

(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2005/09/19
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2006/04/06
(45) Date de délivrance/Issue Date: 2013/11/05
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2007/01/29
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2005/002307
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2006/035132
(30) Priorité/Priority: 2004/09/28 (FR0410236)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *G01C 21/16* (2006.01),
B62D 7/06 (2006.01), *B64C 25/50* (2006.01),
G01C 25/00 (2006.01)

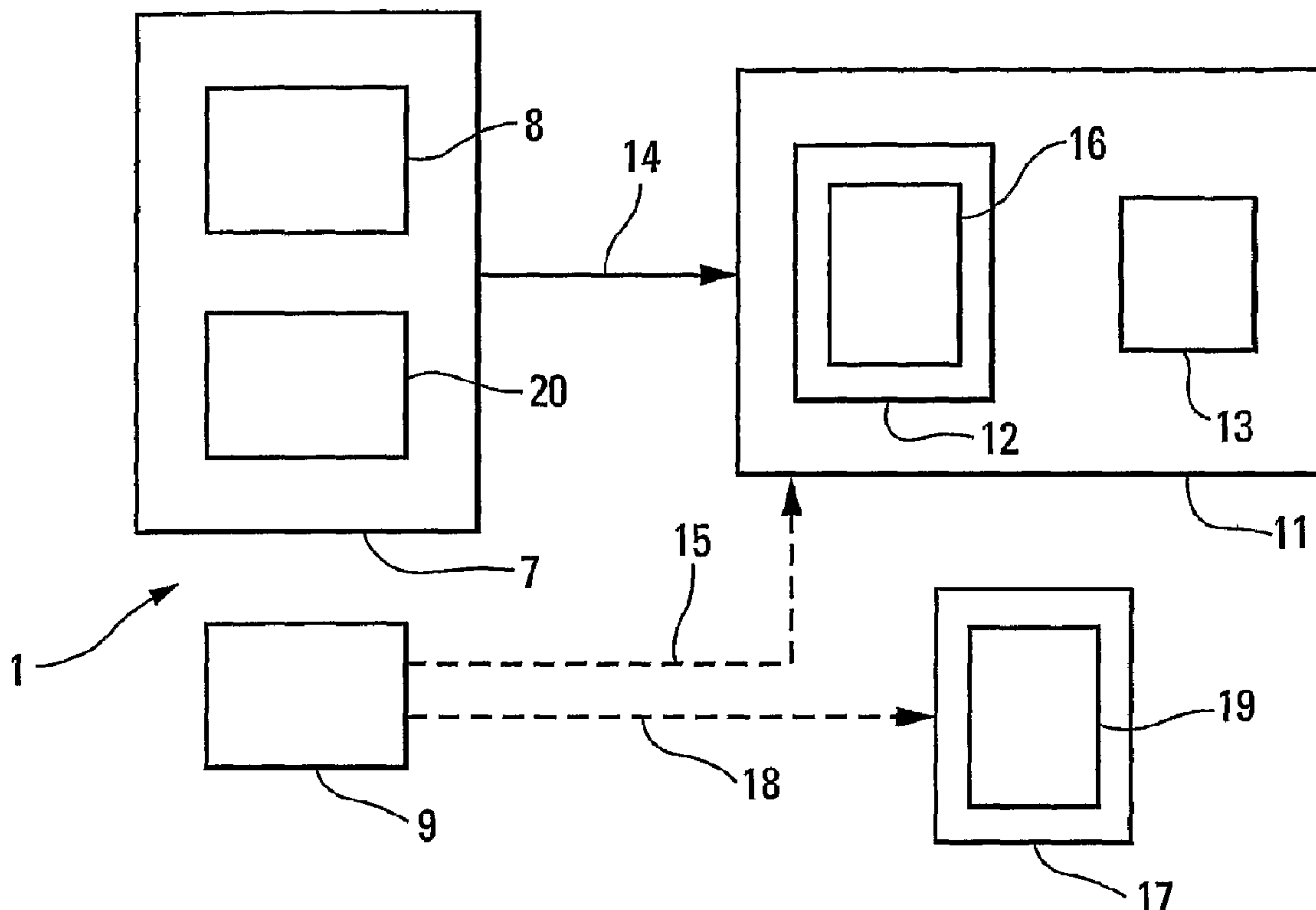
(72) Inventeur/Inventor:
FURGAL, BERNARD, FR

(73) Propriétaire/Owner:
AIRBUS OPERATIONS SAS, FR

(74) Agent: ROBIC

(54) Titre : PROCEDE ET DISPOSITIF DE MESURE DE L'ORIENTATION DU TRAIN D'ATERRISSAGE AVANT D'UN AVION

(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR MEASURING THE ORIENTATION OF AN AIRCRAFT NOSE LANDING GEAR



(57) **Abrégé/Abstract:**

Le dispositif (1) comporte une centrale de référence inertielle (7) qui est susceptible de mesurer le cap de l'avion, une unité de référence inertielle (9) qui est susceptible d'être montée, par l'intermédiaire d'un système de fixation, sur une roue du train d'atterrissage avant et qui est alors susceptible de mesurer le cap dudit train d'atterrissage avant dans une position correspondant à une absence de braquage, et une unité de traitement d'informations (11) comportant des moyens (12, 13) permettant de réaliser la comparaison entre ledit cap mesuré du train d'atterrissage avant et ledit cap mesuré de l'avion de manière à pouvoir en déduire l'orientation dudit train d'atterrissage avant par rapport au fuselage de l'avion.

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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété

Intellectuelle
Bureau international

PCT

(43) Date de la publication internationale
6 avril 2006 (06.04.2006)(10) Numéro de publication internationale
WO 2006/035132 A3

(51) Classification internationale des brevets :

G01C 21/16 (2006.01) *B64C 25/50* (2006.01)*G01C 25/00* (2006.01) *B62D 7/06* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2005/002307

(22) Date de dépôt international :

19 septembre 2005 (19.09.2005)

(25) Langue de dépôt :

français

(26) Langue de publication :

français

(30) Données relatives à la priorité :

0410236 28 septembre 2004 (28.09.2004) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : AIR-

BUS FRANCE [FR/FR]; 316, route de Bayonne, F-31060
Toulouse (FR).

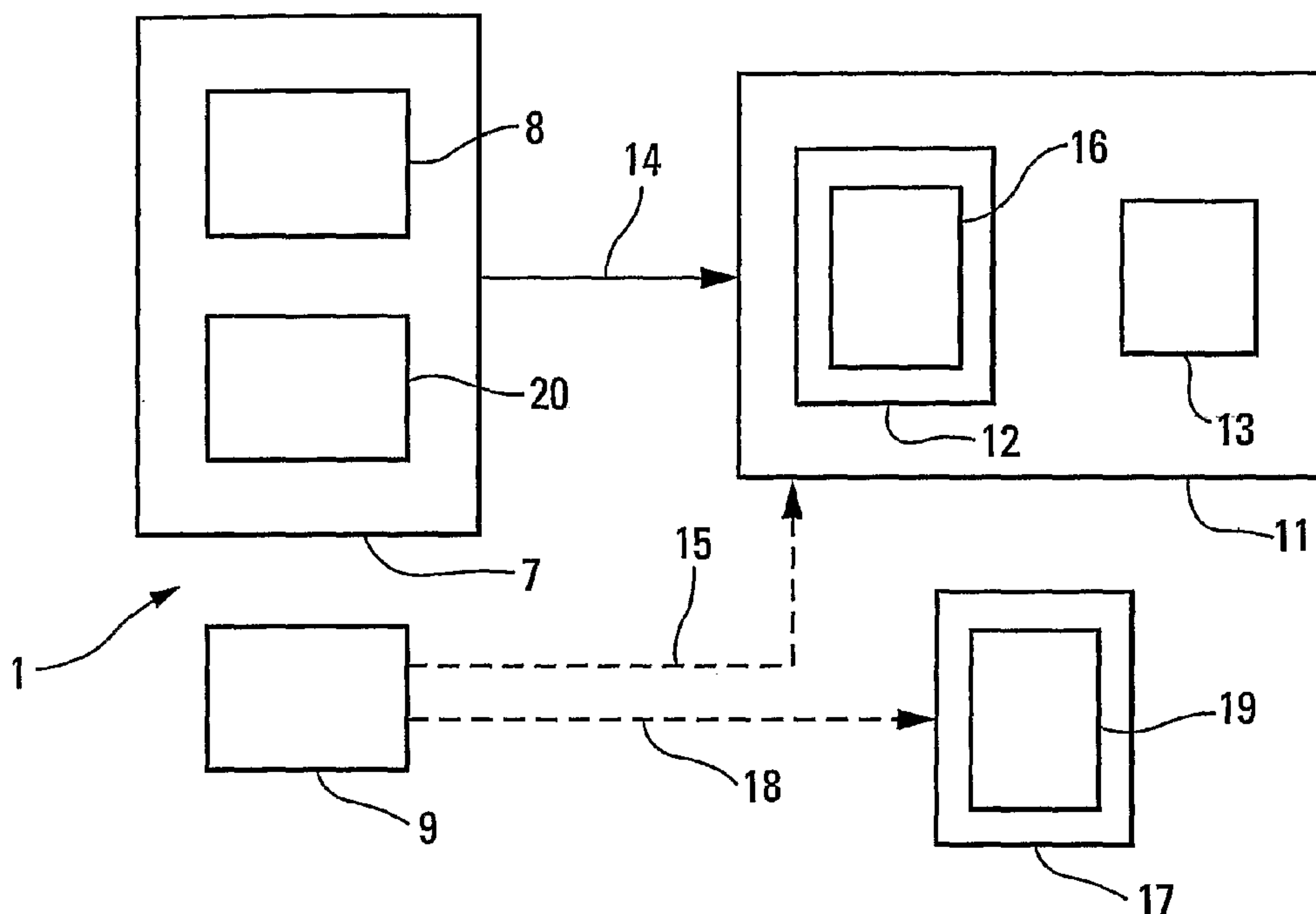
(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : FURGAL,

Bernard [FR/FR]; 2, rue du Barthie, F-31180 Saint Ge-
nies Bellevue (FR).(74) Mandataire : CABINET BONNETAT; 29, rue de St Pe-
tersbourg, F-75008 Paris (FR).(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de
protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AT,
AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO,
CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB,
GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG,
KM, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, LY, MA,
MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ,
OM, PG, PH, PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL,
SM, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC,
VN, YU, ZA, ZM, ZW.(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,
GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM,
ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM),

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR MEASURING THE ORIENTATION OF AN AIRCRAFT NOSE LANDING GEAR

(54) Titre : PROCEDE ET DISPOSITIF DE MESURE DE L'ORIENTATION DU TRAIN D'ATTERRISSAGE AVANT D'UN
AVION

(57) Abstract: A device (1) comprises an inertial reference station (7) for measuring the aircraft heading, an inertial reference unit (9) which is mountable on the wheel of a nose landing gear by means of a fixing system and is used for measuring the heading of said landing gear in a non-steering position and a data processing unit (11) comprising means (12, 13) for carrying out a comparison between the measured heading of the nose landing gear and the measured aircraft heading in such a way that the orientation of said nose landing gear is calculated with respect to the aircraft body.

[Suite sur la page suivante]

WO 2006/035132 A3

WO 2006/035132 A3

européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

(88) Date de publication du rapport de recherche internationale:

22 juin 2006

Publiée :

- avec rapport de recherche internationale
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

(57) Abrégé : Le dispositif (1) comporte une centrale de référence inertielle (7) qui est susceptible de mesurer le cap de l'avion, une unité de référence inertielle (9) qui est susceptible d'être montée, par l'intermédiaire d'un système de fixation, sur une roue du train d'atterrissage avant et qui est alors susceptible de mesurer le cap dudit train d'atterrissage avant dans une position correspondant à une absence de braquage, et une unité de traitement d'informations (11) comportant des moyens (12, 13) permettant de réaliser la comparaison entre ledit cap mesuré du train d'atterrissage avant et ledit cap mesuré de l'avion de manière à pouvoir en déduire l'orientation dudit train d'atterrissage avant par rapport au fuselage de l'avion.

Procédé et dispositif de mesure de l'orientation du train d'atterrissage avant d'un avion.

La présente invention concerne un procédé et un dispositif de mesure de l'orientation du train d'atterrissage avant d'un avion, en particulier d'un avion de transport.

On sait que lors du roulage sur le sol, par exemple sur une voie d'accès ou une piste d'atterrissage d'un aéroport, la conduite d'un avion est effectuée par l'intermédiaire du braquage du train d'atterrissage avant. Pour qu'un pilote puisse réaliser dans les meilleures conditions possibles une telle conduite sur le sol, il est bien entendu nécessaire qu'en position non braquée, le train d'atterrissage avant soit parallèle au fuselage de l'avion de sorte qu'une commande de braquage vers la droite (ou vers la gauche) provoque un braquage proportionnel des roues vers la droite (ou vers la gauche) et qu'à défaut de braquage, l'avion roule tout droit.

L'orientation du train d'atterrissage avant est généralement réglée au stade de fabrication dudit train. Toutefois, malgré l'existence d'un tel réglage initial, il peut arriver qu'ultérieurement les roues du train d'atterrissage avant ne soient plus orientées tout à fait parallèlement au fuselage de sorte que le pilote doit alors compenser une dérive de l'avion vers un côté lorsqu'il veut rouler tout droit, par exemple au centre d'une piste d'atterrissage. Un tel dérèglement doit bien entendu être corrigé, notamment pour des raisons de confort du roulage au sol, ainsi que pour des raisons de sécurité.

Toutefois, pour pouvoir corriger un tel dérèglement, il est nécessaire de connaître l'orientation exacte dudit train d'atterrissage avant par rapport à l'axe longitudinal de l'avion.

On dispose actuellement d'un outil de mesure laser, comprenant notamment un adaptateur devant être fixé sur les roues du train d'atterris-

sage, un pointeur laser associé, une unité centrale et des cibles. Cet outil de mesure, bien que précis et globalement satisfaisant, présente quelques inconvénients :

- il nécessite un environnement dégagé autour de l'avion ;
- 5 – sa mise en œuvre est relativement longue ;
- sa masse globale est très élevée ;
- son volume est important ; et
- il doit être utilisé à l'intérieur (dans un hall), les mesures réalisées pouvant être perturbées par la pluie et/ou le vent.

10 La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé efficace, peu coûteux et facile à mettre en œuvre, pour mesurer l'orientation du train d'atterrissage avant d'un avion qui est muni d'une centrale de référence inertielle comportant au moins une première unité de référence inertielle.

15 A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que :

- a) on monte une seconde unité de référence inertielle sur l'une des roues dudit train d'atterrissage avant ;
 - b) à l'aide de ladite seconde unité de référence inertielle, on mesure le cap dudit train d'atterrissage avant, en l'absence de braquage de ce dernier ;
 - c) à l'aide au moins de ladite première unité de référence inertielle de ladite centrale de référence inertielle, on mesure le cap de l'avion ; et
 - d) on compare ledit cap mesuré du train d'atterrissage avant audit cap mesuré de l'avion de manière à en déduire l'orientation dudit train d'atterrissage avant par rapport au fuselage de l'avion.
- 25

Ainsi, grâce à la prise en compte des deux caps, les mesures de l'orientation sont très précises.

De plus, la mise en œuvre dudit procédé est simple et rapide, notamment par rapport à l'outil de mesure laser précité, puisque uniquement la seconde unité de référence inertielle doit être manipulée et montée sur une roue. En outre, la masse et le volume sont réduits.

5 Dans un mode de réalisation préféré, ladite seconde unité de référence inertielle fait partie de ladite centrale de référence inertielle (qui existe déjà sur l'avion), et à l'étape a), on dépose ladite seconde unité de référence inertielle de l'avion, avant de la monter sur ladite roue. Ainsi, aucun dispositif extérieur à l'avion n'est nécessaire pour réaliser la mesure
10 de l'orientation du train d'atterrissage avant.

De préférence, à l'étape a), on monte ladite seconde unité de référence inertielle sur une plaque qui est fixée sur la jante de ladite roue et, plus précisément, sur des parties de vis de ladite jante qui dépassent d'écrous coopérants. Ainsi, l'installation de ladite seconde unité de référence inertielle peut être réalisée facilement, rapidement et de façon précise.
15

Avantageusement, ladite centrale de référence inertielle comporte de plus une troisième unité de référence inertielle et on détermine le cap de l'avion, à l'aide des mesures réalisées par lesdites première et troisième unités de référence inertielles, ce qui permet d'affiner les mesures de cap.
20

Lorsque l'on désire (en plus de la mesure) également régler l'orientation dudit train d'atterrissage avant, avantageusement, dès que la différence entre ledit cap mesuré du train d'atterrissage avant et ledit cap mesuré de l'avion est supérieure à une première valeur prédéterminée, on modifie l'orientation dudit train d'atterrissage avant de manière à obtenir une différence qui devienne inférieure à une seconde valeur prédéterminée (qui est bien entendu inférieure à ladite première valeur prédéterminée).
25

La présente invention concerne également un dispositif de mesure de l'orientation du train d'atterrissage avant d'un avion qui est muni d'une

centrale de référence inertielle comportant au moins une première unité de référence inertielle.

Selon l'invention, ledit dispositif est remarquable en ce qu'il comporte :

- 5 – ladite centrale de référence inertielle qui est susceptible de mesurer le cap de l'avion ;
- une seconde unité de référence inertielle qui est susceptible d'être montée, par l'intermédiaire d'un système de fixation, sur une roue du train d'atterrissage avant et qui est alors susceptible de mesurer le cap dudit
- 10 train d'atterrissage avant dans une position correspondant à une absence de braquage ; et
- une unité de traitement d'informations comportant des moyens permettant de réaliser la comparaison entre ledit cap mesuré du train d'atterrissage avant et ledit cap mesuré de l'avion de manière à pouvoir en
- 15 déduire l'orientation dudit train d'atterrissage avant par rapport au fuselage de l'avion.

De préférence, ledit système de fixation comporte une plaque :

- qui est munie d'un support fixe susceptible de recevoir ladite seconde unité de référence inertielle ; et
- 20 – qui est susceptible d'être montée sur la jante de ladite roue.

Dans un mode de réalisation particulier, ledit système de fixation est muni de plus :

- d'un capot de protection, ce qui permet de protéger ladite seconde unité de référence inertielle notamment contre la pluie ; et/ou
- 25 – d'un ventilateur. Ainsi, le dispositif conforme à l'invention peut être utilisé sans problème par temps très chaud.

Dans un mode de réalisation préféré, ladite seconde unité de référence inertielle fait partie de ladite centrale de référence inertielle de l'avion et est susceptible d'être déposée dudit avion, ce qui permet de ré-

duire le coût du dispositif conforme à l'invention qui comprend uniquement des éléments de mesure qui existent déjà sur l'avion.

De plus, avantageusement, ladite seconde unité de référence inertielle est susceptible d'être alimentée électriquement (de façon usuelle) par un moyen d'alimentation électrique de l'avion. Ainsi, le dispositif conforme à l'invention présente une grande autonomie.

En outre, de façon avantageuse, la centrale de référence inertielle, par exemple de type ADIRS ("Air Data Inertial Reference System"), comporte de plus une troisième unité de référence inertielle, et ladite centrale de référence inertielle détermine le cap de l'avion, à l'aide des mesures réalisées par lesdites première et troisième unités de référence inertielles. Avantageusement, au moins l'une desdites première, deuxième et troisième unités de référence inertielles est du type ADIRU ("Air Data Inertial Reference Unit") et comporte un gyrolaser qui utilise l'accélération de la terre pour déterminer le cap.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier :

- ladite seconde unité de référence inertielle est susceptible d'être liée à ladite unité de traitement d'informations de manière à pouvoir transmettre des informations à cette dernière qui comporte au moins un écran d'affichage de mesures ; et/ou
- le dispositif conforme à l'invention comporte, de plus, un lecteur amovible qui est susceptible d'être lié à ladite seconde unité de référence inertielle de manière à pouvoir lire le cap mesuré par cette dernière et à l'afficher sur un écran d'affichage intégré.

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 est le schéma synoptique d'un dispositif de mesure conforme à l'invention.

La figure 2 montre schématiquement et partiellement l'avant d'un avion, avec un train d'atterrissage avant sorti.

La figure 3 montre schématiquement un avion en vue en plan, sur lequel on a représenté les différents caps mesurés par le dispositif de mesure conforme à l'invention.

La figure 4 montre une plaque de support qui est montée sur une roue d'un train d'atterrissage avant.

La figure 5 montre une unité de référence inertielle qui est portée par la plaque de support représentée sur la figure 4.

La figure 6 est une figure similaire à celle de la figure 5, montrant schématiquement des caractéristiques supplémentaires de la présente invention.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est destiné à mesurer (et éventuellement à corriger ou régler) l'orientation des roues 2 du train d'atterrissage avant 3 d'un avion A, en particulier d'un avion de transport, orientation qui est définie par rapport au fuselage 5 dudit avion A, et plus précisément par rapport à l'axe longitudinal 6 dudit avion A qui est représenté sur les figures 2 et 3.

On sait que lors du roulage sur le sol, par exemple sur une voie d'accès ou une piste d'atterrissage d'un aéroport (en vue du décollage ou de l'atterrissage), la conduite d'un avion A est commandée par un pilote qui manipule à cet effet un moyen d'actionnement approprié usuel (non représenté), par exemple un volant, destiné à commander le braquage du train d'atterrissage avant 3. L'angle de braquage est l'angle que font les roues directrices 2 avec le plan longitudinal de l'avion A, lors du braquage commandé par le pilote. Pour des raisons de sécurité, ainsi que pour des raisons de confort du roulage au sol, il est nécessaire qu'en position non braquée (le moyen d'actionnement précité se trouve alors en position cen-

trale neutre), le train d'atterrissage avant 3 soit parallèle au fuselage 5 de l'avion A de sorte que :

- lorsque le pilote réalise une commande de braquage vers la droite (respectivement vers la gauche), il provoque un braquage proportionnel des roues 2 vers la droite (respectivement vers la gauche) ; et
- à défaut de braquage (position neutre précitée), l'avion A roule tout droit, suivant son axe longitudinal 6.

Bien entendu, pour pouvoir corriger un éventuel dérèglement (défaut de parallélisme en position neutre des roues directrices 2 par rapport à l'axe longitudinal 6), il est nécessaire de connaître la valeur de ce dérèglement, c'est-à-dire la valeur exacte de l'orientation dudit train d'atterrissage avant 3 par rapport à l'axe longitudinal 6 de l'avion A.

Le dispositif 1 conforme à l'invention a pour objet de mesurer une telle orientation. Ce dispositif 1 s'applique à un avion A qui est muni d'une centrale de référence inertielle 7, par exemple de type ADIRS ("Air Data Inertial Reference System"), c'est-à-dire une centrale de référence inertielle intégrant les fonctions d'une centrale anémobarométrique, et comportant au moins une première unité de référence inertielle 8, de préférence de type ADIRU ("Air Data Inertial Reference Unit").

Selon l'invention, ledit dispositif 1 comporte, comme représenté sur la figure 1 :

- ladite centrale de référence inertielle 7 qui est susceptible de mesurer le cap C1 de l'avion A, c'est-à-dire le cap C1 suivant l'axe longitudinal 6 dudit avion A, comme représenté par une flèche E1 sur les figures 2 et 3 ;
- une seconde unité de référence inertielle 9 qui est susceptible d'être montée, par l'intermédiaire d'un système de fixation 10, sur une roue 2 du train d'atterrissage avant 3, comme précisé ci-dessous, et qui est alors susceptible de mesurer le cap C2 dudit train d'atterrissage avant 3

dans une position (neutre) correspondant à une absence de braquage des roues 2, comme représenté par une flèche E2 sur les figures 2 et 3 ; et

- une unité de traitement d'informations 11 comportant des moyens 12, 13 permettant de réaliser la comparaison entre ledit cap mesuré C2 du train d'atterrissage avant 3 et ledit cap mesuré C1 de l'avion A de manière à pouvoir en déduire l'orientation angulaire exacte dudit train d'atterrissage avant 3 par rapport au fuselage 5 de l'avion A.

Ladite unité de traitement d'informations 11 qui est embarquée sur l'avion A, est reliée par une liaison fixe 14 à ladite centrale de référence inertielle 7 et peut être reliée par une liaison amovible 15 (représentée en traits interrompus) à ladite unité de référence inertielle 9.

De plus, ladite unité de traitement d'informations 11 comporte un moyen d'affichage 12 qui est susceptible d'afficher sur un écran de visualisation 16 :

- dans une première variante, les valeurs de cap C1 et C2 mesurées respectivement par ladite centrale de référence inertielle 7 et ladite unité de référence inertielle 9. Un opérateur qui a ainsi connaissance desdites valeurs de cap C1 et C2 peut alors réaliser personnellement la comparaison précitée entre ces deux valeurs ;
- dans une deuxième variante, la différence (ou l'écart) entre ces valeurs de cap C1 et C2, c'est-à-dire le résultat de la comparaison précitée ; et
- dans une troisième variante, à la fois lesdites valeurs de cap C1 et C2 et ladite différence.

Pour mettre en œuvre ces deux dernières variantes, ladite unité de traitement d'informations 11 peut comporter un moyen de comparaison 13 qui calcule automatiquement ladite différence entre les valeurs C1 et C2.

Dans un mode de réalisation particulier, le dispositif 1 conforme à l'invention comporte, de plus, un lecteur amovible 17 qui est susceptible d'être lié par une liaison 18 (représentée en traits interrompus) à ladite unité de référence inertielle 9 de manière à pouvoir lire le cap mesuré par cette dernière et à l'afficher sur un écran d'affichage 19 intégré. Ceci permet à un opérateur de lire la valeur à proximité immédiate de la roue 2 de l'avion A sur laquelle est montée ladite unité de référence inertielle 9, sans avoir à accéder au poste de pilotage où est généralement situé l'écran de visualisation 16.

Dans un mode de réalisation particulier, la centrale de référence inertielle 7 comporte de plus une autre unité de référence inertielle 20, et ladite centrale de référence inertielle 7 détermine le cap C1 de l'avion A, à l'aide des mesures réalisées par lesdites deux unités de référence inertielles 8 et 20.

De préférence, au moins l'une desdites unités de référence inertielles 8, 9 et 20 comporte un gyrolaser usuel, qui est un appareil de mesure de la vitesse angulaire, dont le principe est fondé sur la propagation de la lumière cohérente. On sait qu'un tel gyrolaser utilise l'accélération de la terre pour déterminer le cap.

En outre, dans un mode de réalisation préféré, ladite unité de référence inertielle 9 fait partie de ladite centrale de référence inertielle 7 de l'avion A, et elle est susceptible d'être déposée dudit avion A (où elle est initialement installée) pour être montée sur la roue 2 en vue de la mesure du cap C2 (avant d'être remontée sur l'avion A à la fin des mesures), ce qui permet de réduire le coût dudit dispositif 1 conforme à l'invention qui comprend ainsi uniquement des éléments de mesure qui existent déjà sur l'avion A. Il en est de même de l'unité de traitement d'informations 11. Par conséquent, seul le lecteur 17 (qui de plus n'est pas indispensable à la mise en œuvre de la présente invention) ne fait pas partie de l'avion A.

De plus, lorsqu'elle est montée sur la roue 2, ladite unité de référence inertielle 9 est susceptible d'être alimentée électriquement (de façon usuelle) par un moyen d'alimentation électrique usuelle (non représenté) de l'avion A. Ainsi, le dispositif 1 conforme à l'invention présente une grande autonomie, car il ne nécessite pas d'alimentation extérieure à l'avion A, ni de batterie à charger.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier représenté sur les figures 4, 5 et 6, ledit système de fixation 10 comporte une plaque 21, en bois ou en métal par exemple :

- qui est munie d'un support fixe 22 susceptible de recevoir ladite unité de référence inertielle 9, comme représenté sur les figures 5 et 6 ; et
- qui est susceptible d'être montée sur la jante 23 de ladite roue 2, de préférence la roue droite du train d'atterrissage avant 3, parallèlement à ladite jante 23.

A cet effet, ladite plaque 21 est fixée sur la jante 23 de ladite roue 2 à l'aide d'écrous 24 qui coopèrent avec des parties de vis 25 de ladite jante 23 qui dépassent des écrous coopérants 26, comme représenté pour des boulons non utilisés sur les figures 4 à 6. Ainsi, l'installation de ladite plaque 21 et donc de ladite unité de référence inertielle 9 peut être réalisée facilement, rapidement et de façon précise.

Ledit système de fixation 10 comporte, de plus, un connecteur usuel 27 qui est destiné à coopérer avec un connecteur coopérant (non représenté) de l'unité de référence inertielle 9, lorsque cette dernière est montée sur le support 22 (figures 5 et 6). Le connecteur 27 est fixé au support 22 et est relié à un câble ou faisceau 28 comprenant au moins l'une des liaisons 15 et 18 précitées de transmission de données.

Dans un mode de réalisation particulier représenté très schématiquement sur la figure 6, ledit système de fixation 10 est muni de plus :

- d'un capot de protection 29, ce qui permet de protéger ladite unité de référence inertielle 9 notamment contre la pluie ; et/ou
- d'un ventilateur usuel 30. Ainsi, le dispositif 1 conforme à l'invention peut être utilisé sans problème par temps très chaud.

5 Ledit dispositif 1 présente donc de très nombreux avantages. En particulier :

- ses mesures sont très précises ;
- sa mise en place est simplifiée, fiable et précise, notamment par rapport à celle d'un outil de mesure laser usuel de type précité. Aussi, il devient
- 10 facilement possible de réaliser un contrôle systématique de l'orientation du train d'atterrissage avant 3 (même sur la chaîne d'assemblage) de sorte que chaque avion A sortant des chaînes d'assemblage se trouve dans les tolérances des compagnies aériennes pour ce qui est de l'orientation du train d'atterrissage avant 3 ;
- 15 – son coût est réduit ;
- il présente une grande autonomie ;
- ses mesures ne sont pas perturbées par de mauvaises conditions météorologiques (pluie, chaleur, vent, ...) ; et
- il peut être utilisé sur tout type d'avion A comprenant une centrale de
- 20 référence inertielle 7 susceptible de mesurer le cap C1 de l'avion A.

 Dans le cadre de la présente invention, lorsque l'on désire (en plus de faire des mesures) également corriger l'orientation dudit train d'atterrissage avant 3, dès que la différence (en valeur angulaire) entre ledit cap mesuré C2 du train d'atterrissage avant 3 et ledit cap mesuré C1 de

25 l'avion A est supérieure à une première valeur angulaire prédéterminée, par exemple 3°, on corrige l'orientation dudit train d'atterrissage avant 3 de manière à obtenir une différence (ou écart) de cap qui devient inférieure à une seconde valeur angulaire prédéterminée, par exemple 0,1°.

Dans un mode de réalisation préféré, pour lequel l'unité de référence inertielle 9 fait partie de la centrale de référence inertielle 7 de l'avion A, on met en œuvre les étapes successives suivantes lors de la mesure et du réglage (ou correction) de l'orientation dudit train d'atterris-

5 sage avant 3 :

– en préparation :

- on dépose l'unité de référence inertielle 9 de l'avion A ;
- on installe le système de fixation 10 sur la roue 2, et on connecte le câble 28 à l'unité de traitement d'informations 11 ;

- 10
- on installe l'unité de référence inertielle 9 sur ledit système de fixation 10 ;

– lors d'une mesure et d'un réglage suivants :

- 15
- on alimente l'avion A, électriquement et hydrauliquement ;
 - on procède à la mise sous tension de la centrale de référence inertielle 7 et de l'unité de référence inertielle 9 ;
 - on mesure le cap C1 de l'avion A, à l'aide de la centrale de référence inertielle 7 ;
 - on mesure le cap C2 du train d'atterrissage avant 3, à l'aide de l'unité de référence inertielle 9 ;
- 20
- on compare lesdits caps C1 et C2 ;
 - en fonction de cette comparaison, on règle de façon usuelle l'orientation des roues 2 si nécessaire ;
 - éventuellement, on refait des mesures de cap et une comparaison pour vérifier que le réglage a été bien réalisé ;

25 – lors d'une remise en état finale :

- on dépose l'unité de référence inertielle 9 et on la réinstalle sur l'avion A à sa place habituelle ;
- on dépose le système de fixation 10.

REVENDICATIONS

1. Procédé de mesure de l'orientation du train d'atterrissage avant (3) d'un avion (A) qui est muni d'une centrale de référence inertielle (7) comportant au moins une première unité de référence inertielle (8),

5 caractérisé en ce que :

a) on monte une seconde unité de référence inertielle (9) sur l'une (2) des roues dudit train d'atterrissage avant (3) ;

b) à l'aide de ladite seconde unité de référence inertielle (9), on mesure le cap dudit train d'atterrissage avant (3), en l'absence de braquage de ce
10 dernier ;

c) à l'aide au moins de ladite première unité de référence inertielle (8) de ladite centrale de référence inertielle (7), on mesure le cap de l'avion (A) ; et

d) on compare ledit cap mesuré du train d'atterrissage avant (3) audit cap
15 mesuré de l'avion (A) de manière à en déduire l'orientation dudit train d'atterrissage avant (3) par rapport au fuselage (5) de l'avion (A).

2. Procédé selon la revendication 1,

caractérisé en ce que ladite seconde unité de référence inertielle (9) fait partie de ladite centrale de référence inertielle (7), et en ce qu'à l'étape a),
20 on dépose ladite seconde unité de référence inertielle (9) de l'avion (A), avant de la monter sur ladite roue (2).

3. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2,

caractérisé en ce qu'à l'étape a), on monte ladite seconde unité de référence inertielle (9) sur une plaque (21) qui est fixée sur la jante (23) de
25 ladite roue (2).

4. Procédé selon la revendication 3,

caractérisé en ce que l'on fixe ladite plaque (21) sur des parties de vis (25) de ladite jante qui dépassent d'écrous coopérants (26).

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que ladite centrale de référence inertielle (7) comporte de plus une troisième unité de référence inertielle (20), et en ce que l'on détermine le cap de l'avion (A), à l'aide des mesures réalisées par lesdites première et troisième unités de référence inertielles (8, 20).

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, pour de plus régler l'orientation du train d'atterrissage avant (3), caractérisé en ce que, lorsque la différence entre ledit cap mesuré du train d'atterrissage avant (3) et ledit cap mesuré de l'avion (A) est supérieure à une première valeur prédéterminée, on modifie l'orientation dudit train d'atterrissage avant (3) de manière à obtenir une différence qui devienne inférieure à une seconde valeur prédéterminée.

7. Dispositif de mesure de l'orientation du train d'atterrissage avant (3) d'un avion (A) qui est muni d'une centrale de référence inertielle (7) comportant au moins une première unité de référence inertielle (8), caractérisé en ce qu'il comporte :

- ladite centrale de référence inertielle (7) qui est susceptible de mesurer le cap de l'avion (A) ;
- une seconde unité de référence inertielle (9) qui est susceptible d'être montée, par l'intermédiaire d'un système de fixation (10), sur une roue (2) du train d'atterrissage avant (3) et qui est alors susceptible de mesurer le cap dudit train d'atterrissage avant (3) dans une position correspondant à une absence de braquage ; et
- une unité de traitement d'informations (11) comportant des moyens (12, 13) permettant de réaliser la comparaison entre ledit cap mesuré du train d'atterrissage avant (3) et ledit cap mesuré de l'avion (A) de manière à pouvoir en déduire l'orientation dudit train d'atterrissage avant (3) par rapport au fuselage (6) de l'avion (A).

8. Dispositif selon la revendication 7, caractérisé en ce que ledit système de fixation (10) comporte une plaque (21) :

- qui est munie d'un support fixe (22) susceptible de recevoir ladite seconde unité de référence inertielle (9) ; et
- qui est susceptible d'être montée sur la jante (23) de ladite roue (2).

9. Dispositif selon l'une des revendications 7 et 8, caractérisé en ce que ledit système de fixation (10) est muni d'un capot de protection (29).

10. Dispositif selon l'une des revendications 7 à 9, caractérisé en ce que ledit système de fixation (10) est muni d'un ventilateur (30).

11. Dispositif selon l'une des revendications 7 à 10, caractérisé en ce que ladite seconde unité de référence inertielle (9) fait partie de ladite centrale de référence inertielle (7) de l'avion (A) et est susceptible d'être déposée dudit avion (A).

12. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 7 à 11, caractérisé en ce que ladite seconde unité de référence inertielle (9) est susceptible d'être alimentée électriquement par un moyen d'alimentation électrique de l'avion (A).

13. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 7 à 12, caractérisé en ce que ladite centrale de référence inertielle (7) comporte de plus une troisième unité de référence inertielle (20), et en ce que ladite centrale de référence inertielle (7) détermine le cap de l'avion (A), à l'aide des mesures réalisées par lesdites première et troisième unités de référence inertielles (8, 20).

14. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 7 à 13, caractérisé en ce que ladite seconde unité de référence inertielle (9) est susceptible d'être liée à ladite unité de traitement d'informations (11) de

manière à pouvoir transmettre des informations à cette dernière qui comporte au moins un écran (16) d'affichage de mesures.

15. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 7 à 14, caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, un lecteur amovible (17) qui est susceptible d'être lié à ladite seconde unité de référence inertielle (9) de manière à pouvoir lire le cap mesuré par cette dernière et à l'afficher sur un écran d'affichage (19) intégré.

16. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 7 à 15, caractérisé en ce qu'au moins l'une desdites unités de référence inertielles (8, 9, 20) comporte un gyrolaser qui utilise l'accélération de la terre pour mesurer le cap.

17. Avion, caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) susceptible de mettre en œuvre le procédé spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 6.

18. Avion, caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 7 à 16.

1/5

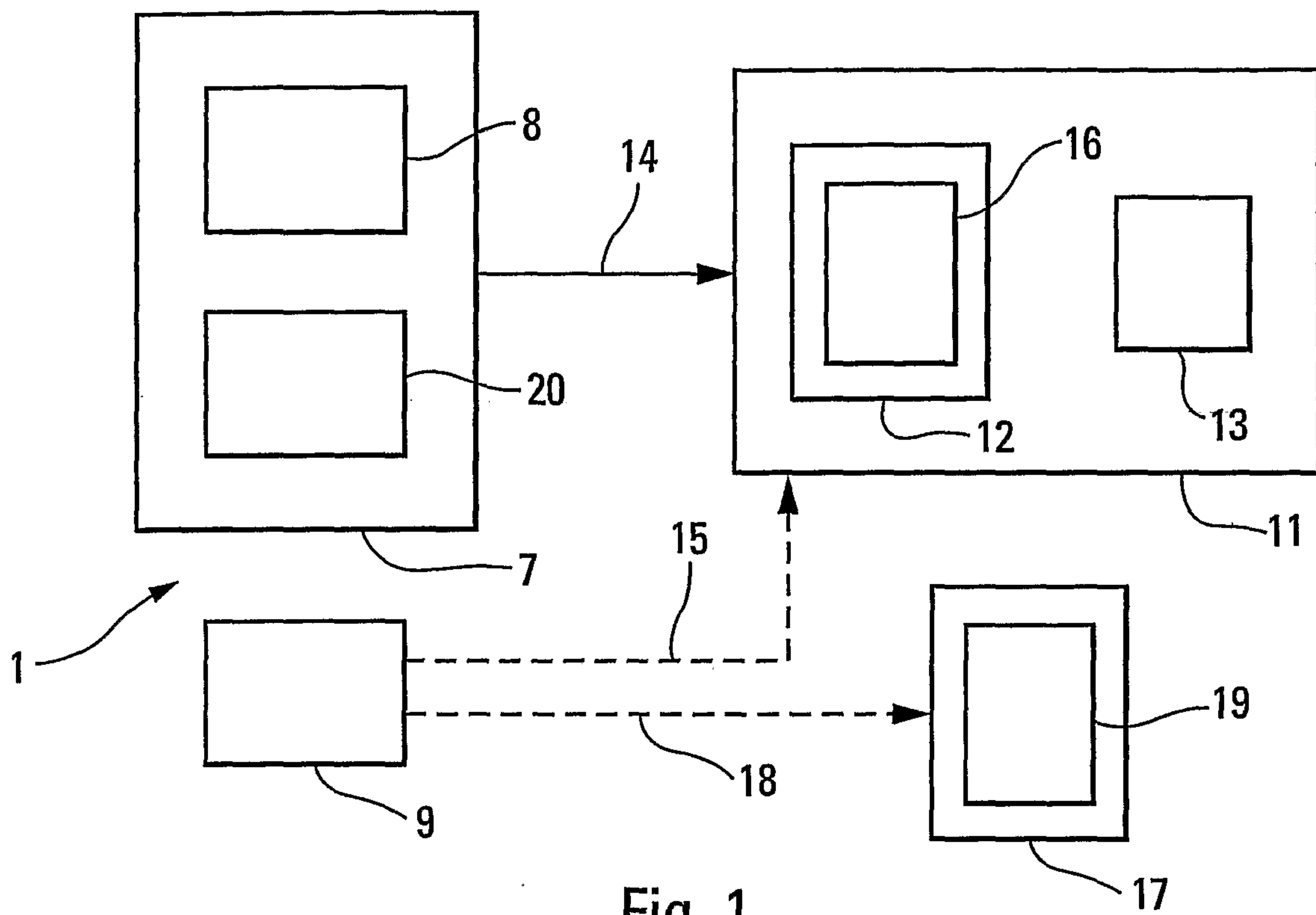


Fig. 1

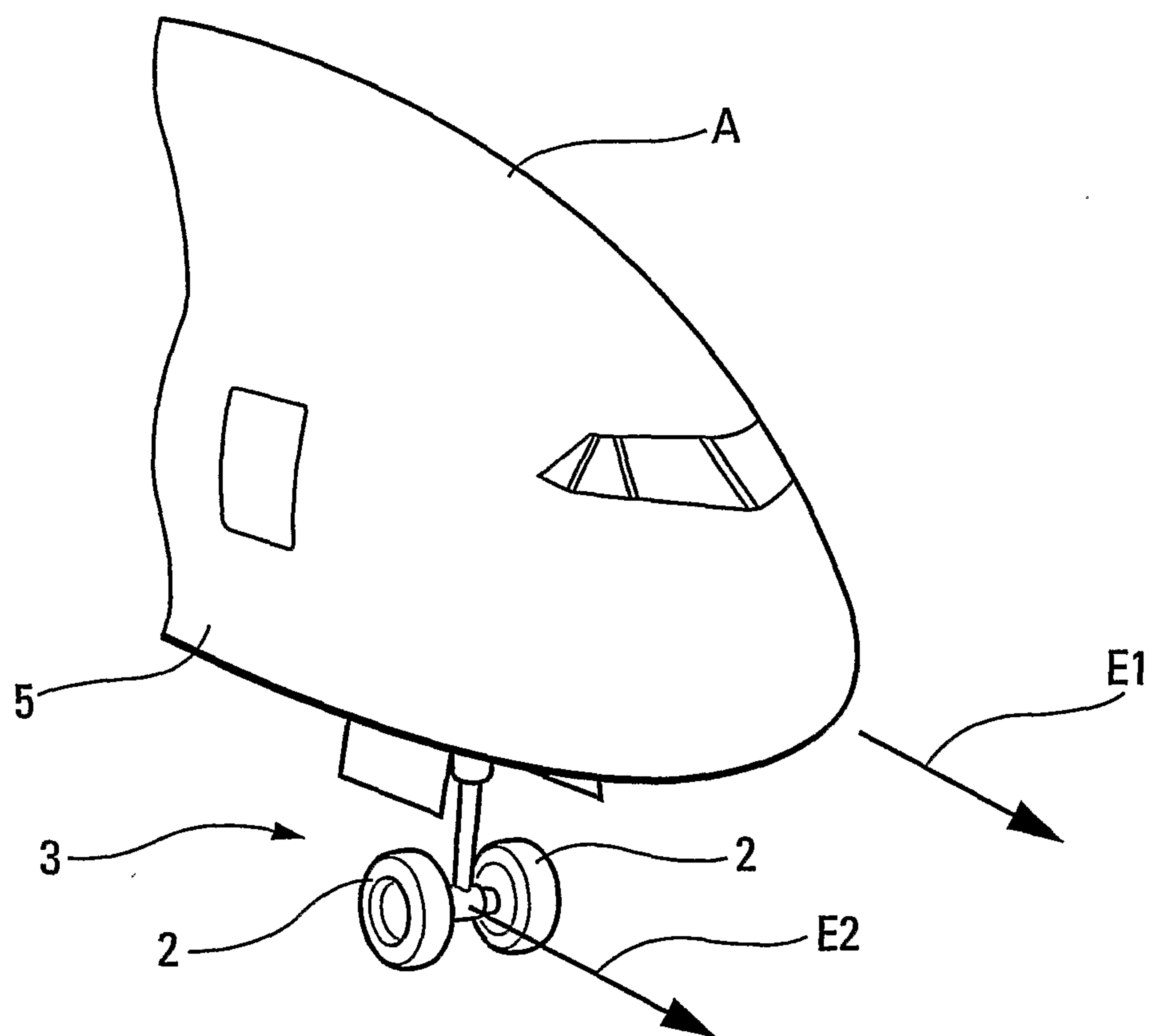


Fig. 2

2/5

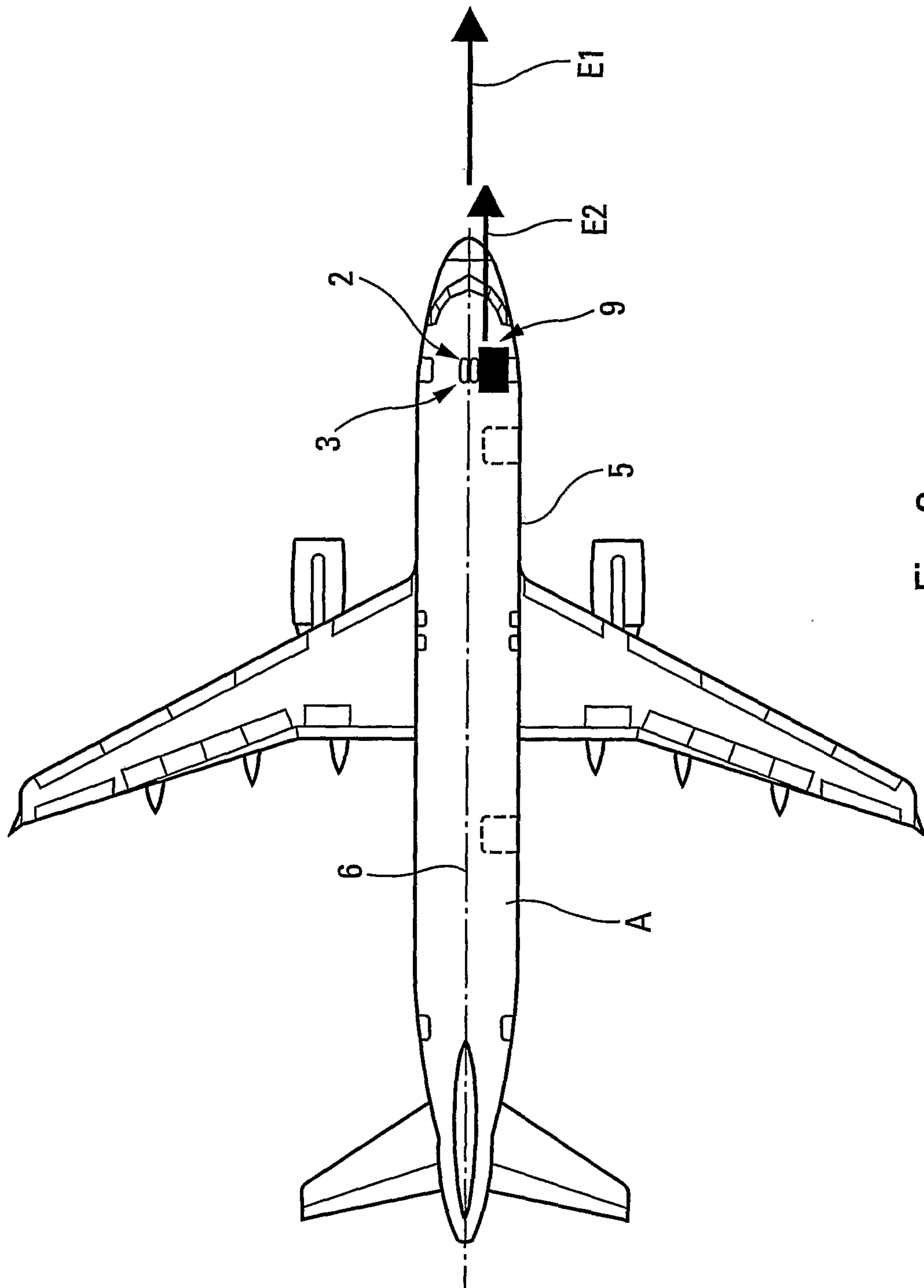


Fig. 3

3/5

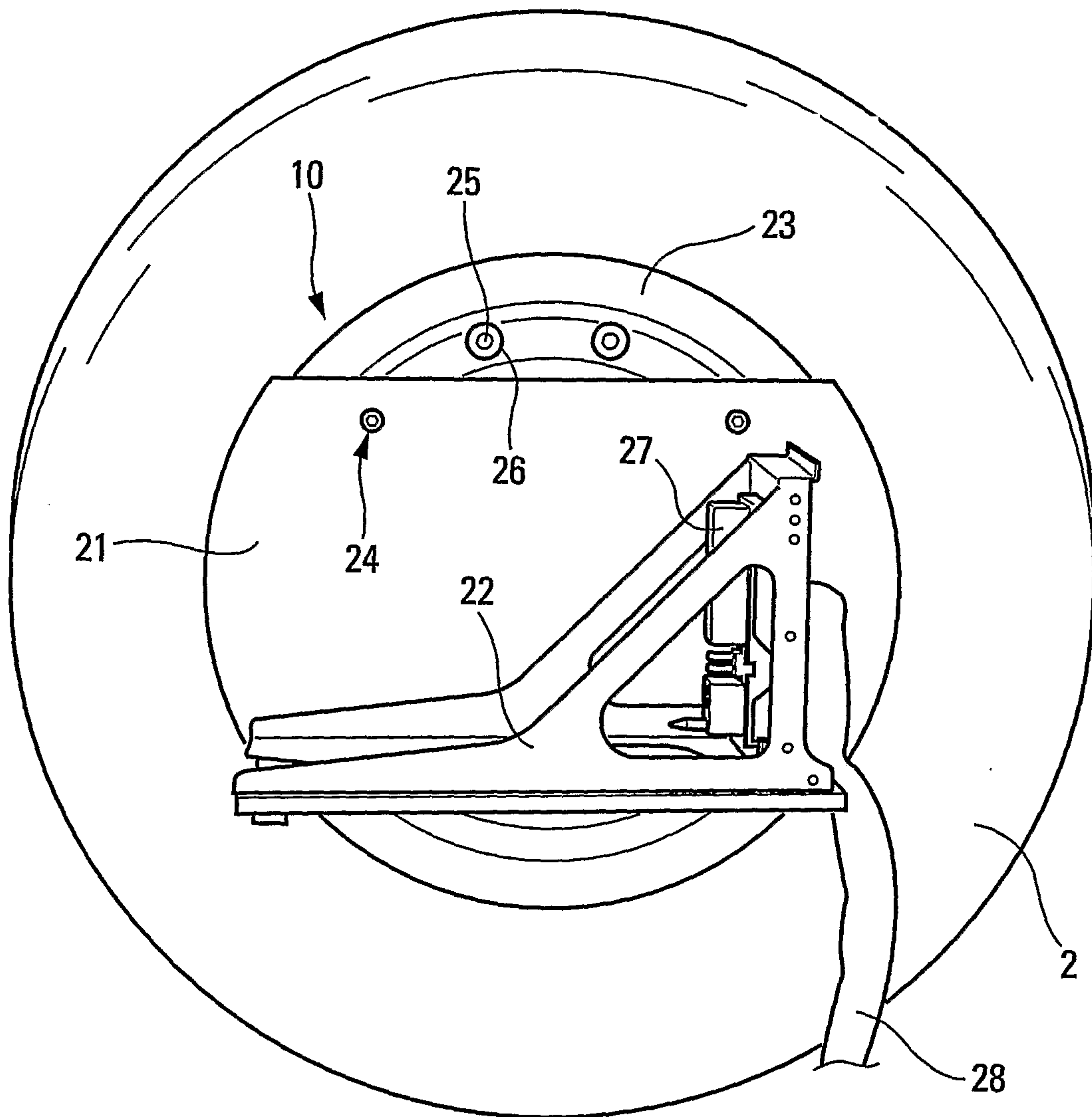


Fig. 4

4/5

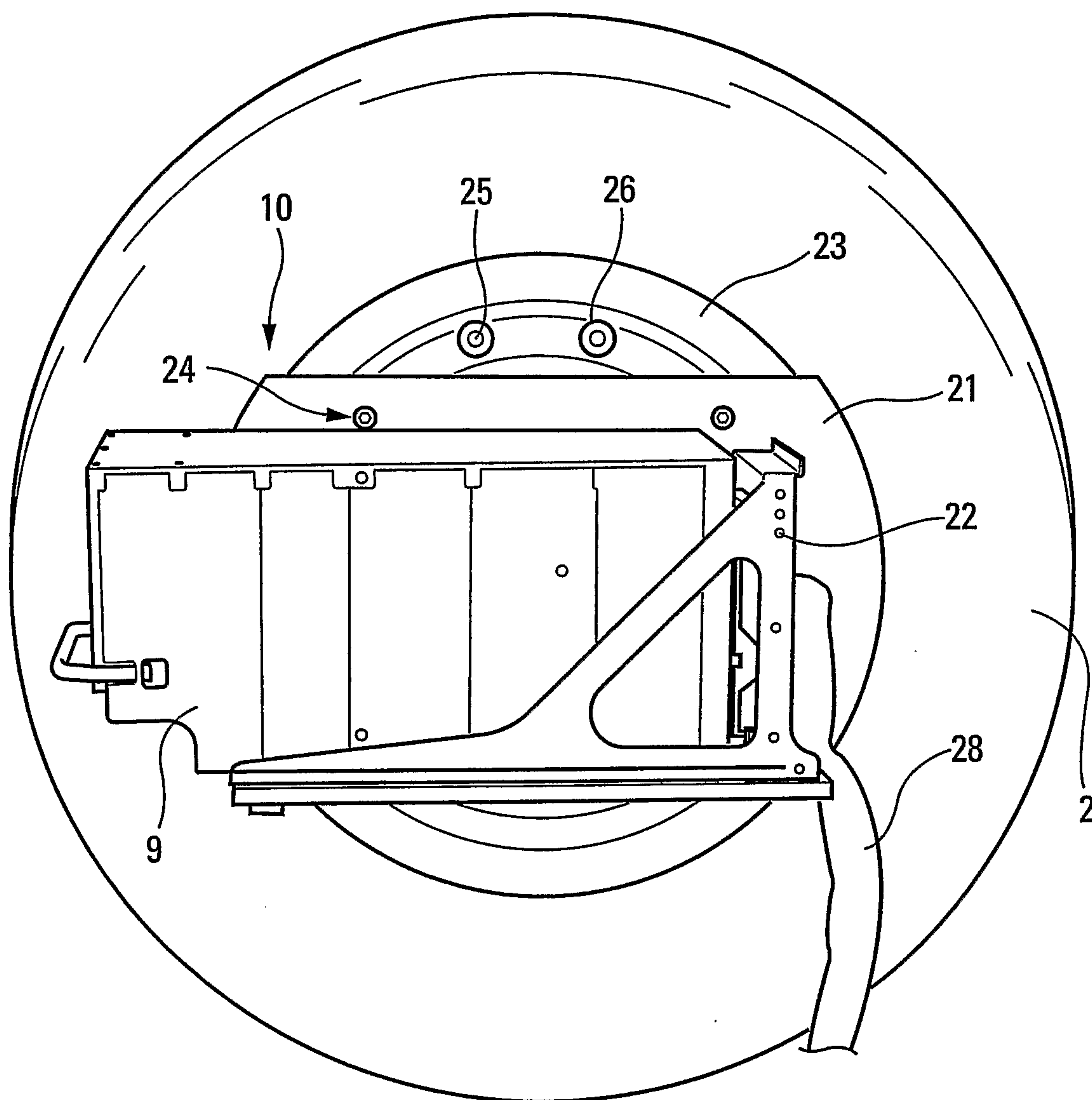


Fig. 5

5/5

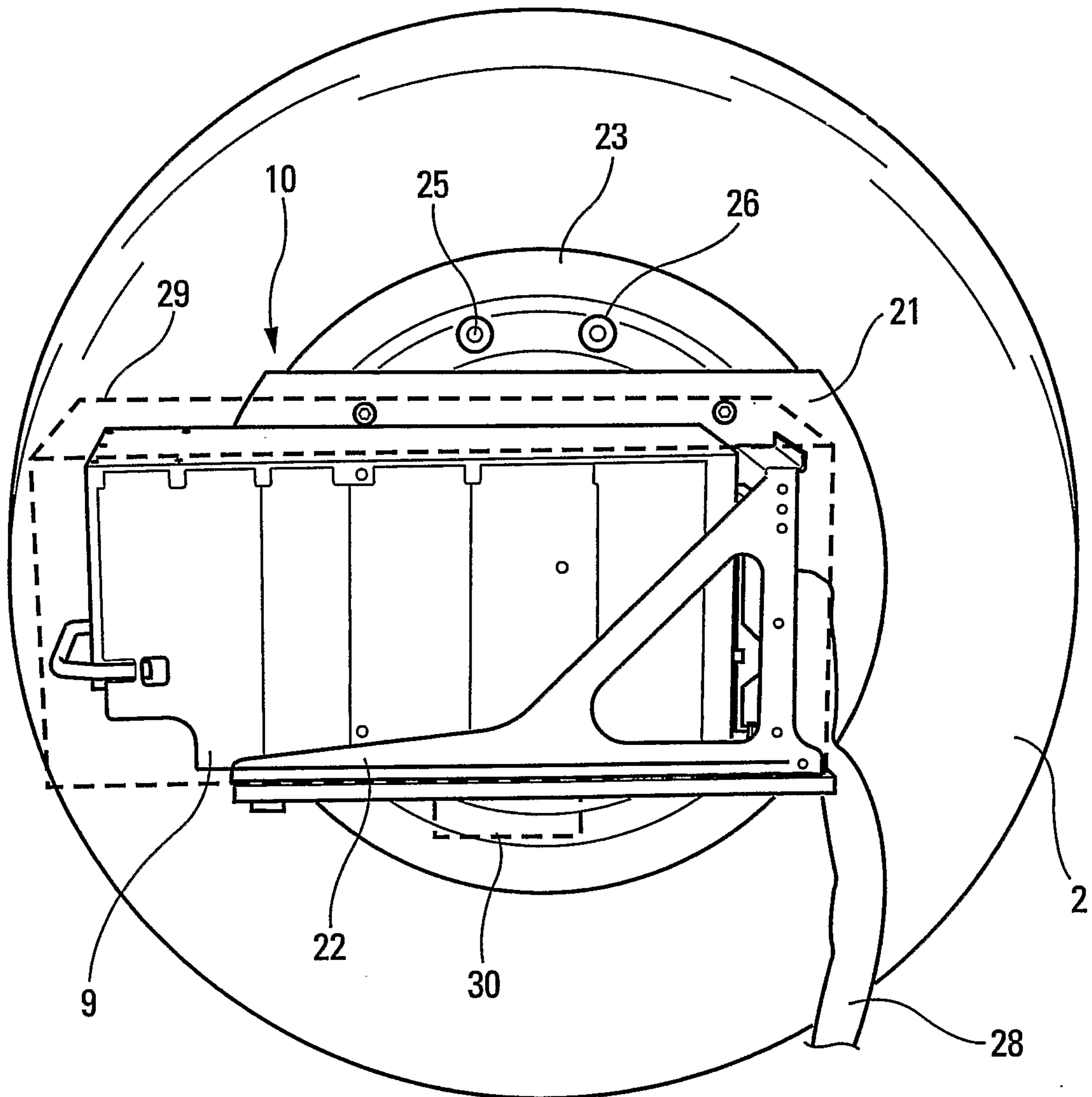


Fig. 6

