux parties 1A et 1B assemblables l'une à l'autre par l'intermédiaire de l'arbre 7. Sur la figure 5A, l'arbre 7 est solidaire de la partie cylindrique 1B et peut pénétrer dans un évidement 20 prévu dans la partie conique 1A. En revanche, sur la figure 5B, on a supposé que l'arbre 7 était solidaire de la partie conique 1A et pouvait pénétrer dans un évidement 21 de la partie cylindrique 1B. Dans les deux cas, on voit qu'il est facile de disposer la couronne 3 sur l'arbre 7 avant assemblage des deux parties 1A et 1B.

En revanche, sur les figures 6A et 6B, on a supposé que le missile 1 était d'une seule pièce, alors que la couronne 3 était composée de deux demi-couronnes 3A et 3B, assemblables diamétralement au moyen de dispositifs 22. Dans ce cas, on voit que la couronne peut être facilement mise en place sur l'arbre 7 et assemblée sur celle-ci grâce au dispositif 22.

Sur la figure 7A, on a représenté un mode de réalisation du système conforme à la présente invention,

dans lequel la paroi périphérique externe 4 de la couronne 3 affleure la face externe 30A de la peau 30 du missile 1. Dans ce cas, on voit que des fentes transversales 31 apparaissent de part et d'autre de la couronne rotative 3. Pour éviter de telles fentes 31 et assurer au missile une continuité aérodynamique; sur les figures 7B et 7C, on a représenté un mode de réalisation dans lequel la paroi périphérique externe 4 de la couronne 3 est en retrait par rapport à la paroi externe 30A de la peau 30 du missile. Dans ce cas, en regard de la couronne 3, on prévoit que la partie 32 de la peau 30 est constituée par un irdôme transparent aux rayonnements auxquels sont sensibles les éléments photosensibles 8. En fonction du mode de balayage continu ou alternatif de la couronne 3, cet irdôme constitue une couronne complète 32, comme cela est représenté sur la figure 7B, ou seulement une partie de couronne 33, comme cela est représenté sur la figure 7C.

Comme on peut le voir sur la figure 8, il est avantageux que la fenêtre d'observation 5 soit constituée par un objectif 34 en forme d'oeil de poisson, permettant au champ A de couvrir 180°.

Dans le mode de réalisation représenté par les figures 9 à 13, on prévoit plusieurs fenêtres d'observation 35, 36 et 37 dans la paroi périphérique externe 4 de la couronne 3. A chacune de ces fenêtres d'observation 35, 36 et 37 sont associés des moyens photosensibles portant respectivement les références 38, 39 et 40.

Le couple fenêtre 35 - moyens photosensibles 38 est orienté vers l'avant du missile, pour embrasser une partie A1 du champ A. De même, le couple fenêtre 37 - moyens photosensibles 40 est orienté vers l'arrière du missile pour embrasser une partie A3 du champ A. Enfin, le couple fenêtre 36 - moyens photosensibles 39 est orienté de façon à embrasser la partie médiane A2 du champ A. Ainsi, dans ce cas, la majeure partie du champ A est balayée par l'addition des informations émises par les moyens photosensibles 38, 39 et 40.

Bien que ci-dessus, on ait supposé que l'invention était appliquée à un missile 1, il va de soi que le système de détection conforme à la présente invention peut être appliqué à tous types d'aéronefs.

Par exemple, sur la figure 14, on a représenté un satellite artificiel 41 comportant une couronne rotative 3, telle que décrite ci-dessus, tournant autour de son axe de roulis L-L. De même, sur les figures 15 et 16, on a représenté respectivement un avion d'observation 42 et un avion de combat 43 comportant une couronne 3 rotative autour de leur axe de roulis.

Revendications

1. Système de détection pour aéronef (1) stabilisé en roulis comportant :

- une pièce mécanique rotative creuse (3) susceptible de tourner autour de l'axe de roulis (L-L) dudit aéronef ;
 - des moyens (9,10,11) pour entraîner ladite pièce mécanique (3) en rotation autour du dit axe de roulis ;
 - des moyens photosensibles (8) disposés à l'intérieur de ladite pièce mécanique rotative creuse (3), solidaires en rotation de celle-ci et susceptibles d'observer l'environnement dudit aéronef à travers au moins une fenêtre d'observation (5) ménagée dans la paroi périphérique externe (4) de ladite pièce ; et
 - des moyens de traitement (17) recevant les informations délivrées par lesdits moyens photosensibles (8),
- caractérisé en ce que :
- ladite pièce mécanique rotative creuse (3) est une couronne ;
 - des moyens de mesure (14, 15) indiquent à chaque instant la position angulaire de ladite couronne (3) autour dudit axe de roulis (L-L) ;
 - lesdits moyens de traitement (17) reçoivent également des informations délivrées par lesdits moyens de mesure (14,15) ; et
 - lesdits moyens photosensibles (8) observent au moins le champ contenu dans le plan tournant passant par le centre (6) de ladite fenêtre (5) et l'axe de roulis (L-L) dudit aéronef.
2. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que ladite couronne rotative (3) tourne de façon continue autour de l'axe de roulis (L-L) dudit aéronef.
3. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que ladite couronne rotative (3) oscille autour de l'axe de roulis (L-L) dudit aéronef.
4. Système selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que, parmi lesdits moyens d'entraînement, lesdits moyens photosensibles, lesdits moyens de mesure et lesdits moyens de traitement, certains sont solidaires dudit aéronef (1) et d'autres de ladite couronne rotative (3), et en ce qu'un dispositif à joint tournant ou analogue (18) est prévu pour alimenter électriquement lesdits moyens et pour relier ceux-ci entre eux.
5. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que ladite couronne rotative (3) tourne autour d'un arbre (7) solidaire dudit aéronef.
6. Système selon la revendication 5, caractérisé en ce que ledit aéronef est réalisé en deux parties (1A, 1B) démontables, emboîtables par l'intermédiaire dudit arbre (7).
7. Système selon la revendication 5, caractérisé en ce que ladite couronne rotative est réalisée en deux parties (3A, 3B) assemblables autour dudit arbre.
8. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce que la paroi périphérique (4) de ladite couronne rotative (3) affleure la face externe (30A) de la peau (30) dudit aéronef.
9. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce que la paroi périphérique (4) de ladite couronne rotative (3) se trouve en retrait de la face externe (30A) de la peau (30) dudit aéronef et en ce que la partie de ladite peau en regard de ladite couronne rotative est réalisée au moins en partie en une matière (32) transparente pour les rayonnements auxquels sont sensibles lesdits moyens photosensibles.
10. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisé en ce que ladite fenêtre (5) comporte un objectif (34) du type oeil de poisson permettant de couvrir un champ de 180° dans le plan rotatif passant par le centre de ladite fenêtre et par l'axe de roulis dudit aéronef.
11. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisé en ce que lesdits moyens photosensibles sont constitués de plusieurs détecteurs individuels (38, 39, 40), en ce qu'une fenêtre d'observation (35, 36, 37) est associée à chacun desdits détecteurs individuels, et en ce que le champ (A1, A2, A3) balayé par chaque couple détecteur individuel-fenêtre est une partie du champ total (A) dans le plan rotatif passant par le centre de ladite fenêtre et par l'axe de roulis dudit aéronef.

Patentansprüche

1. Erfassungssystem für ein rollstabilisiertes Luftfahrzeug (1) mit:
- einem mechanischen hohlen Drehteil (3), das sich um die Rollachse (L-L) des Luftfahrzeugs drehen kann;
 - Mitteln (9,10,11), um das mechanische Teil (3) um die Rollachse in Drehung zu verset-

- zen;
- lichtempfindlichen Mitteln (8) innerhalb des mechanischen hohlen Drehteils (3), die mit diesem bei Drehung verbunden sind und die Umgebung des Luftfahrzeugs durch mindestens ein Beobachtungsfenster (5) in der äußeren Umfangswand (4) dieses Teils beobachten können, und
 - Verarbeitungsmitteln (17) für die von den lichtempfindlichen Mitteln (8) abgegebenen Informationen,
- dadurch gekennzeichnet, daß:
- das mechanische hohle Drehteil (3) ein Kranz ist;
 - Meßmittel (14,15) jederzeit die Winkelstellung des Kranzes (3) um die Rollachse (L-L) angeben;
 - die Verarbeitungsmittel (17) ebenfalls Informationen von den Meßmitteln (14,15) erhalten; und
 - die lichtempfindlichen Mittel (8) mindestens den Bereich beobachten, der in der durch den Mittelpunkt (6) von Fenster (5) und die Rollachse (L-L) des Luftfahrzeugs verlaufenden Drehebene enthalten ist.
2. System nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß sich der Drehkranz (3) kontinuierlich um die Rollachse (L-L) des Luftfahrzeugs dreht.
 3. System nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Drehkranz (3) um die Rollachse (L-L) des Luftfahrzeugs schwenkt.
 4. System nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß von den Antriebsmitteln; den lichtempfindlichen Mitteln, den Meßmitteln und den Verarbeitungsmitteln einige mit dem Luftfahrzeug (1) und andere mit dem Drehkranz (3) verbunden sind, und dadurch, daß eine Vorrichtung mit Drehverbindung oder ähnlichem (18) zur Stromversorgung und zur Verbindung der Mittel miteinander vorgesehen ist.
 5. System nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß sich der Drehkranz (3) um eine mit dem Luftfahrzeug verbundene Welle (7) dreht.
 6. System nach Anspruch 5, dadurch gekennzeichnet, daß das Luftfahrzeug aus zwei demontierbaren Teilen (1A, 1B) besteht, die mittels der Welle (7) zusammengesteckt werden können.
 7. System nach Anspruch 5,

dadurch gekennzeichnet, daß der Drehkranz aus zwei Teilen (3A, 3B) besteht, die um die Welle herum montiert werden können.

8. System nach einem der Ansprüche 1 bis 7, dadurch gekennzeichnet, daß die Umfangswand (4) des Drehkranzes (3) bündig mit der Außenfläche (30A) von Haut (30) des Luftfahrzeugs abschließt.
9. System nach einem der Ansprüche 1 bis 7, dadurch gekennzeichnet, daß die Umfangswand (4) des Drehkranzes (3) gegenüber der Außenfläche (30A) von Haut (30) des Luftfahrzeugs zurückgesetzt ist, und dadurch, daß der dem Drehkranz gegenüberliegende Teil der Haut zumindest teilweise aus einem Werkstoff (32) besteht, der für die Strahlungen transparent ist, für die die lichtempfindlichen Mittel sensibel sind.
10. System nach einem der Ansprüche 1 bis 9, dadurch gekennzeichnet, daß das Fenster (5) ein Objektiv (34) vom Typ Fischauge hat, mit dem ein Bildwinkel von 180° in der durch den Mittelpunkt des Fensters und durch die Rollachse des Luftfahrzeugs verlaufenden Drehebene erfaßt werden kann.
11. System nach einem der Ansprüche 1 bis 9, dadurch gekennzeichnet, daß die lichtempfindlichen Mittel aus mehreren Einzelsensoren (38, 39, 40) bestehen, dadurch, daß jedem der Einzelsensoren ein Beobachtungsfenster (35, 36, 37) zugeordnet ist, und dadurch, daß der von jeder Einheit Einzelsensor - Fenster abgetastete Bereich (A1, A2, A3) ein Teil des Gesamtbereichs (A) in der durch den Mittelpunkt des Fensters und durch die Rollachse des Luftfahrzeugs verlaufenden Drehebene ist.

Claims

1. A detection system for a roll-stabilized aircraft (1), comprising:
 - a hollow rotary mechanical part (3) suitable for rotating about the roll axis (L-L) of said aircraft;
 - means (9, 10, 11) for rotating said mechanical part (3) about said roll axis;
 - photosensitive means (8) disposed inside said hollow rotary mechanical part (3), constrained to rotate together therewith, and suitable for observing the environment around said aircraft through at least one observation window (5) provided through the outer peripheral wall (4) of said part; and
 - processor means (17) receiving the infor-

mation delivered by said photosensitive means (8), characterized in that:

said hollow rotary mechanical part (3) is a ring;

measurement means (14, 15) indicate at all times the angular position of said ring (3) about said roll axis (L-L);

said processor means (17) also receive information delivered by said measurement means (14, 15); and

said photosensitive means (8) observe at least the field of view contained in the rotating plane containing the center (6) of said window (5) and the roll axis (L-L) of said aircraft.

2. A system according to claim 1, characterized in that said rotary ring (3) rotates continuously about the roll axis (L-L) of said aircraft.
3. A system according to claim 1, characterized in that said rotary ring (3) oscillates about the roll axis (L-L) of said aircraft.
4. A system according to one of claims 1 to 3, characterized in that some of said drive means, photosensitive means, measurement means, and processor means, are fixed to said aircraft (1) while others of them are fixed to said rotary ring (3), and in that a rotary connection device (18) or the like is provided to deliver electrical power to said means and to interconnect them.
5. A system according to any one of claims 1 to 4, characterized in that said rotary ring (3) rotates about a shaft (7) fixed to said aircraft.
6. A system according to claim 5, characterized in that said aircraft is made up of two dismountable portions (1A, 1B) fitted together by means of said shaft (7).
7. A system according to claim 5, characterized in that said rotary ring is made up of two portions (3A, 3B) suitable for assembly around said shaft.
8. A system according to any one of claims 1 to 7, characterized in that the peripheral wall (4) of said rotary ring (3) is flush with the outside face (30A) of the skin (30) of said aircraft.
9. A system according to any one of claims 1 to 7, characterized in that the peripheral wall (4) of said rotary ring (3) is set back from the outside face (30A) of the skin (30) of said aircraft, and in that the portion of said skin facing said rotary ring is made at least in part of a material (32) which is transparent to the radiation to which said photosensitive means are sensitive.

10. A system according to any one of claims 1 to 9, characterized in that said window (5) includes a fish eye type objective lens (34) enabling it to cover a field of view of 180° in the rotary plane including the center of said window and the roll axis of said aircraft.

11. A system according to any one of claims 1 to 9, characterized in that said photosensitive means are constituted by a plurality of individual detectors (38, 39, 40), in that each of said individual detectors is associated with a respective observation window (35, 36, 37), and in that each of the fields of view (A1, A2, A3) scanned by each individual detector-window pair constitutes a portion of the total field of view (A) lying in the rotary plane including the center of said window and the roll axis of said aircraft.

FIG. 1

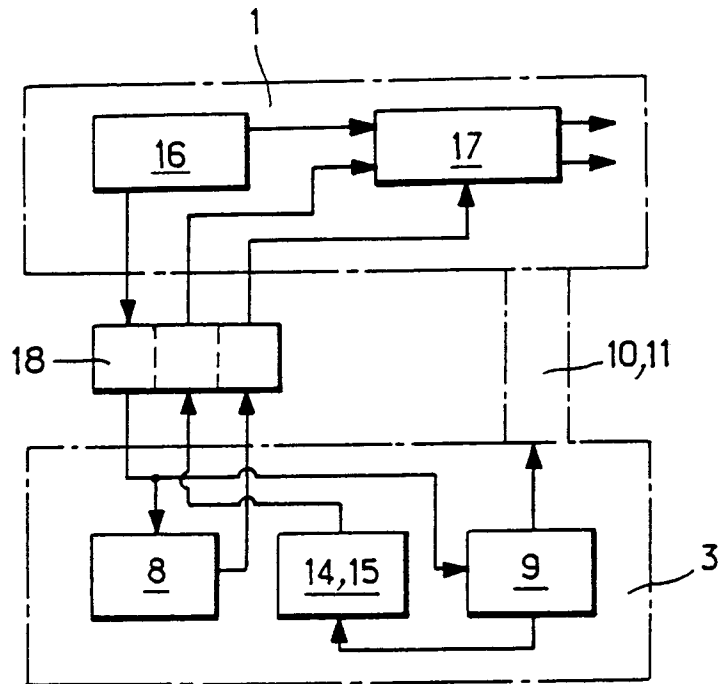
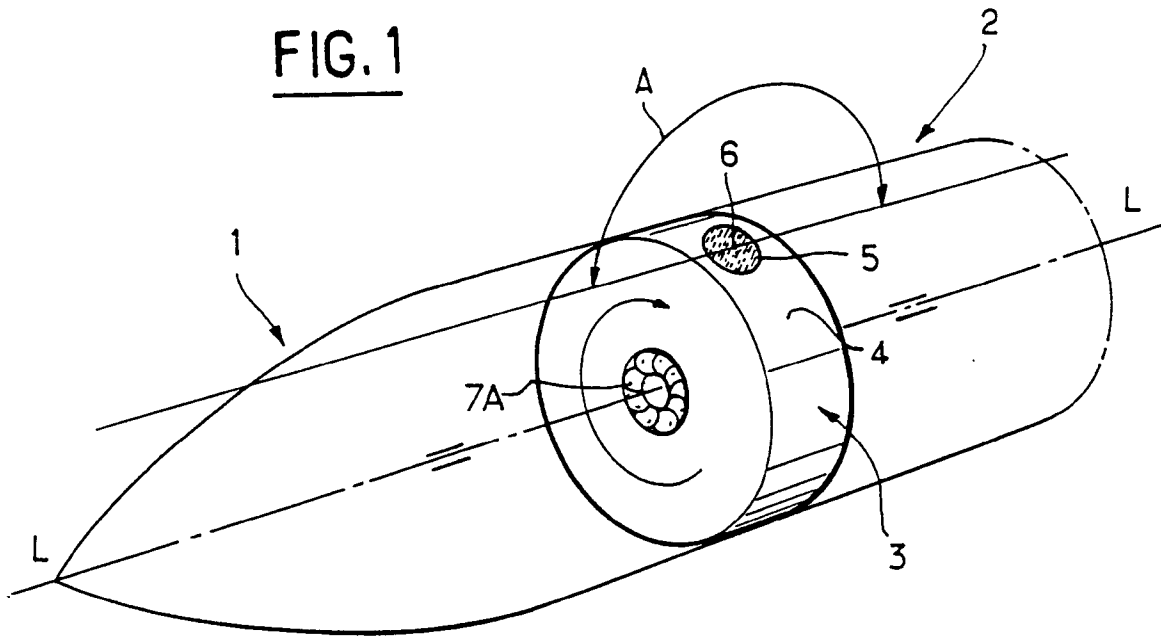


FIG. 3

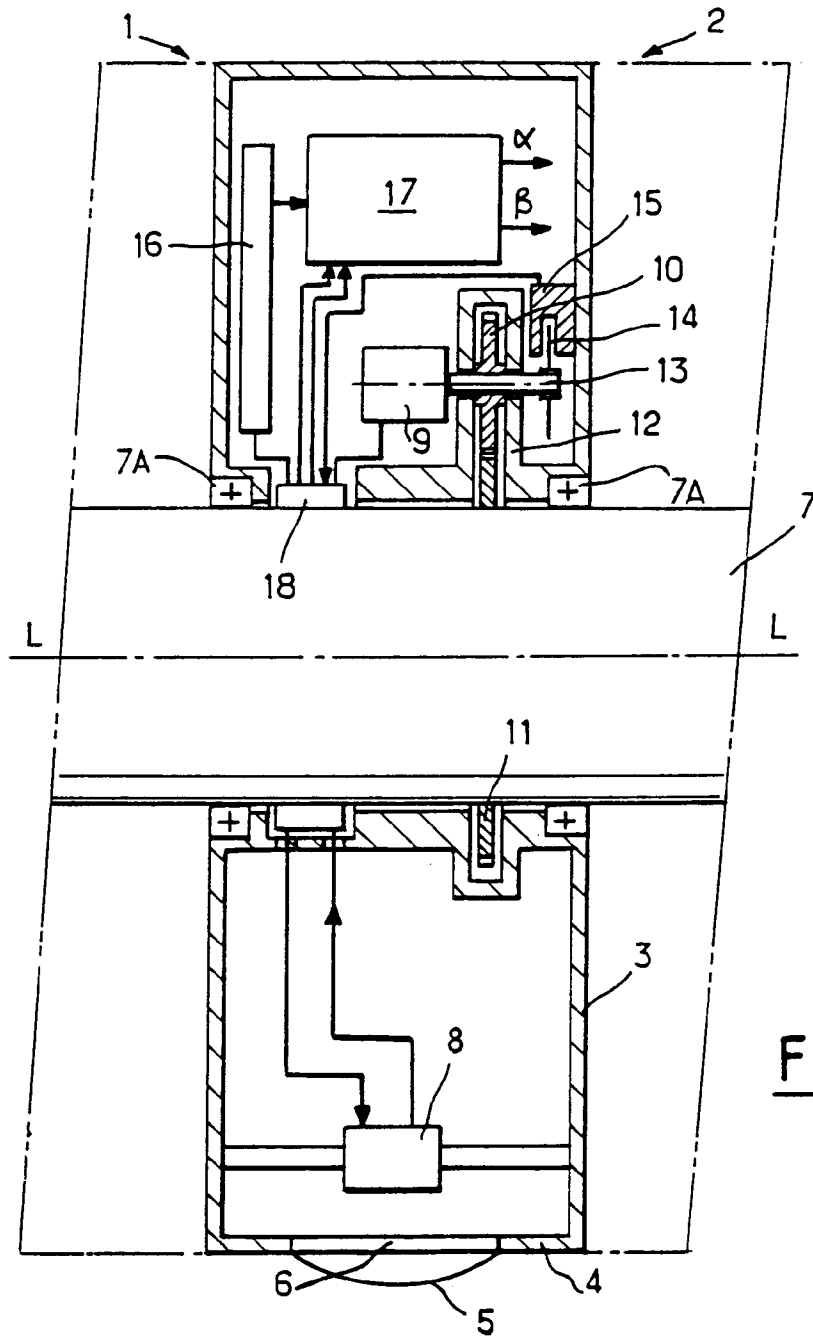


FIG. 2

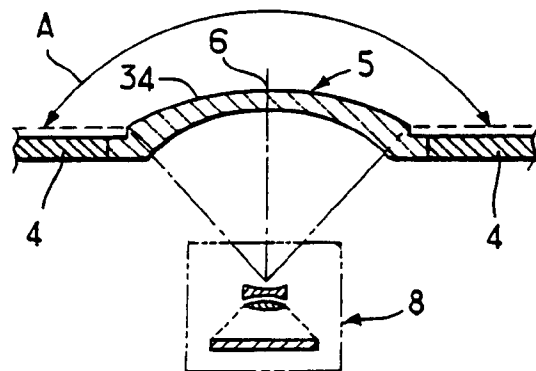


FIG. 8

FIG. 4

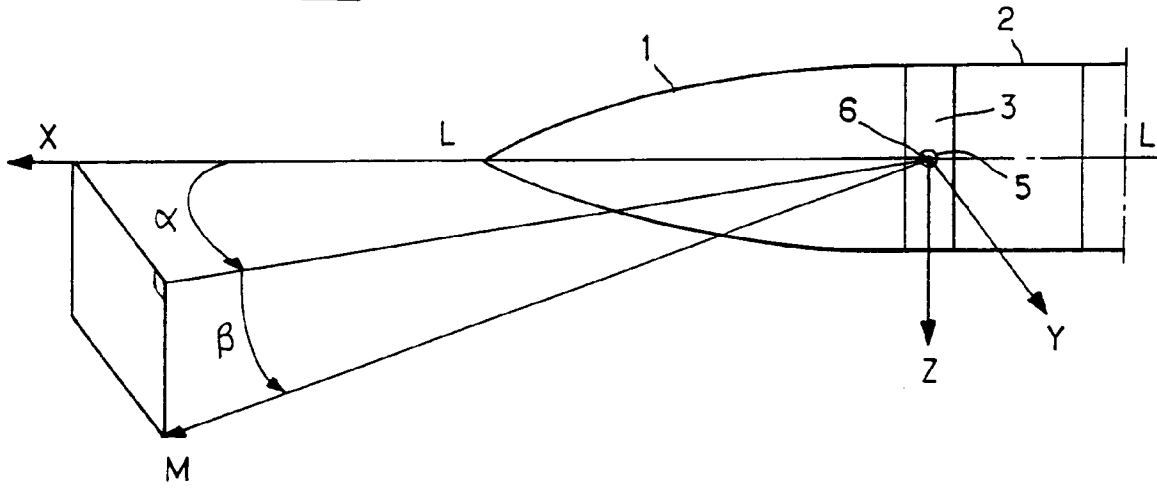
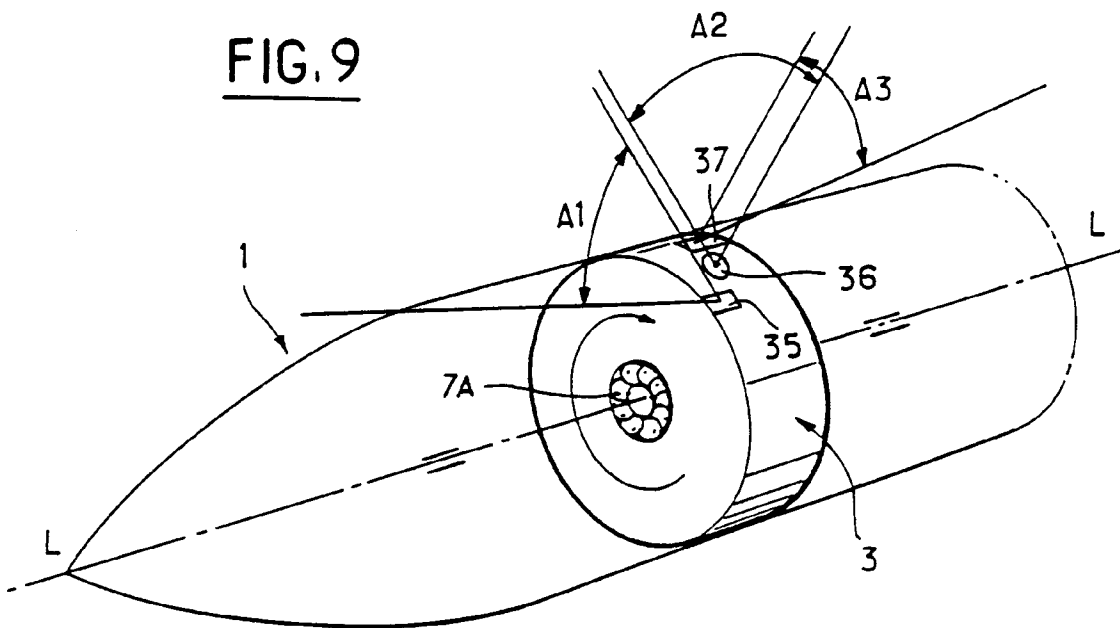
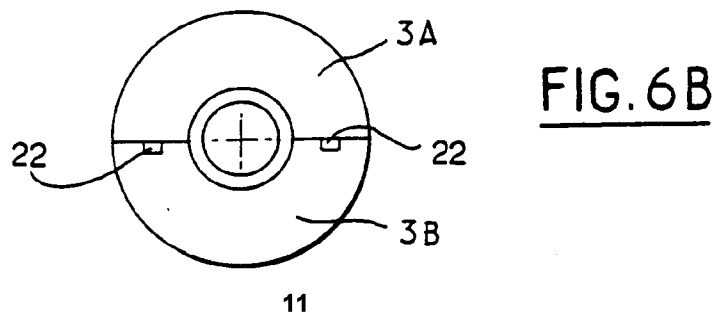
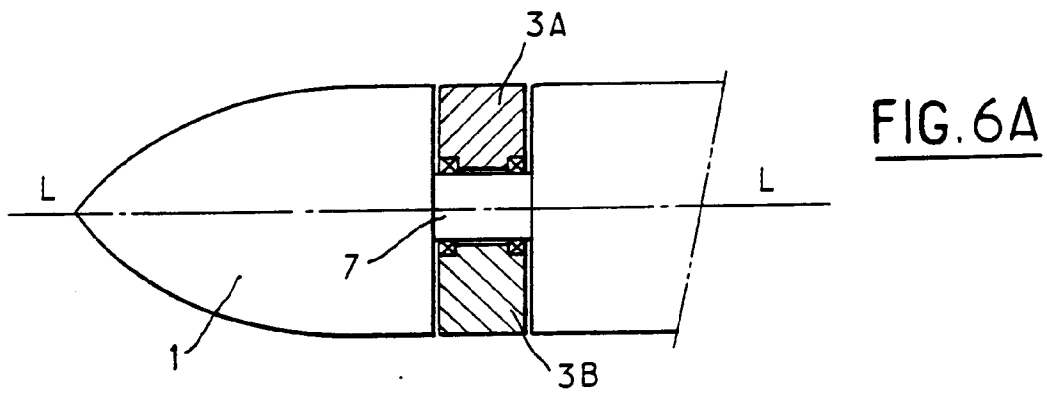
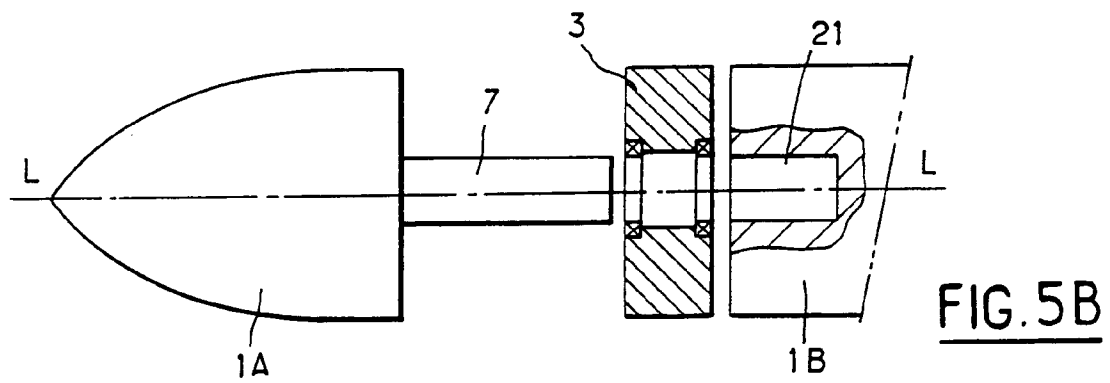
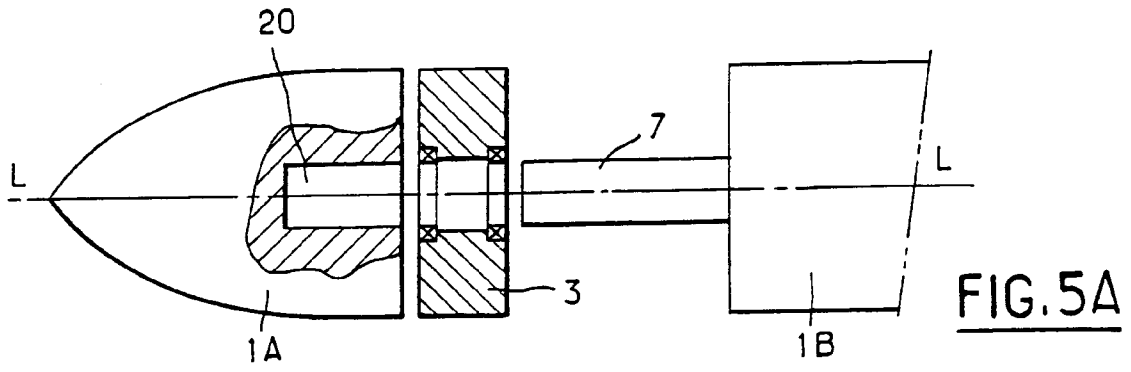


FIG. 9





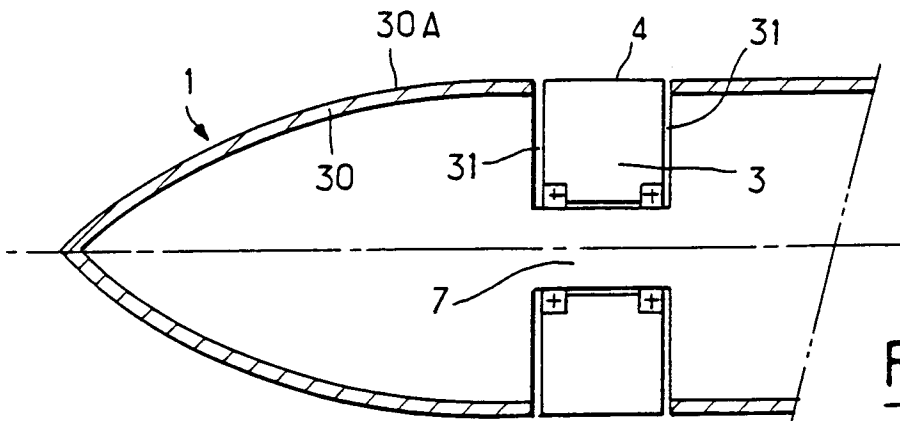


FIG. 7A

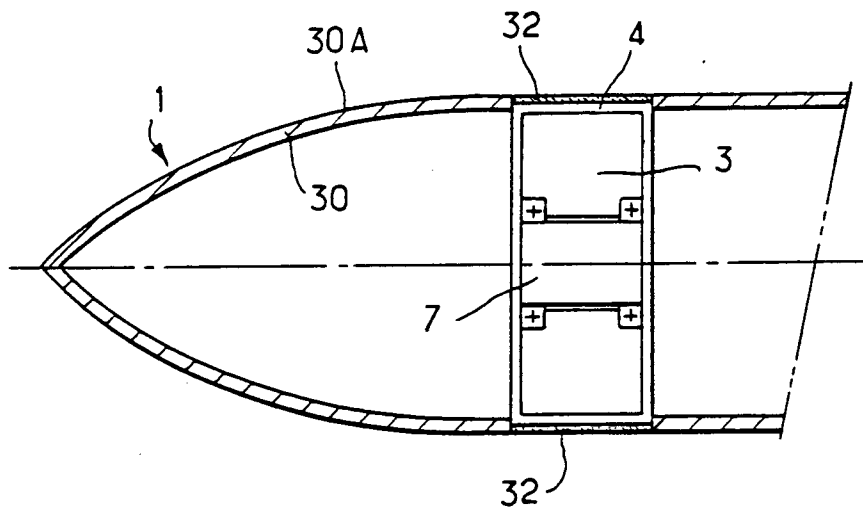


FIG. 7B

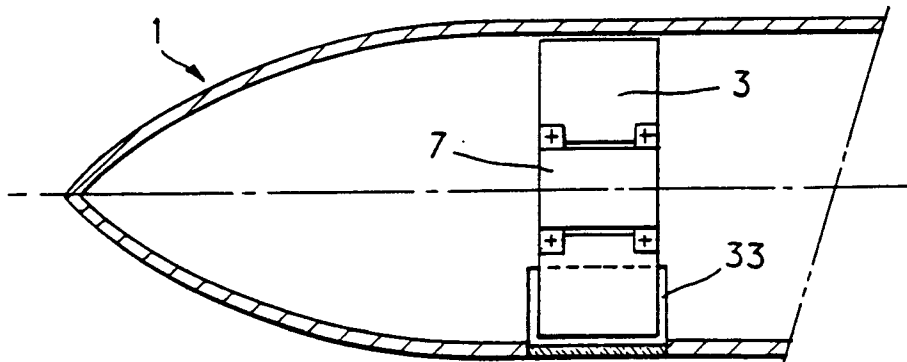


FIG. 7C

FIG. 10

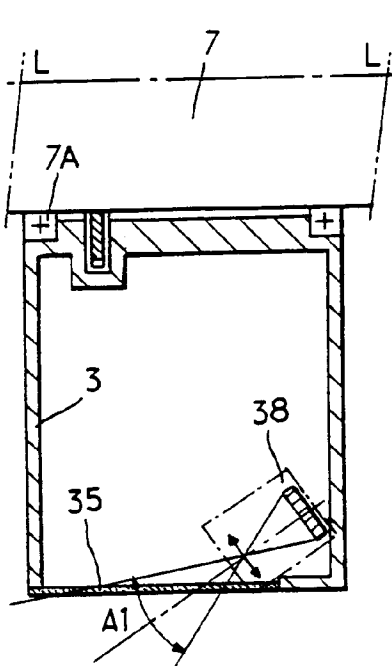
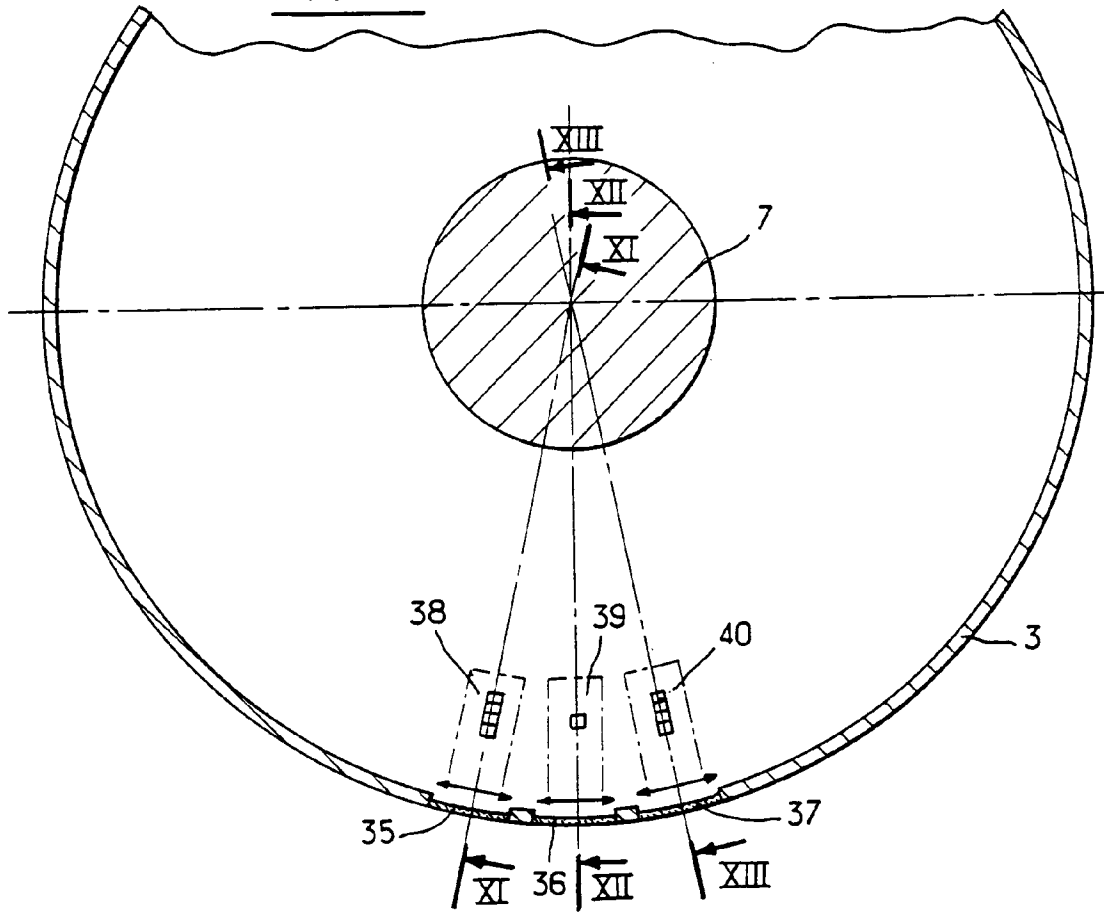


FIG. 11

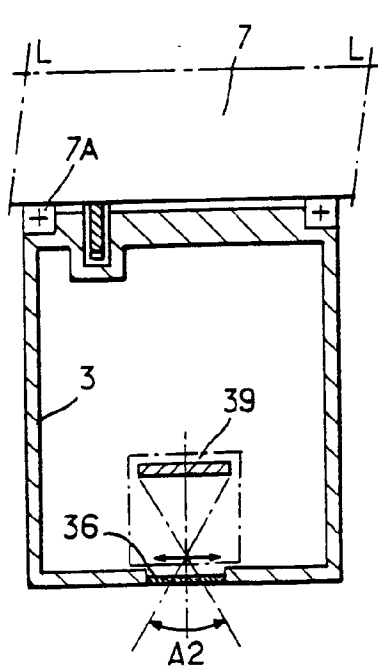


FIG. 12

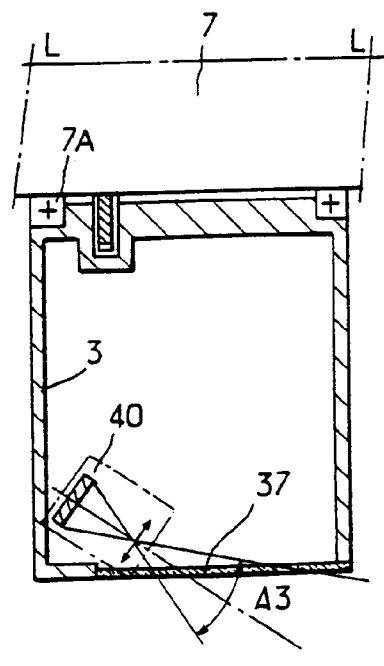


FIG. 13

