

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①① N° de publication :

3 079 331

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②① N° d'enregistrement national :

18 54200

⑤① Int Cl⁸ : G 07 C 3/00 (2018.01), B 64 D 11/06, G 01 M 99/00,
G 01 P 15/00, G 06 F 19/00

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 18.05.18.

③③ Priorité : 23.03.18 FR 1852529.

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 27.09.19 Bulletin 19/39.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑥③ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : ZODIAC ACTUATION SYSTEMS
Société par actions simplifiée — FR.

⑦② Inventeur(s) : DUPONT ALEXANDRE, RAMASAMY
KEVIN et TREMOLLIERS MATTHIEU.

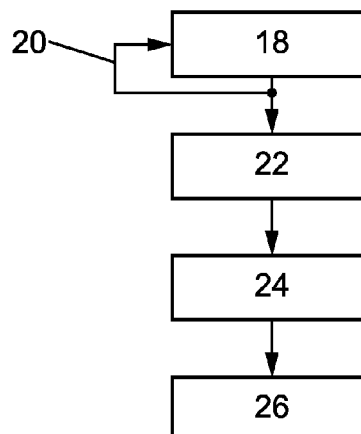
⑦③ Titulaire(s) : ZODIAC ACTUATION SYSTEMS
Société par actions simplifiée.

⑦④ Mandataire(s) : CABINET PLASSERAUD.

⑤④ PROCÉDE ET SYSTÈME DE DÉTECTION DE LA POSSIBILITÉ DE DÉFAILLANCE FUTURE D'AU MOINS UN
ÉQUIPEMENT DE SIÈGE D'AVION.

⑤⑦ L'invention concerne un procédé de détection de la
possibilité de défaillance future d'au moins un équipement
de siège d'avion comportant les étapes suivantes :

- mesurer (18) la durée entre la réception d'un signal caractéristique d'un décollage et la réception d'un signal caractéristique d'un atterrissage, ladite durée étant représentative de la durée d'un vol de l'avion ;
- répéter (20) l'étape de mesure lors de la réception de chaque signal caractéristique d'un décollage et de chaque signal caractéristique d'un atterrissage ;
- déterminer (22) la durée totale de vol par addition des durées mesurées ;
- déterminer (24) la durée restante en retranchant la durée totale déterminée à la durée de fonctionnement théorique dudit équipement ; et
- générer (26) un signal de détection la possibilité de défaillance future lorsque la durée restante est inférieure audit seuil donné.



FR 3 079 331 - A1



Procédé et système de détection de la possibilité de défaillance future d'au moins un équipement de siège d'avion

L'invention se rapporte au domaine de l'aviation.

5 En particulier, l'invention concerne un procédé et un système de détection de future défaillance d'au moins un équipement et spécifiquement d'un équipement de siège d'avion.

Les équipements de siège d'avion ne peuvent être réparés que lors d'escaliers prévues à cet effet. Il est donc souhaitable de prévoir une défaillance
10 future d'un équipement afin d'éviter un inconfort pour un passager.

De plus, une défaillance sur une pièce d'un équipement peut entraîner la détérioration de tout l'équipement. Le fait de changer une pièce avant qu'elle tombe en panne permet alors de ne réparer que cette pièce sans avoir à changer l'équipement. Il en résulte un gain économique ainsi qu'un gain pour
15 l'environnement.

La présente invention a pour but de résoudre ces inconvénients.

A cet effet, la présente invention a pour objet un procédé de détection de la possibilité de défaillance future d'au moins un équipement de siège d'avion, mis en œuvre par un système de détection comprenant au moins un ensemble
20 de détection comprenant un accéléromètre propre à générer un signal caractéristique d'un décollage et un signal caractéristique d'un atterrissage, une horloge apte à mesurer au moins une durée, une mémoire propre à stocker une durée de fonctionnement théorique et un seuil donné et une unité de traitement connectée à l'accéléromètre, à l'horloge et à la mémoire, ledit procédé
25 comportant les étapes suivantes :

- mesurer la durée entre la réception d'un signal caractéristique d'un décollage et la réception d'un signal caractéristique d'un atterrissage, ladite durée étant représentative de la durée d'un vol de l'avion ;
- répéter l'étape de mesure lors de la réception de chaque signal
30 caractéristique d'un décollage et de chaque signal caractéristique d'un atterrissage ;
- déterminer la durée totale de vol par addition des durées mesurées ;

- déterminer la durée restante en retranchant la durée totale déterminée à la durée de fonctionnement théorique dudit équipement; et

- générer un signal de détection de la possibilité de défaillance future lorsque la durée restante est inférieure audit seuil donné.

5 Selon un deuxième mode de réalisation, le système de détection comprend une unité de calcul centrale et plusieurs ensembles de détection locaux, les unités de traitement des ensembles de détection locaux étant reliées à l'unité de calcul centrale par au moins une ligne de transmission, chaque ensemble de détection local étant propre à détecter la possibilité de défaillance

10 future d'un équipement de siège. Chaque ensemble de détection local comporte en outre au moins un capteur propre à mesurer des paramètres de fonctionnement dudit équipement, ledit capteur étant relié à l'unité de traitement. Selon ce deuxième mode de réalisation, le procédé comporte en outre les étapes suivantes :

15 - mesurer des paramètres de fonctionnement dudit équipement par ledit au moins un capteur de chaque ensemble de détection local ;

- génération de données de mesure par ledit au moins un capteur de chaque ensemble de détection local ;

20 - transmission des données de mesure à l'unité de traitement de chaque ensemble de détection local ;

- prétraitement des données de mesure par l'unité de traitement de chaque ensemble de détection local ;

- transmission des données de mesure prétraitées à l'unité de calcul centrale,

25 - traitement des données réceptionnées par l'unité de calcul centrale et détection de la possibilité de défaillance future d'au moins un équipement de siège par l'unité de calcul centrale.

30 La présente invention concerne également un système de détection de la possibilité de défaillance future d'au moins un équipement de siège d'avion comprenant au moins un ensemble de détection comportant:

- un accéléromètre propre à générer un signal caractéristique d'un décollage et un signal caractéristique d'un atterrissage,
- une horloge apte à mesurer au moins une durée,

- une mémoire propre à stocker une durée de fonctionnement théorique et un seuil donné, et
- une unité de traitement connectée à l'accéléromètre, à l'horloge et à la mémoire,

5 caractérisé en ce que l'unité de traitement est propre à mettre en œuvre le procédé de détection décrit ci-dessus.

En variante, le système de comporte une unité de calcul centrale et plusieurs ensembles de détection locaux, les unités de traitement des ensembles de détection locaux étant reliées à l'unité de calcul centrale (30) par
 10 au moins une ligne de transmission, chaque ensemble de détection local étant propre à détecter la possibilité de défaillance d'un équipement de siège. Chaque ensemble de détection local comporte au moins un capteur relié à l'unité de traitement, ledit au moins un capteur étant propre à mesurer des paramètres de fonctionnement dudit équipement, à générer des données de mesure et à
 15 transmettre les données de mesure à l'unité de traitement, l'unité de traitement étant apte à prétraiter les données de mesure et à transmettre les données de mesure prétraitées à l'unité de calcul centrale, l'unité de calcul centrale étant apte à traiter les données réceptionnées et à détecter la possibilité de défaillance future dudit équipement de siège.

20

L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description qui va suivre, donnée uniquement à titre d'exemple et faite en se référant aux figures sur lesquelles :

- la figure 1 est une vue schématique en perspective d'un système de
 25 détection selon un premier mode de réalisation de l'invention, ledit système comprenant un ensemble de détection;
- la figure 2 est un diagramme du procédé de détection selon l'invention mis en œuvre par le système de détection illustré sur la figure 1 ;
- 30 - La figure 3 est un graphe du signal de sortie d'un accéléromètre en fonction du temps, lorsque l'accéléromètre est monté dans un avion au cours d'un vol ;

- la figure 4 est une vue schématique d'un système de détection selon un deuxième mode de réalisation de l'invention, ledit système de détection comprenant plusieurs ensembles de détection ; et
- la figure 5 est un diagramme du procédé de détection selon l'invention mis en œuvre par le système de détection illustré sur la figure 4.

Un système 2 de détection de future défaillance d'un équipement de siège d'avion selon l'invention est représenté sur la figure 1. Les équipements 4 de siège comprennent par exemple un actionneur propre à déplacer l'assise du
10 siège, un actionneur de dossier, un actionneur de repose-pied, un haut-parleur, un écran de visualisation, une ou plusieurs lampes un clavier, un système de massage, un système de chauffage etc.

Ce système de détection 2 comporte un ensemble de détection 6 comprenant un accéléromètre 10, une horloge 11, une mémoire 12 et une unité
15 de traitement 14 connectée électriquement à l'accéléromètre 10, à l'horloge 11 et à la mémoire 12.

L'accéléromètre 10 est monté dans la cabine de l'avion. De préférence, il est embarqué dans un boîtier électronique 16 de commande de l'équipement 4.

Il propre à mesurer l'accélération et la décélération de l'avion. De
20 préférence, il comporte 3 axes de mesure agencés perpendiculairement l'un à l'autre. En référence à la figure 3, il est apte à mesurer un signal de forte amplitude positive lors du décollage de l'avion. Lorsque l'amplitude de ce signal est supérieure à une première valeur seuil V_{SD} , l'accéléromètre 10 transmet à l'unité de traitement 14 un signal caractéristique d'un décollage. De la même
25 manière, il est apte à mesurer un signal de forte amplitude négative, lors de l'atterrissage de l'avion. Lorsque l'amplitude de ce signal est inférieure à une deuxième valeur seuil V_{SA} , l'accéléromètre 10 transmet à l'unité de traitement 14 un signal caractéristique d'un atterrissage.

L'horloge 11 est propre à mesurer une durée de temps. En particulier,
30 l'horloge 11 et l'unité de traitement 14 sont propres à mesurer la durée de vol à partir du signal caractéristique d'un décollage et du signal caractéristique d'un atterrissage. En général, l'horloge 11 fait partie de l'unité de traitement 14.

L'horloge peut également être une horloge externe comme représenté sur la figure 1.

La mémoire 12 est propre à stocker des données de fonctionnement de l'équipement 4. En particulier, ces données de fonctionnement comprennent
 5 une durée de fonctionnement théorique de l'équipement D_{TH} , un seuil donné S représentatif d'une durée avant laquelle l'exploitant souhaite être informé de l'éventualité d'une défaillance etc.

L'unité de traitement 14 est un processeur. Elle est propre à rechercher des données dans la mémoire 12, à recevoir des données de l'accéléromètre 10.
 10 En particulier, l'unité de traitement 14 est propre à mettre en œuvre un procédé de détection de la possibilité de défaillance future d'un équipement 4 de siège d'avion.

En référence à la figure 2, le procédé débute par une étape 18 au cours de laquelle l'unité de traitement 14 mesure la durée du premier vol de l'avion. A
 15 cet effet, lors du décollage, l'unité de traitement 14 réceptionne un signal caractéristique d'un décollage provenant de l'accéléromètre. L'unité de traitement 14 enclenche alors l'horloge 11. Lors de l'atterrissage, l'unité de traitement 14 réceptionne un signal caractéristique d'un atterrissage provenant de l'accéléromètre et le processeur arrête l'horloge 11. La durée mesurée par
 20 l'horloge correspond au temps qui s'est écoulé entre la réception du signal caractéristique d'un décollage et la réception du signal caractéristique d'un atterrissage. Cette durée est la durée du premier vol de l'avion.

Au cours des vols suivants, l'étape 18 de mesure de la durée du vol est répétée. Ces répétitions sont représentées par la flèche 20 sur la figure 2.

25 Au cours d'une étape 22, l'unité de traitement 14 détermine la durée totale de vol par addition des durées mesurées par l'horloge 11.

Au cours d'une étape 24, l'unité de traitement 14 détermine la durée restante en retranchant la durée totale déterminée au cours de l'étape 22 à la durée de fonctionnement théorique D_{TH} dudit équipement 14.

30 Au cours d'une étape 26, l'unité de traitement 14 génère un signal de détection S_d de la possibilité de défaillance future lorsque la durée restante est inférieure au seuil donné S stocké dans la mémoire 12.

Ce signal de détection Sd peut par exemple être affiché sur un écran de visualisation connecté au boîtier électronique 16 ou être transmis à une unité centrale dédiée à la gestion des possibilités de défaillances des équipements, comme décrit dans le système de détection selon le deuxième mode de réalisation de l'invention.

La figure 4 représente un système de gestion 28 comportant une unité centrale 30 et plusieurs ensembles de détection locaux 61, 62, 63, 64 reliés par une ligne de transmission 31 de type bus à l'unité centrale 30.

Chaque ensemble de détection locale 61, 62, 63, 64 est propre à détecter la possibilité de défaillance future d'un équipement de siège. Les ensembles de détection locaux 61, 62, 63, 64 reliés à la même unité centrale 30 peuvent être des équipements de différents sièges. Ainsi, l'unité centrale 30 peut gérer les équipements de plusieurs rangs de sièges de l'avion.

Les ensembles de détection locaux 61, 62, 63, 64 sont identiques à l'ensemble de détection 6 décrit en liaison avec les figures 1 à 3 à l'exception du fait qu'il comporte en outre des capteurs 32, 34, 36 reliés à l'unité de traitement 14 et que l'unité de traitement 14 est apte à mettre en œuvre le procédé décrit en liaison avec la figure 5.

Les ensembles de détection locaux 61, 62, 63, 64 comprennent ainsi un accéléromètre 10, une horloge 11, une mémoire 12 et une unité de traitement 14 connectée électriquement à l'accéléromètre 10, à l'horloge 11 et à la mémoire 12.

Les capteurs 32, 34, 36 sont propres à mesurer des paramètres de fonctionnement d'un équipement, à générer des données de mesure et à transmettre les données de mesure à l'unité de traitement 14.

Les capteurs 32, 34, 36 comprennent par exemple des capteurs physiques tel que des capteurs de températures, des capteurs de vibration, des capteurs de mesure de courant, des capteurs de pression etc. et des événements de logiciel tels que le fait que l'équipement soit alimenté en puissance, la consigne demandée par la personne assise sur le siège, le temps de réponse de l'équipement etc.

L'unité de traitement 14 est apte à prétraiter les données de mesure et à transmettre les données prétraitées à l'unité de calcul centrale 30.

Selon ce mode de réalisation, l'unité de calcul centrale 30 est apte à détecter la possibilité de défaillance future des équipements de siège pour ce qui concernent des défaillances non liées à la durée de vie en vol de l'équipement. Ces possibilités de défaillance future sont traitées par les unités de traitement 14
 5 comme décrit en liaison avec les figures 1 et 2. Les signaux détection Sd de la possibilité de défaillance future sont transmis à l'unité centrale 30.

En référence à la figure 5, le procédé de détection comporte en outre une étape 38 de mesure de paramètres de fonctionnement d'un équipement par les capteurs 32, 34, 36 de chaque ensemble de détection 61, 62, 63, 64.

10 Au cours d'une étape 40, les capteurs 32, 34, 36 génèrent des données de mesure.

Au cours d'une étape 42, les données de mesure sont transmises à l'unité de traitement 14.

Au cours d'une étape 44, les données de mesure sont prétraitées par
 15 l'unité de traitement 14. Ce prétraitement comporte par exemple une catégorisation des données par type de données (données de début, données de fin, données permanente) le nom de l'équipement concerné. Ce pré traitement peut également comporter une pré-analyse des données de mesure.

Au cours d'une étape 46, les données prétraitées sont transmises à l'unité
 20 de calcul centrale 30. Avantageusement, le pré-traitement des données de mesure permet de réduire le nombre de données transmises à l'unité centrale 30 de sorte que la ligne de transmission 31 ne soit pas saturée.

Au cours d'une étape 48, l'unité de calcul centrale 30 traite les données réceptionnées et détecte la possibilité de défaillance future d'un équipement de
 25 siège par l'unité centrale.

REVENDEICATIONS

1.- Procédé de détection de la possibilité de défaillance future d'au moins un
 5 équipement (4) de siège d'avion, mis en œuvre par un système de détection (2,
 28) comprenant au moins un ensemble de détection (6, 61, 62, 63, 64)
 comprenant un accéléromètre (10) propre à générer un signal caractéristique
 d'un décollage et un signal caractéristique d'un atterrissage, une horloge (11)
 apte à mesurer au moins une durée, une mémoire (12) propre à stocker une
 10 durée de fonctionnement théorique (D_{TH}) et un seuil donné (S) et une unité de
 traitement (14) connectée à l'accéléromètre (10), à l'horloge (11) et à la mémoire
 (12), ledit procédé comportant les étapes suivantes :

- mesurer (18) la durée entre la réception d'un signal caractéristique d'un
 décollage et la réception d'un signal caractéristique d'un atterrissage, ladite
 15 durée étant représentative de la durée d'un vol de l'avion ;

- répéter (20) l'étape de mesure lors de la réception de chaque signal
 caractéristique d'un décollage et de chaque signal caractéristique d'un
 atterrissage ;

- déterminer (22) la durée totale de vol par addition des durées
 20 mesurées ;

- déterminer (24) la durée restante en retranchant la durée totale
 déterminée à la durée de fonctionnement théorique (D_{TH}) dudit équipement (4);
 et

- générer (26) un signal de détection la possibilité de défaillance future
 25 (Sd) lorsque la durée restante est inférieure audit seuil donné (S).

2.- Procédé de détection selon la revendication 1, ledit système de
 détection (28) comprenant une unité de calcul centrale (30) et plusieurs
 ensembles de détection locaux (61, 62, 63, 64), les unités de traitement (14) des
 30 ensembles de détection étant reliées à l'unité de calcul centrale (30) par au
 moins une ligne de transmission (31), chaque ensemble de détection local (61,
 62, 63, 64) étant propre à détecter la possibilité de défaillance future d'un
 équipement (4) de siège,

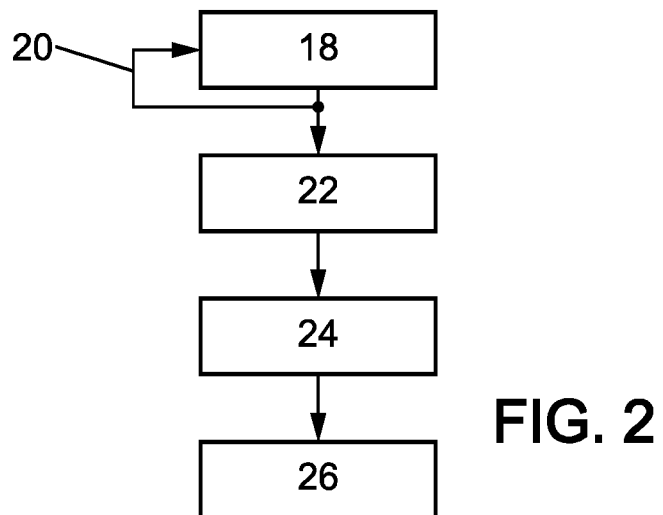
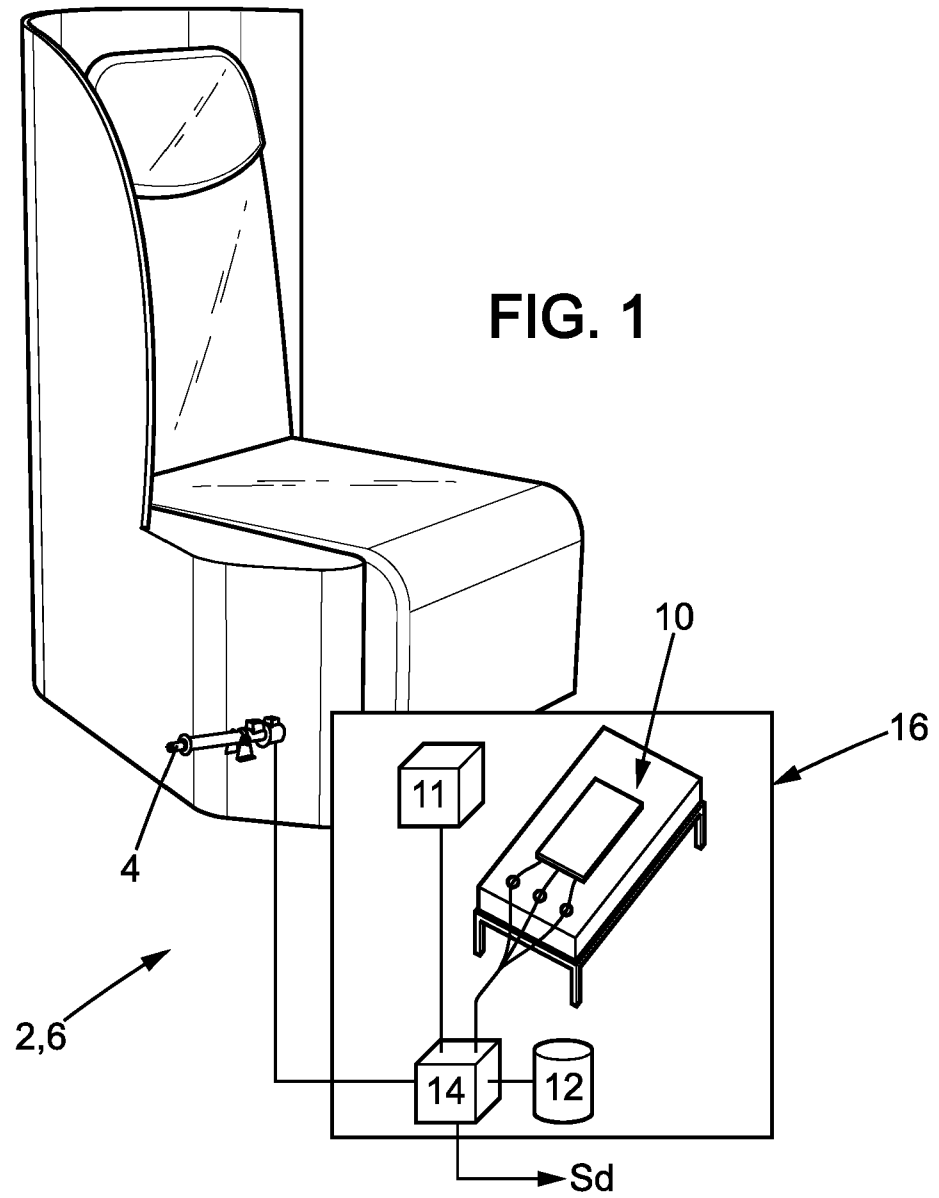
chaque ensemble de détection (61, 62, 63, 64) comportant en outre au moins un capteur (32, 34, 36) propre à mesurer des paramètres de fonctionnement dudit équipement (4), ledit capteur (32, 34, 36) étant relié à l'unité de traitement (14), le procédé comportant en outre les étapes suivantes :

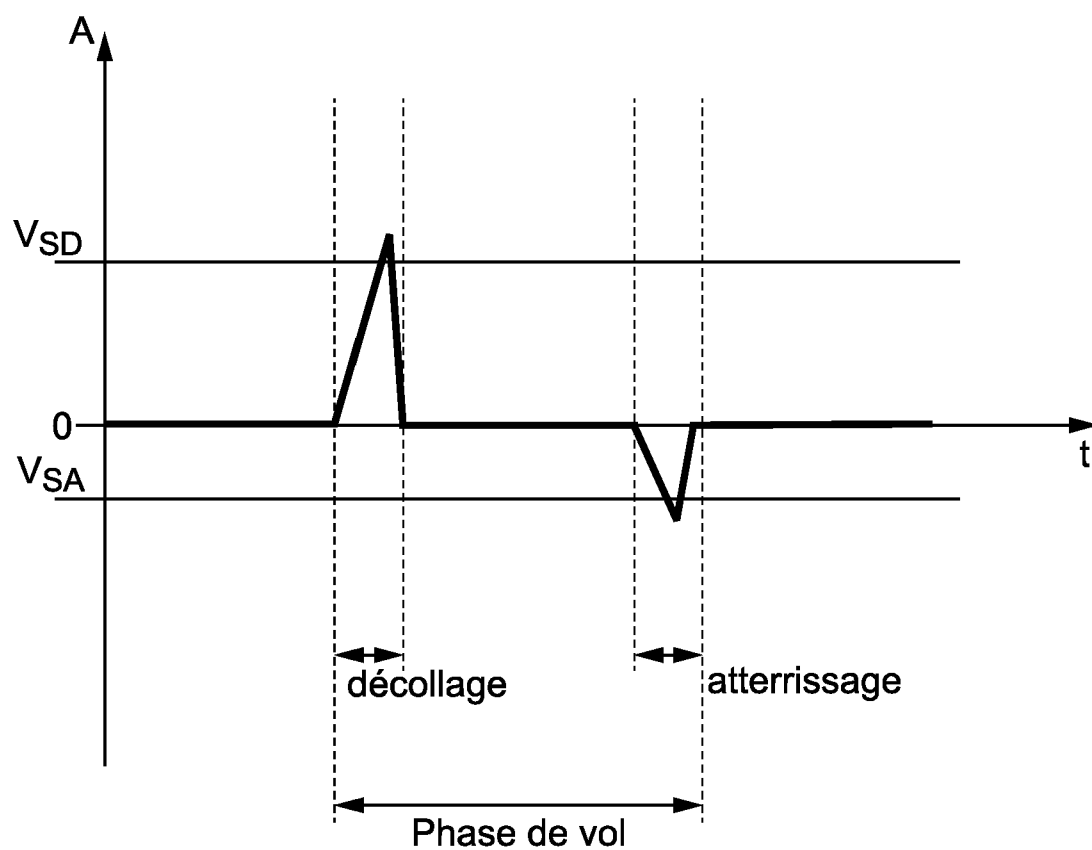
- 5 - mesurer (38) des paramètres de fonctionnement dudit équipement (4) par ledit au moins un capteur (32, 34, 36) de chaque ensemble de détection (61, 62, 63, 64) ;
 - génération (40) de données de mesure par ledit au moins un capteur (32, 34, 36) de chaque ensemble de détection (61, 62, 63, 64) ;
- 10 - transmission (42) des données de mesure à l'unité de traitement (14) de chaque ensemble de détection (61, 62, 63, 64) ;
 - prétraitement (44) des données de mesure par l'unité de traitement (14) de chaque ensemble de détection (61, 62, 63, 64) ;
 - transmission (46) des données de mesure prétraitées à l'unité de calcul
- 15 centrale (30),
 - traitement (48) des données réceptionnées par l'unité de calcul centrale (30) et détection de la possibilité de défaillance future d'au moins un équipement de siège par l'unité de calcul centrale (30).

- 20 3.- Système de détection de la possibilité de défaillance future d'au moins un équipement (4) de siège d'avion comprenant au moins un ensemble de détection (6, 61, 62, 63, 64) comportant:
 - un accéléromètre (10) propre à générer un signal caractéristique d'un décollage et un signal caractéristique d'un atterrissage,
- 25 - une horloge (11) apte à mesurer au moins une durée,
 - une mémoire (12) propre à stocker une durée de fonctionnement théorique (D_{TH}) et un seuil donné (S), et
 - une unité de traitement (14) connectée à l'accéléromètre (10), à l'horloge (11) et à la mémoire (12),
- 30 caractérisé en ce que l'unité de traitement (14) est propre à mettre en œuvre le procédé de détection selon la revendication 1.

- 4.- Système de détection selon la revendication 3, dans lequel le système de détection (28) comporte une unité de calcul centrale (30) et plusieurs ensembles de détection locaux (61, 62, 63, 64), les unités de traitement des ensembles de détection locaux (61, 62, 63, 64) étant reliées à l'unité de calcul centrale (30) par
- 5 au moins une ligne de transmission (31), chaque ensemble de détection local (61, 62, 63, 64) étant propre à détecter la possibilité de défaillance d'un équipement (4) de siège,
- et dans lequel chaque ensemble de détection local (61, 62, 63, 64) comporte au moins un capteur (32, 34, 36) relié à l'unité de traitement (14) , ledit au moins un
- 10 capteur étant propre à mesurer des paramètres de fonctionnement dudit équipement (4), à générer des données de mesure et à transmettre les données de mesure à l'unité de traitement (14), l'unité de traitement (14) étant apte à prétraiter les données de mesure et à transmettre les données de mesure prétraitées à l'unité de calcul centrale (30), l'unité de calcul centrale (30) étant
- 15 apte à traiter les données réceptionnées et à détecter la possibilité de défaillance future dudit équipement de siège.

1/4



**FIG. 3**

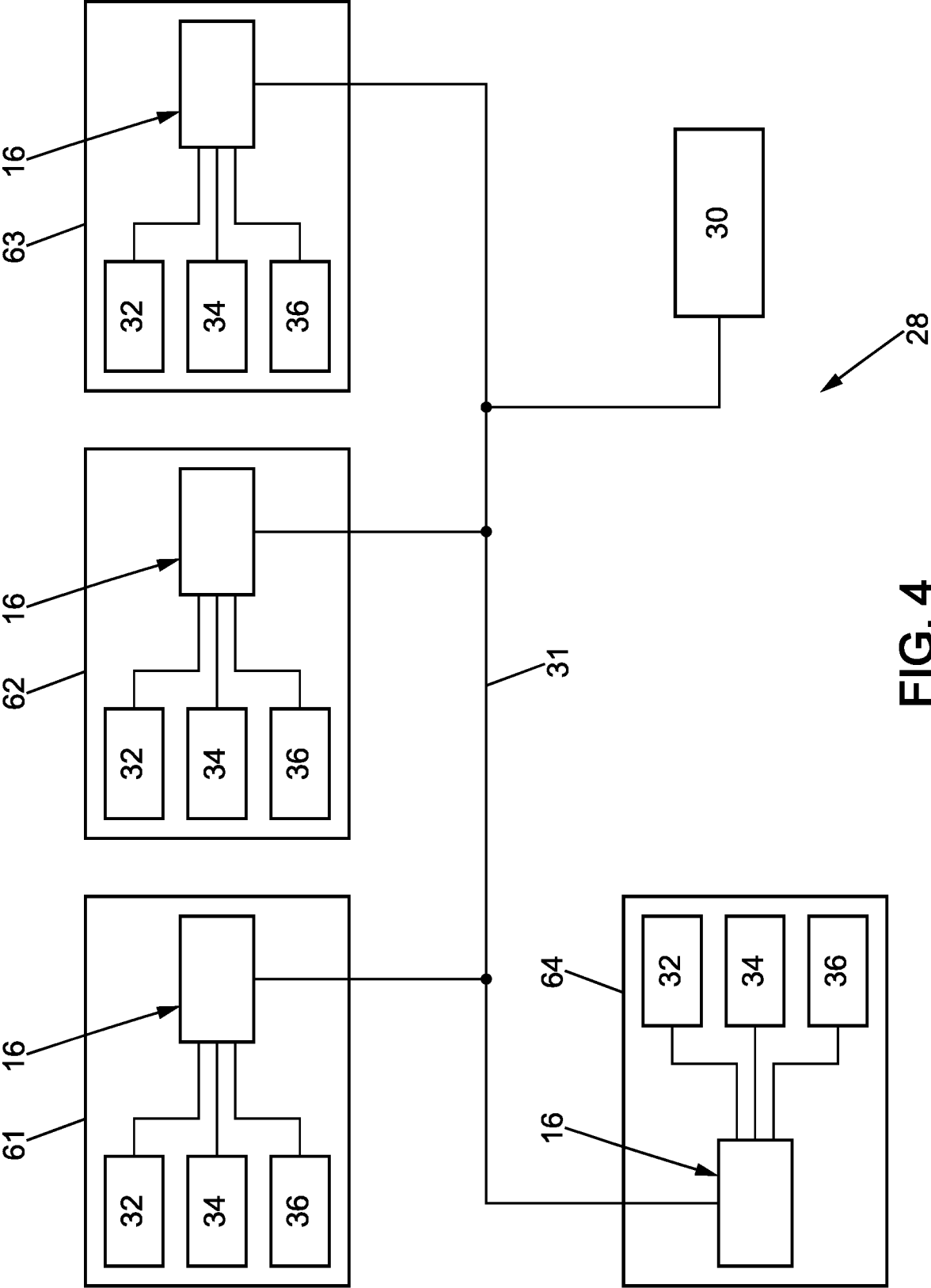


FIG. 4

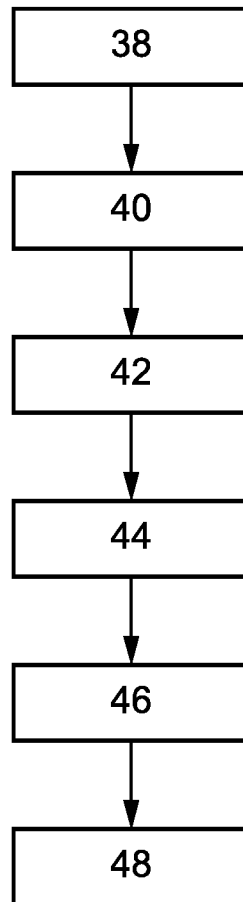


FIG. 5



INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ
INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 852668
FR 1854200

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 8 452 475 B1 (WEST DAVID J [US] ET AL) 28 mai 2013 (2013-05-28) * abrégé * * figures 1-5 * * colonne 2, ligne 65 - ligne 67 * * colonne 5, ligne 47 - ligne 51 * * colonne 6, ligne 5 - ligne 46 * * colonne 8, ligne 24 - ligne 51 *	1-4	G07C3/00 B64D11/06 G06F19/00 G01P15/00 G01M99/00
A	WO 2017/192030 A1 (MI GROUP B V [NL]) 9 novembre 2017 (2017-11-09) * abrégé * * page 3, ligne 7 - ligne 12 *	1-4	
A	EP 2 377 101 A1 (PANASONIC AVIONICS CORP [US]) 19 octobre 2011 (2011-10-19) * abrégé * * figure 3B * * alinéa [0050] - alinéa [0068] *	1-4	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			G07C B64D G08G B64F
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
27 novembre 2018		Saraceni, Alessandro	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE**RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1854200 FA 852668**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **27-11-2018**

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 8452475	B1	28-05-2013	AUCUN	
WO 2017192030	A1	09-11-2017	EP 3317849 A1	09-05-2018
			NL 2016556 A	12-10-2017
			NL 2018658 A	12-10-2017
			WO 2017192030 A1	09-11-2017
EP 2377101	A1	19-10-2011	CN 102246210 A	16-11-2011
			EP 2377101 A1	19-10-2011
			JP 5283761 B2	04-09-2013
			JP 2012512492 A	31-05-2012
			WO 2010071782 A1	24-06-2010

EPO FORM P0485

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82