

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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
18 décembre 2008 (18.12.2008)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2008/152231 A2

(51) Classification internationale des brevets :
G05D 1/00 (2006.01) **G08G 5/06** (2006.01)
G01C 5/00 (2006.01) **G01S 5/14** (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2008/000630

(22) Date de dépôt international : 5 mai 2008 (05.05.2008)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0703376 11 mai 2007 (11.05.2007) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : **AIRBUS FRANCE** [FR/FR]; 316, route de Bayonne, F-31060 Toulouse (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : **AZOULAI, Laurent** [FR/FR]; 30, Chemin du Mandillet, F-31700 Mondonville (FR).

(74) Mandataire : **HAUER, Bernard**; CABINET BONNÉ-TAT, 29, rue de St. Petersburg, F-75008 Paris (FR).

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

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: METHOD AND DEVICE FOR MONITORING A HORIZONTAL POSITION OF AN AIRCRAFT ROLLING ON THE GROUND

(54) Titre : PROCÉDÉ ET DISPOSITIF DE SURVEILLANCE D'UNE POSITION HORIZONTALE D'UN AVION ROULANT AU SOL

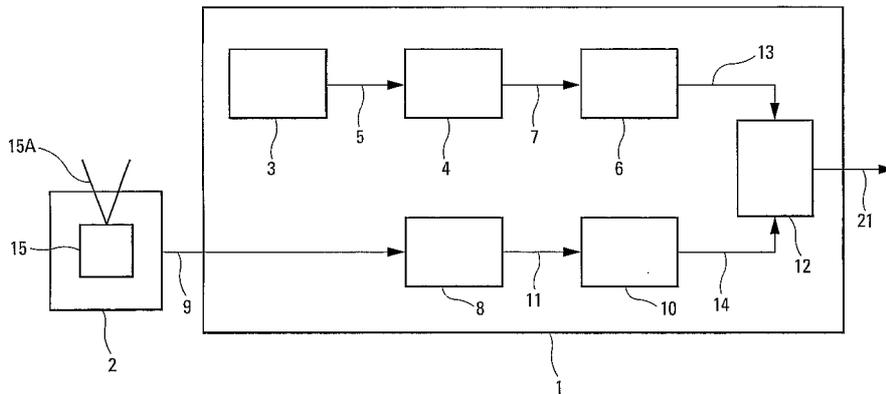


Fig. 1

(57) Abstract: Method and device for monitoring a horizontal position of an aircraft rolling on the ground. The device (1) comprises an altimeter (3) and means (4, 6, 8, 10, 12) for detecting, with the aid of measurements carried out by the altimeter (3), an error of an indication of horizontal position emitted by a positioning device (2).

(57) Abrégé : Procédé et dispositif de surveillance d'une position horizontale d'un avion roulant au sol. Le dispositif (1) comporte un altimètre (3) et des moyens (4, 6, 8, 10, 12) pour détecter, à l'aide de mesures réalisées par l'altimètre (3), une erreur d'une indication de position horizontale émise par un dispositif de positionnement (2).

WO 2008/152231 A2



FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL,
NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG,
CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— *sans rapport de recherche internationale, sera republiée
dès réception de ce rapport*

Procédé et dispositif de surveillance d'une position horizontale d'un avion roulant au sol.

La présente invention concerne un procédé et un dispositif de surveillance d'une indication de position horizontale d'un avion, en particulier d'un avion de transport, qui roule au sol lors d'une navigation aéroportuaire.

5 Dans le cadre de la présente invention, ladite indication de position horizontale fait partie avec une indication de hauteur d'une indication de position qui correspond à la position courante de l'avion. Cette indication de position est déterminée de façon répétitive par un dispositif de positionnement embarqué, à l'aide d'informations qui sont détectées à des
10 instants répétitifs, par un récepteur associé qui coopère avec un système usuel de positionnement par satellites, tel que les systèmes GPS, GALILEO, GLONASS, WAAS, EGNOS, ...

Bien que non exclusivement, cette indication de position horizontale est utilisée plus particulièrement par un système d'aide à la navigation
15 au sol (voir notamment FR-2 869 123) ou un système de navigation/guidage au sol qui sont montés sur un avion et qui sont destinés à améliorer la sécurité de l'avion lors du roulage sur un aéroport, en particulier dans le but d'éviter des collisions au sol, des incursions de piste ou des erreurs de navigation.

20 Or, les indications de position issues d'un tel dispositif de positionnement embarqué sont soumises à des erreurs qui sont engendrées par des phénomènes perturbateurs tels qu'un phénomène de multitrajet notamment, essentiellement lors d'une situation statique ou de faible vitesse de l'avion.

25 Un multitrajet est un phénomène commun dans le domaine de la radionavigation et de la radiocommunication, qui fait intervenir des si-

gnaux à radiofréquences et qui est un phénomène fugace dépendant de nombreux facteurs. En effet, le signal émis par une balise ou un satellite en direction d'un utilisateur mobile peut être réfléchi par des obstacles qu'il peut rencontrer, tels que des bâtiments, le sol ou d'autres véhicules.

5 La puissance du signal réfléchi et sa phase dépendent de la distance du réflecteur par rapport à l'antenne du récepteur embarqué, de ses composants matériels, et de la puissance du signal initial. En outre, les conditions d'apparition et l'impact que peuvent avoir des multitrajets sur un utilisateur dépendent fortement de la vitesse. Par exemple, pour un utilisateur
10 mobile, sachant que l'obstacle est statique et que le satellite est en mouvement, il existe de fortes probabilités pour que les signaux réfléchis affectent peu l'erreur de position, en tout cas sur une courte période. En revanche, lorsque l'utilisateur et le récepteur sont statiques, comme dans la navigation aéroportuaire considérée dans la présente invention, l'erreur
15 de position peut être importante.

En ce qui concerne les systèmes de navigation aéroportuaire, on connaît des systèmes de contrôle et de guidage de type A-SMGCS ("Advanced-Surface Movement Guidance and Control System" en anglais) ou des systèmes de type OANS ("On board Airport Navigation System" en
20 anglais). Ces systèmes de navigation aéroportuaire utilisent majoritairement des moyens de radionavigation à base de technologie satellitaire de type GNSS ("Global Navigation Satellite System" en anglais) tel que GPS, GLONASS ou à l'avenir GALILEO, et leurs augmentations de type SBAS ("Satellite Based Augmentation System" en anglais) telles que WAAS ou
25 EGNOS, ou de type GBAS ("Ground Based Augmentation System" en anglais).

On sait que pour remédier aux erreurs inhérentes aux systèmes de positionnement par satellites de type GNSS, et notamment à leur sensibilité aux multitrajets (ou aux masquages) ou bien à la perte d'un satellite,

les systèmes de navigation aéroportuaire ont recours à une technique d'estimation qui utilise un capteur indépendant pour combler les trous dans les mesures GNSS. Cette technique d'estimation utilise souvent des systèmes inertiels, des capteurs de vitesse (tachymètre) ou des capteurs de distance (odomètre) pour identifier la trajectoire de l'avion, lors d'une absence temporaire de mesures GNSS.

En effet, lorsque l'avion est statique ou circule à faible vitesse, et en cas de masquage ou de multitrajet, le récepteur GNSS embarqué peut subir des erreurs de mesure inacceptables qui entraînent des sauts de position de plusieurs mètres. De telles erreurs de mesure sont visibles, par exemple, sur un écran de navigation montrant l'avion sur une carte d'aéroport. Toutefois, l'utilisation de la technique d'estimation précitée dans une telle situation est difficile, car lorsque l'avion est statique les mesures de trajectoire, de distance ou de vitesse sont impossibles. Il est possible d'utiliser le fait que la vitesse inertielle observée est nulle, mais les systèmes inertiels sont soumis à des erreurs de vitesse, y compris en mode statique, qui sont inhérentes à ces systèmes. Lorsque l'avion se déplace à faible vitesse, l'utilisation d'un odomètre ou d'un tachymètre n'est pas non plus appropriée, car ils sont imprécis et surtout présentent de faibles résolutions qui, lors de faibles mouvements, peuvent induire le calculateur en erreur en ne détectant pas les mouvements. Quant aux vitesses élaborées par le dispositif de positionnement à l'aide d'un système de positionnement de type GNSS, elles sont également sensibles, mais dans une moindre mesure que la position, aux multitrajets.

En outre, lorsque l'avion est en mouvement à vitesse soutenue, il peut être soumis à des multitrajets ou des masquages qui peuvent lui faire subir des sauts ou des pertes de position. L'hybridation avec un système indépendant tel qu'un odomètre, un tachymètre ou un système inertiel permet de résoudre de nombreux problèmes. Toutefois, pour certaines

dynamiques, compte tenu des erreurs inhérentes à ces systèmes, il peut survenir des erreurs de position, car l'hybridation ne permet pas toujours de distinguer ce qui est dû à un mouvement de ce qui est dû à une erreur de mesure liée à un multitrajet.

5 On notera que le document FR-2 888 643 divulgue un procédé et un dispositif pour déterminer la position au sol d'un avion sur un aéroport.

 La présente invention concerne un procédé de surveillance d'une indication de position horizontale d'un avion qui roule au sol lors d'une navigation aéroportuaire, procédé de surveillance qui permet de remédier
10 aux inconvénients précités, et notamment de détecter une erreur de l'indication de position horizontale, due à des phénomènes perturbateurs précités et notamment à un phénomène de multitrajet. Ladite indication de position horizontale fait partie avec une première indication de hauteur d'une indication de position qui correspond à la position courante de
15 l'avion. Cette indication de position est déterminée de façon répétitive par un dispositif de positionnement embarqué, à l'aide d'informations qui sont détectées à des instants répétitifs, séparés d'une première durée, par un récepteur associé qui coopère avec un système de positionnement par satellites par exemple de type GNSS.

20 A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que l'on réalise, de façon automatique et répétitive, la suite d'opérations suivante :

- a) on mesure à l'aide d'au moins un altimètre embarqué, de façon répétitive, pendant une seconde durée qui est inférieure ou égale à ladite
25 première durée, des secondes indications de hauteur ;
- b) on calcule, à l'aide de ces secondes indications de hauteur mesurées à l'étape a), une pluralité de secondes différences de hauteur qui correspondent aux différences respectives entre à chaque fois deux secondes indications de hauteur qui ont été mesurées successivement ;

- c) on compare chacune des secondes différences de hauteur ainsi calculées à une valeur de seuil prédéterminée qui dépend au moins de caractéristiques dudit altimètre ;
- d) on calcule une première différence de hauteur qui correspond à la différence entre ladite première indication de hauteur qui est associée à l'indication de position horizontale surveillée et une première indication de hauteur déterminée juste précédemment par ledit dispositif de positionnement ;
- e) on compare cette première différence à ladite valeur de seuil ; et
- f) si aucune desdites secondes différences de hauteur n'est supérieure à ladite valeur de seuil, mais que ladite première différence de hauteur est supérieure à ladite valeur de seuil, on émet un signal d'alerte qui signale un problème de fiabilité de ladite indication de position horizontale.

Ainsi, grâce à l'invention, pour détecter une erreur d'une indication de position horizontale (déterminée par un dispositif de positionnement par exemple de type GNSS), on utilise des mesures réalisées par un élément indépendant, à savoir un altimètre (par exemple un radioaltimètre ou un baroaltimètre). Les informations (indépendantes) obtenues à l'aide de cet altimètre sont donc indépendantes des phénomènes perturbateurs considérés dans la présente invention (et en particulier ne sont pas soumises à des multitrajets), pour lesquels l'indication de position (par exemple de type GNSS) peut être erronée.

Selon l'invention, pour pouvoir détecter un problème de fiabilité de l'indication de position horizontale, on analyse donc l'indication de hauteur qui est émise simultanément avec cette indication de position horizontale par le dispositif de positionnement embarqué. Dans ce cas, une différence de hauteur apparaissant entre deux indications de hauteur mesurées successivement par le dispositif de positionnement, est due :

- soit à une différence de hauteur effective au niveau du sol. Cette différence de hauteur effective est alors également détectée à partir des mesures réalisées à l'aide de l'altimètre ;
- soit à des erreurs dues à des phénomènes perturbateurs tels que des multitrajets. Dans ce cas, les mesures réalisées à l'aide de l'altimètre ne détectent aucune différence de hauteur.

Dans un mode de réalisation préféré, ladite valeur de seuil est supérieure à au moins trois fois un bruit de mesure dudit altimètre et est inférieure à une valeur prédéterminée.

La présente invention concerne également un dispositif de surveillance d'une indication de position horizontale (telle que précitée) d'un avion, en particulier d'un avion de transport, qui roule au sol lors d'une navigation aéroportuaire.

Selon l'invention, ledit dispositif de surveillance est embarqué et comporte :

- au moins un altimètre pour mesurer, de façon répétitive, pendant une seconde durée qui est inférieure ou égale à la première durée précitée, des secondes indications de hauteur ;
- des premiers moyens pour calculer, à l'aide de ces secondes indications de hauteur mesurées par ledit altimètre, une pluralité de secondes différences de hauteur qui correspondent aux différences respectives entre à chaque fois deux secondes indications de hauteur mesurées successivement ;
- des deuxièmes moyens pour comparer chacune des secondes différences de hauteur calculées par lesdits premiers moyens à une valeur de seuil prédéterminée qui dépend au moins de caractéristiques dudit altimètre ;
- des troisièmes moyens pour calculer une première différence de hauteur qui correspond à la différence entre ladite première indication de hau-

teur qui est associée à l'indication de position horizontale surveillée et une première indication de hauteur déterminée juste précédemment par ledit dispositif de positionnement ;

- des quatrièmes moyens pour comparer cette première différence calculée par lesdits troisièmes moyens à ladite valeur de seuil ; et
- des cinquièmes moyens pour émettre un signal d'alerte qui signale un problème de fiabilité de ladite indication de position horizontale, si aucune desdites secondes différences de hauteur n'est supérieure à ladite valeur de seuil, alors que ladite première différence de hauteur est supérieure à ladite valeur de seuil.

La présente invention concerne également un système de localisation d'un avion qui roule au sol lors d'une navigation aéroportuaire, du type comportant :

- un dispositif de positionnement qui détermine, de façon répétitive, une indication de position qui comprend une indication de position horizontale et une indication de hauteur, à l'aide d'informations qui sont détectées à des instants répétitifs par un récepteur associé qui coopère avec un système de positionnement par satellites ;
- un système inertiel qui engendre des données inertielles de l'avion ; et
- un premier élément qui détermine une position horizontale courante de l'avion, à l'aide de l'indication de position horizontale déterminée par ledit dispositif de positionnement et à l'aide des données inertielles engendrées par ledit système inertiel.

Selon l'invention, ce système de localisation est remarquable en ce qu'il comporte de plus :

- un dispositif de surveillance tel que celui précité, qui surveille l'indication de position horizontale déterminée par ledit dispositif de positionnement ; et

- un second élément qui empêche ledit premier élément d'utiliser ladite indication de position horizontale pour déterminer la position horizontale courante de l'avion, dans le cas où ledit dispositif de surveillance a émis un signal d'alerte.

5 Dans ce cas, dans un premier mode de réalisation, ledit second élément est intégré dans ledit premier élément et est formé de manière à rejeter une indication de position horizontale reçue dudit dispositif de positionnement, dans le cas où ledit dispositif de surveillance a émis un signal d'alerte.

10 En outre, dans un second mode de réalisation, ledit second élément est intégré dans ledit dispositif de positionnement et est formé de manière à empêcher l'émission d'une indication de position horizontale vers ledit premier élément, dans le cas où ledit dispositif de surveillance a émis un signal d'alerte.

15 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 surveillance conforme à l'invention.

20 Les figures 2 et 3 illustrent schématiquement deux systèmes de localisation différents d'un avion, qui comportent chacun un dispositif de surveillance conforme à l'invention.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est destiné à surveiller une indication de position horizontale d'un avion, en particulier d'un avion de transport civil, qui roule au sol lors d'une navigation aéroportuaire.

25 Dans le cadre de la présente invention, ladite indication de position horizontale fait partie, avec une indication de hauteur (dite "première indication de hauteur" ci-après), d'une indication de position qui correspond à

la position courante de l'avion. Cette indication de position est déterminée de façon répétitive par un dispositif de positionnement 2 embarqué, à l'aide d'informations qui sont détectées à des instants répétitifs (séparés d'une première durée, par exemple une seconde), par un récepteur usuel
5 associé 15 qui comprend une antenne 15A et qui coopère avec un système usuel de positionnement par satellites, tel que les systèmes GPS, GALILEO, GLONASS, WAAS, EGNOS, ...

Selon l'invention, ledit dispositif 1 est embarqué sur l'avion et comporte :

- 10 – au moins un altimètre 3 pour mesurer, de façon répétitive, pendant une seconde durée (par exemple 50 ms) qui est inférieure ou égale à ladite première durée, des secondes indications de hauteur ;
- des moyens 4 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 5 audit altimètre 3 et qui sont formés de manière à calculer, à l'aide de ces se-
15 condes indications de hauteur mesurées par ledit altimètre 3, une pluralité de secondes différences de hauteur qui correspondent aux différences respectives entre à chaque fois deux secondes indications de hauteur mesurées successivement par l'altimètre 3 ;
- des moyens 6 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 7 auxdits
20 moyens 4 et qui sont formés de manière à comparer chacune des secondes différences de hauteur (calculées par lesdits moyens 4) à une valeur de seuil K prédéterminée (qui dépend au moins de caractéristiques dudit altimètre 3) ;
- des moyens 8 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 9 audit
25 dispositif de positionnement 2 et qui sont formés de manière à calculer une première différence de hauteur qui correspond à la différence entre ladite première indication de hauteur qui est associée à l'indication de position horizontale surveillée et une première indication de hauteur qui

a été déterminée juste précédemment (c'est-à-dire au pas ou à l'instant de calcul précédent) par ledit dispositif de positionnement 2 ;

- des moyens 10 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 11 auxdits moyens 8 et qui sont formés de manière à comparer cette première différence (calculée par lesdits moyens 8) à ladite valeur de seuil K ; et
- des moyens 12 qui sont reliés par l'intermédiaire de liaisons 13 et 14 respectivement auxdits moyens 6 et 10 et qui sont formés de manière à émettre un signal d'alerte qui signale un problème de fiabilité de ladite indication de position horizontale surveillée, si aucune desdites secondes différences de hauteur n'est supérieure à ladite valeur de seuil K, alors que ladite première différence de hauteur est supérieure à cette valeur de seuil K.

Ces moyens 12 peuvent comporter des éléments pour émettre un signal d'alerte sonore et/ou des éléments pour émettre un signal d'alerte visuel, par exemple sous forme d'un signal lumineux ou d'un symbole particulier qui est affiché sur un écran de visualisation du poste de pilotage de l'avion. Lesdits moyens 12 peuvent également transmettre un signal d'alerte par l'intermédiaire d'une liaison 21 à différents systèmes (non représentés) de l'avion.

Ainsi, le dispositif de surveillance 1 conforme à l'invention utilise, pour détecter une erreur d'une indication de position horizontale (déterminée par un dispositif de positionnement 2 par exemple de type GNSS), des mesures réalisées par un élément autonome, à savoir un altimètre 3. Les informations autonomes obtenues à l'aide de cet altimètre 3 sont donc indépendantes des phénomènes perturbateurs considérés dans la présente invention, pour lesquels l'indication de position (et donc l'indication de position horizontale) engendrée par le dispositif de positionnement 2 peut être erronée. En particulier, ces informations ne sont pas soumises à des multitrajets. Cet altimètre 3 peut être :

- un radioaltimètre usuel, qui utilise la réflexion d'ondes radioélectriques sur le sol en vue de déterminer la hauteur par rapport au sol ; ou
- un baroaltimètre (ou altimètre barométrique) usuel, qui détermine directement l'altitude en fonction de la pression barométrique mesurée.

5 Les traitements précités mis en œuvre par le dispositif 1 sont bien entendu réalisés pour chaque indication de position horizontale engendrée (de façon répétitive) par le dispositif de positionnement 2.

Par conséquent, selon l'invention, pour pouvoir détecter un problème de fiabilité d'une indication de position horizontale émise par le dispositif de positionnement 2 embarqué, le dispositif de surveillance 1 analyse l'indication de hauteur qui est émise simultanément avec cette indication de position horizontale par ledit dispositif de positionnement 2. Dans ce cas, une différence de hauteur (supérieure à la valeur de seuil K) apparaissant entre deux indications de hauteur mesurées successivement par le

10

15

dispositif de positionnement 2, est due :

- soit à une différence de hauteur effective au niveau du sol. Cette différence de hauteur effective est alors également détectée à partir des mesures réalisées à l'aide de l'altimètre 3, certaines des secondes différences de hauteur étant alors supérieures à la valeur de seuil K ;
- 20 – soit à des erreurs dues à des phénomènes perturbateurs tels que des multitrajets. Dans ce cas, les mesures réalisées à l'aide de l'altimètre 3 ne détectent aucune différence de hauteur, aucune seconde différence de hauteur n'étant supérieure à la valeur de seuil K.

Dans un mode de réalisation préféré, ladite valeur de seuil K est

25

supérieure à au moins trois fois le bruit de mesure dudit altimètre 3, qui est connu, et est inférieure à une valeur prédéterminée, à savoir la mesure potentielle de la différence d'altitude engendrée par un avion roulant à 80 nœuds sur une pente à 10%. On notera que la valeur de seuil K peut être

confirmée par des essais et peut dépendre de caractéristiques intrinsèques de l'altimètre 3.

On présente ci-après un exemple de réalisation particulier, pour lequel l'indication de position est engendrée à une fréquence de 1 hertz par le dispositif de positionnement 2 et est fournie avec un retard de 200 millisecondes. Quant aux secondes indications de hauteur, elles sont engendrées par l'altimètre 3 qui est en l'occurrence un radioaltimètre à une fréquence de 20 hertz et elles sont fournies avec un retard de 100 millisecondes. Dans ce cas, on observe les mesures faites par l'altimètre 3 sur une fenêtre glissante de 200 millisecondes.

Si on considère un instant T de sortie de ladite première indication de hauteur (du dispositif de positionnement 2), l'indication de position correspondante a été élaborée au plus tôt 200 millisecondes auparavant, soit à T-200. Si on considère les mesures de hauteur (secondes indications de hauteur) fournies par l'altimètre 3 à T-200, T-150, T-100, T-50, et définies respectivement par HT-200, HT-150, HT-100 et HT-50, on obtient les secondes différences de hauteur suivantes :

$$\Delta H150 = HT-200 - HT-150$$

$$\Delta H100 = HT-150 - HT-100$$

$$\Delta H50 = HT-100 - HT-50$$

Si ces secondes différences de hauteur $\Delta H150$, $\Delta H100$ et $\Delta H50$ sont toutes inférieures ou égales à la valeur de seuil K, cela signifie que l'avion ne réalise aucun mouvement vertical significatif. Aussi, l'altitude (ou la hauteur) fournie par le dispositif de positionnement 2 en conditions nominales, sans panne, et en l'absence de phénomènes perturbateurs tels qu'un phénomène de multitrajet, ne doit pas être impactée par la variation de hauteur mesurée par l'altimètre 3 dans les conditions ci-dessus.

Si on considère les mesures d'altitude (ou de hauteur) fournies par le dispositif de positionnement 2 à T-200 et T-1200, respectivement hT-200 et ht-1200, on obtient la première différence de hauteur suivante :

$$\Delta ht_{1200} = \Delta ht_{-200} - \Delta ht_{-1200}$$

5 Aussi, si l'altimètre 3 n'a pas mesuré de variations de hauteur et si la différence de hauteur Δht_{1200} est supérieure ou égale à la valeur de seuil K telle que définie ci-dessus, cela signifie qu'une ou plusieurs mesu-
res faites par le récepteur 15 associé au dispositif de positionnement 2, permettant de calculer l'indication de position à T-200, ont été affectées
10 par un phénomène perturbateur tel qu'un phénomène de multitrajet par exemple. Cette indication de position à T-200 engendrée par le dispositif de positionnement 2 est donc erronée et est à rejeter. Dans une telle situation, les moyens 12 du dispositif 1 émettent un signal d'alerte en ce sens.

15 On notera que si l'avion est statique et/ou subit de faibles mouvements, mais se trouve toujours au sol, il est difficile de déterminer si une position GNSS incorporée dans une solution globale hybridée GNSS/inertie/odomètre/tachymètre est valide. En effet, des filtres hybrident les données GNSS/inertie/odomètre/tachymètre afin d'être moins
20 sensibles aux erreurs GNSS, en observant le vecteur vitesse avion. Cependant, cette mesure de vitesse indépendante du GNSS est erronée en raison soit du bruit de mesure du capteur (inertie), soit de la faible résolution du capteur (odomètre, tachymètre). Le dispositif de surveillance 1 conforme à l'invention permet donc d'exclure, dans une telle application
25 particulière, les erreurs GNSS qui pourraient polluer le filtre d'hybridation/navigation, ce dernier n'étant pas capable de déterminer à partir de l'information inertielle, odométrique et tachymétrique si l'information GNSS est entachée d'une erreur ou reflète le mouvement effectif de l'avion.

Par ailleurs, dans une application préférée de l'invention, le dispositif de surveillance 1 conforme à l'invention fait partie d'un système de localisation 16 qui est représenté selon deux modes de réalisation différents sur les figures 2 et 3.

5 Ce système de localisation 16 permet de localiser un avion qui roule au sol lors d'une navigation aéroportuaire. Aussi, ce système de localisation 16 peut faire partie d'un système de navigation aéroportuaire (non représenté) tel qu'un système d'aide à la navigation au sol ou un système de navigation/guidage au sol, qui est monté sur l'avion et qui est
10 destiné à améliorer la sécurité de l'avion lors du roulage sur un aéroport, en particulier dans le but d'éviter des collisions au sol, des incursions de piste ou des erreurs de navigation.

En ce qui concerne les systèmes de navigation aéroportuaire, on connaît notamment des systèmes de contrôle et de guidage de type A-
15 SMGCS ("Advanced-Surface Movement Guidance and Control System" en anglais) et des systèmes de type OANS ("On board Airport Navigation System" en anglais).

Comme représenté sur les figures 2 et 3, ledit système de localisation 16 comporte :

- 20 – un dispositif de positionnement 2 tel que précité qui détermine, de façon répétitive, une indication de position qui comprend une indication de position horizontale et une indication de hauteur, à l'aide d'informations qui sont détectées à des instants répétitifs, par un récepteur intégré 15 (muni d'une antenne 15A) qui coopère avec un système
25 de positionnement par satellites par exemple de type GNSS ;
- un système inertiel usuel 17 qui engendre, de façon usuelle, des données inertielles de l'avion ; et
- un élément 18 qui est relié par l'intermédiaire de liaisons 19 et 20 respectivement audit dispositif de positionnement 2 et audit système

inertiel 17 et qui détermine de façon usuelle une position horizontale courante (de type hybride) de l'avion, à l'aide de l'indication de position horizontale déterminée par ledit dispositif de positionnement 2 et à l'aide des données inertielles engendrées par ledit système inertiel 17.

5 Ledit élément 18 peut être un moyen de calcul qui est soit indépendant, soit intégré dans un système ou un calculateur de l'avion, en particulier dans ledit système inertiel 17. Cet élément 18 transmet l'indication de position horizontale permettant de localiser l'avion par l'intermédiaire d'une liaison 23 à des systèmes utilisateurs, et notamment
10 à un système d'aide à la navigation au sol (non représenté).

Selon l'invention, ce système de localisation 16 comporte de plus :
– un dispositif de surveillance 1 conforme à l'invention, qui est relié par l'intermédiaire de la liaison 9 audit dispositif de positionnement 2 et qui surveille l'indication de position horizontale déterminée par ce dispositif
15 de positionnement 2 ; et
– un élément 22A, 22B qui est relié par l'intermédiaire de la liaison 21 audit dispositif de surveillance 1 et qui empêche ledit élément 18 d'utiliser une indication de position horizontale pour déterminer la position horizontale courante de l'avion, dans le cas où ledit dispositif de surveillance
20 lance 1 a émis (via la liaison 21) un signal d'alerte indiquant un problème de fiabilité de cette indication de position horizontale.

Dans le mode de réalisation de la figure 2, ledit élément 22A est directement intégré dans ledit élément 18 et est formé de manière à rejeter une indication de position horizontale reçue dudit dispositif de positionnement 2, lorsque le dispositif de surveillance 1 émet un signal
25 d'alerte.

En outre, dans le mode de réalisation de la figure 3, ledit élément 22B est intégré dans le dispositif de positionnement 2 et est formé de manière à empêcher l'émission par ce dernier d'une indication de position

horizontale vers l'élément 18, lorsque le dispositif de surveillance 1 émet un signal d'alerte.

REVENDICATIONS

1. Procédé de surveillance d'une indication de position horizontale d'un avion qui roule au sol lors d'une navigation aéroportuaire, ladite indication de position horizontale faisant partie avec une première indication de hauteur d'une indication de position qui correspond à la position courante de l'avion, ladite indication de position étant déterminée de façon répétitive par un dispositif de positionnement (2) embarqué à l'aide d'informations qui sont détectées à des instants répétitifs, séparés d'une première durée, par un récepteur associé (15) qui coopère avec un système de positionnement par satellites,
- 10 caractérisé en ce que l'on réalise, de façon automatique et répétitive, la suite d'opérations suivante :
- a) on mesure à l'aide d'au moins un altimètre (3) embarqué, de façon répétitive, pendant une seconde durée qui est inférieure ou égale à ladite première durée, des secondes indications de hauteur ;
 - 15 b) on calcule, à l'aide de ces secondes indications de hauteur mesurées à l'étape a), une pluralité de secondes différences de hauteur qui correspondent aux différences respectives entre à chaque fois deux secondes indications de hauteur qui ont été mesurées successivement ;
 - 20 c) on compare chacune des secondes différences de hauteur ainsi calculées à une valeur de seuil prédéterminée qui dépend au moins de caractéristiques dudit altimètre (3) ;
 - d) on calcule une première différence de hauteur qui correspond à la différence entre ladite première indication de hauteur qui est associée à l'indication de position horizontale surveillée et une première indication de hauteur déterminée juste précédemment par ledit dispositif de positionnement (2) ;
 - 25 e) on compare cette première différence à ladite valeur de seuil ; et

f) si aucune desdites secondes différences de hauteur n'est supérieure à ladite valeur de seuil, mais que ladite première différence de hauteur est supérieure à ladite valeur de seuil, on émet un signal d'alerte qui signale un problème de fiabilité de ladite indication de position horizontale.

5

2. Procédé selon la revendication 1,

caractérisé en ce que ladite valeur de seuil est supérieure à au moins trois fois un bruit de mesure dudit altimètre (3) et est inférieure à une valeur prédéterminée.

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

10

caractérisé en ce que ledit altimètre (3) est un radioaltimètre.

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

caractérisé en ce que ledit altimètre (3) est un baro-altimètre.

5. Dispositif de surveillance d'une indication de position horizon-

15

tale d'un avion qui roule au sol lors d'une navigation aéroportuaire, ladite indication de position horizontale faisant partie avec une première indication de hauteur d'une indication de position qui correspond à la position courante de l'avion, ladite indication de position étant déterminée de façon répétitive par un dispositif de positionnement (2) embarqué à l'aide d'informations qui sont détectées à des instants répétitifs, séparés d'une première durée, par un récepteur associé (15) qui coopère avec un système de positionnement par satellites,

20

caractérisé en ce qu'il est embarqué et comporte :

– au moins un altimètre (3) pour mesurer, de façon répétitive, pendant une seconde durée qui est inférieure ou égale à ladite première durée,

25

des secondes indications de hauteur ;

– des premiers moyens (4) pour calculer, à l'aide de ces secondes indications de hauteur mesurées par ledit altimètre (3), une pluralité de secondes différences de hauteur qui correspondent aux différences res-

pectives entre à chaque fois deux secondes indications de hauteur mesurées successivement ;

– des deuxièmes moyens (6) pour comparer chacune des secondes différences de hauteur calculées par lesdits premiers moyens (4) à une valeur de seuil prédéterminée qui dépend au moins de caractéristiques dudit altimètre (3) ;

– des troisièmes moyens (8) pour calculer une première différence de hauteur qui correspond à la différence entre ladite première indication de hauteur qui est associée à l'indication de position horizontale surveillée et une première indication de hauteur déterminée juste précédemment par ledit dispositif de positionnement (2) ;

– des quatrièmes moyens (10) pour comparer cette première différence calculée par lesdits troisièmes moyens (8) à ladite valeur de seuil ; et

– des cinquièmes moyens (12) pour émettre un signal d'alerte qui signale un problème de fiabilité de ladite indication de position horizontale, si aucune desdites secondes différences de hauteur n'est supérieure à ladite valeur de seuil, mais que ladite première différence de hauteur est supérieure à ladite valeur de seuil.

6. Système de localisation d'un avion qui roule au sol lors d'une navigation aéroportuaire, ledit système de localisation (16) étant embarqué et comportant :

– un dispositif de positionnement (2) qui détermine, de façon répétitive, une indication de position qui comprend une indication de position horizontale et une indication de hauteur, à l'aide d'informations qui sont détectées à des instants répétitifs par un récepteur associé (15) qui coopère avec un système de positionnement par satellites ;

– un système inertiel (17) qui engendre des données inertielles de l'avion ; et

- un premier élément (18) qui détermine une position horizontale courante de l'avion, à l'aide de l'indication de position horizontale déterminée par ledit dispositif de positionnement (2) et à l'aide des données inertielles engendrées par ledit système inertiel (17),

5 caractérisé en ce qu'il comporte de plus :

- un dispositif de surveillance (1) tel que celui spécifié sous la revendication 5 qui surveille l'indication de position horizontale déterminée par ledit dispositif de positionnement (2) ; et
 - un second élément (22A, 22B) qui empêche ledit premier élément (18)
- 10 d'utiliser ladite indication de position horizontale pour déterminer la position horizontale courante de l'avion, dans le cas où ledit dispositif de surveillance (1) a émis un signal d'alerte.

7. Système selon la revendication 6,

15 caractérisé en ce que ledit second élément (22A) est intégré dans ledit premier élément (18) et est formé de manière à rejeter une indication de position horizontale reçue dudit dispositif de positionnement (2), dans le cas où ledit dispositif de surveillance (1) a émis un signal d'alerte.

8. Système selon la revendication 6,

20 caractérisé en ce que ledit second élément (22B) est intégré dans ledit dispositif de positionnement (2) et est formé de manière à empêcher l'émission d'une indication de position horizontale vers ledit premier élément (18), dans le cas où ledit dispositif de surveillance (1) a émis un signal d'alerte.

9. Aéronef,

25 caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif de surveillance (1) tel que celui spécifié sous la revendication 5.

10. Aéronef,

caractérisé en ce qu'il comporte un système de localisation (16) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 6 à 8.

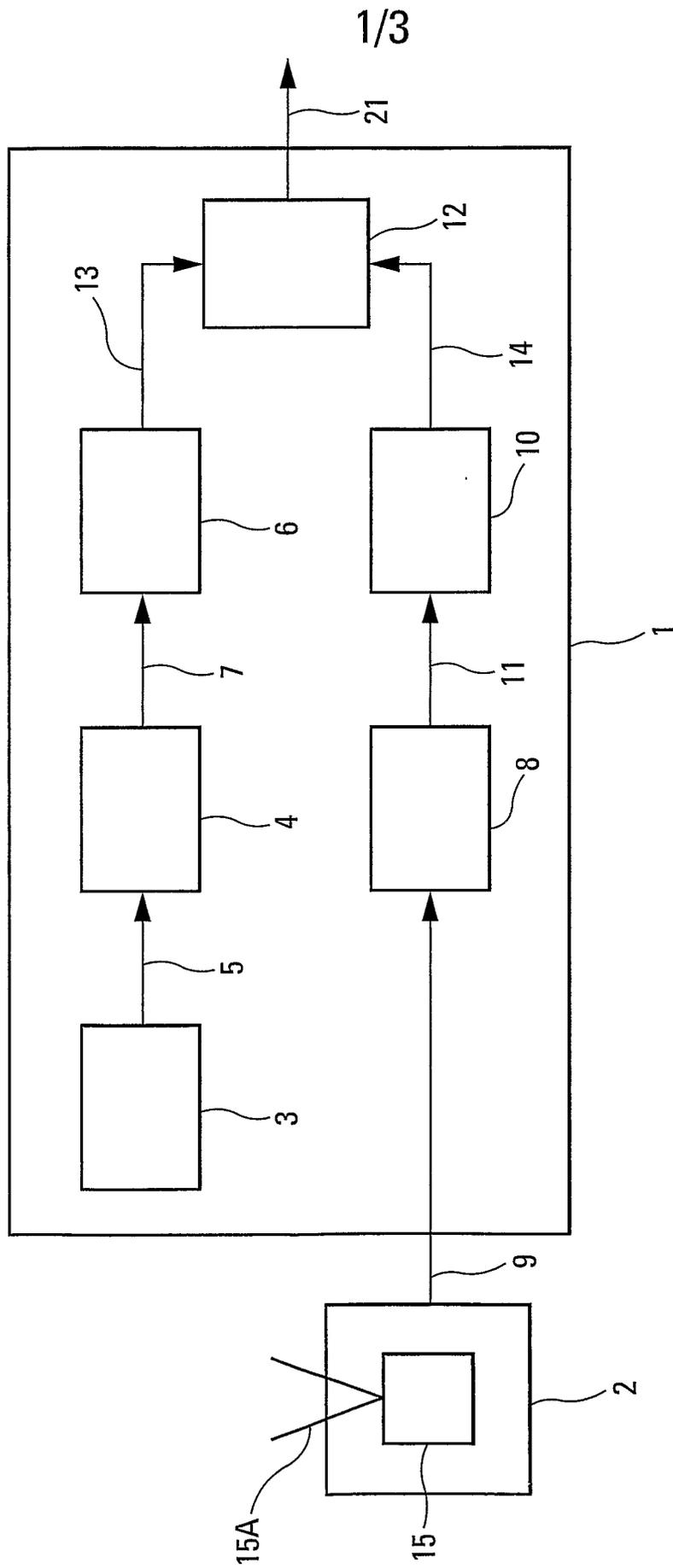


Fig. 1

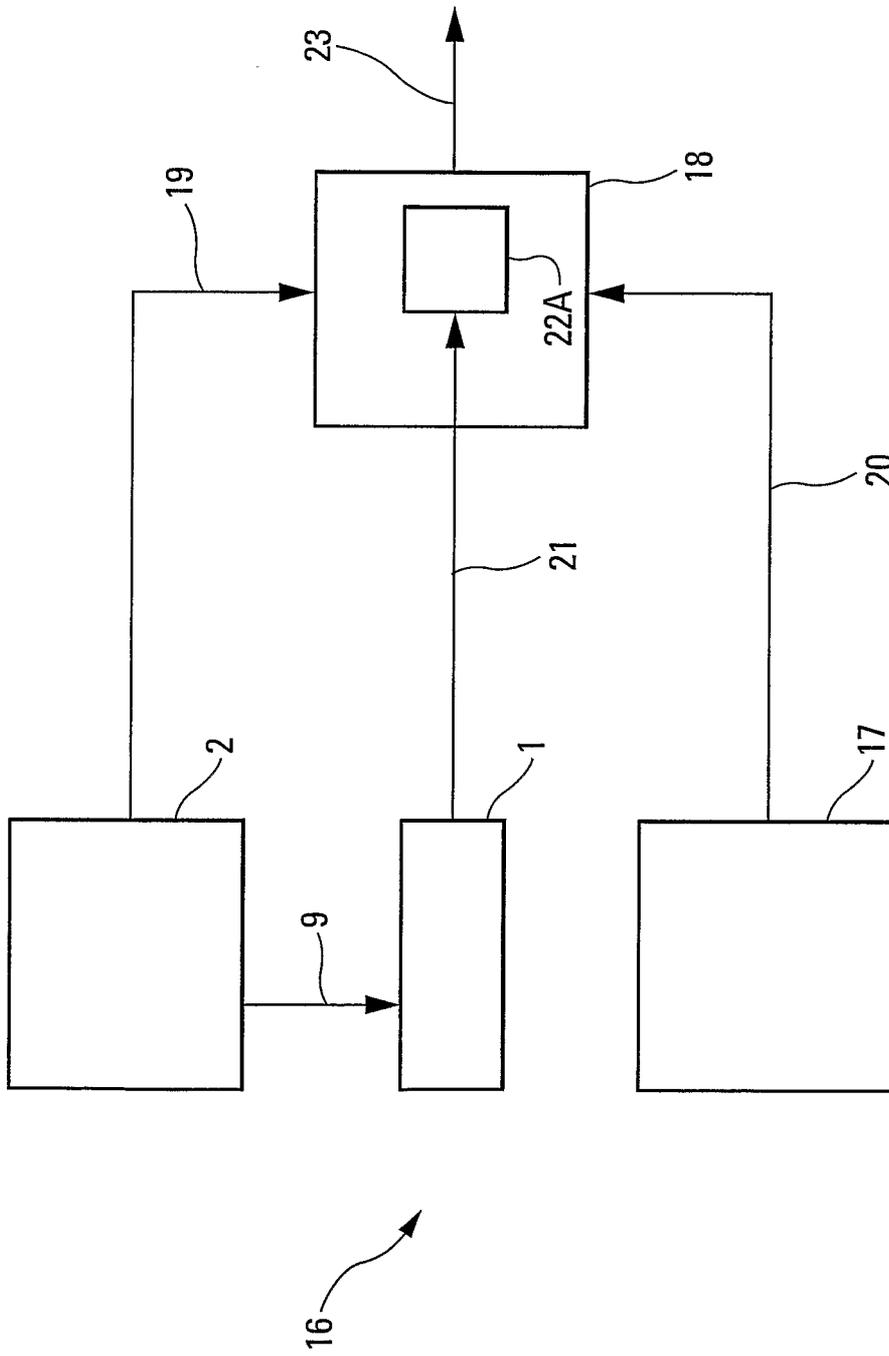


Fig. 2

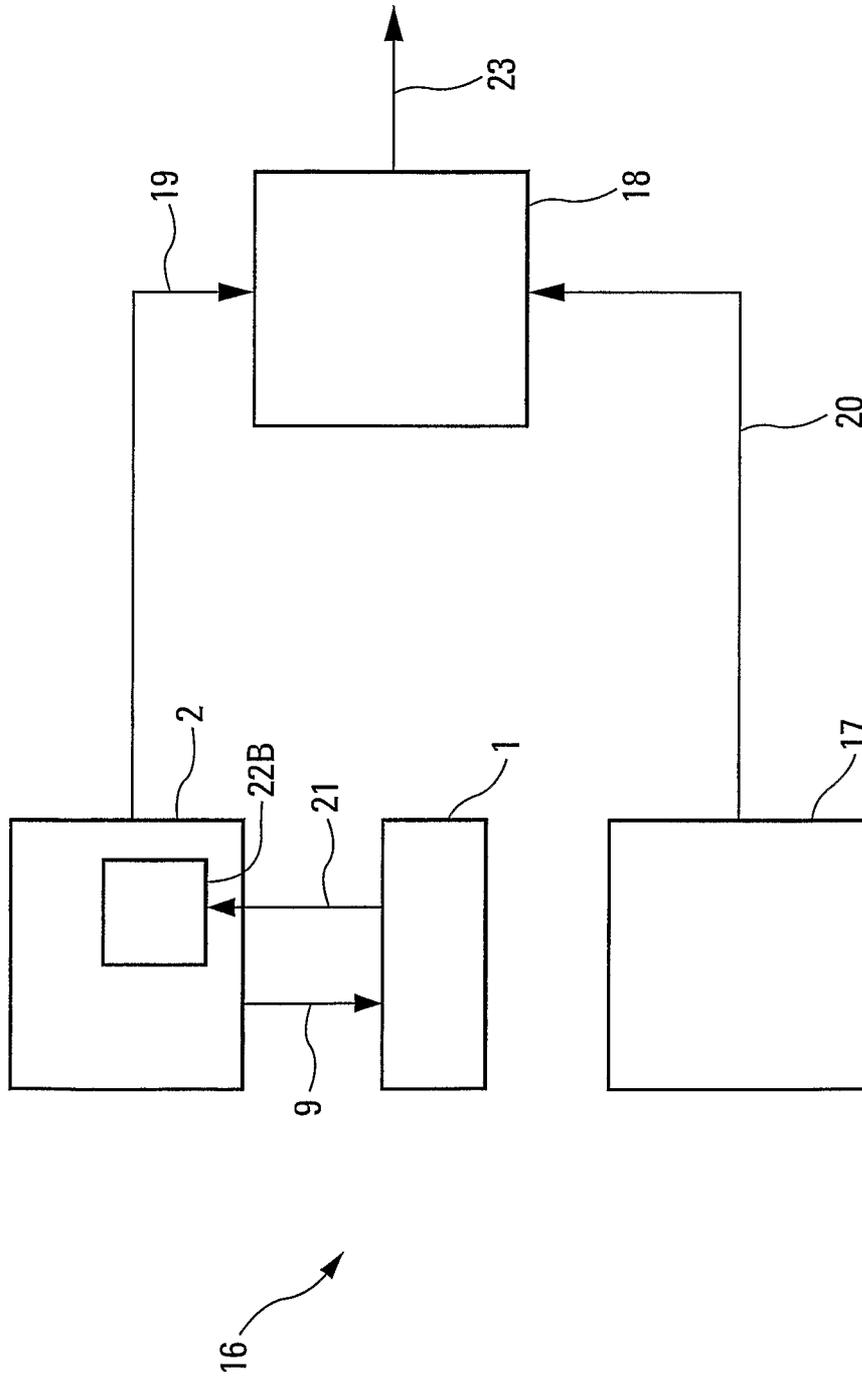


Fig. 3