

19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

11) N° de publication : **2 884 605**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

21) N° d'enregistrement national : **05 50982**

51) Int Cl⁸ : G 01 B 17/04 (2006.01), G 01 B 7/06

12)

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22) Date de dépôt : 18.04.05.

30) Priorité :

43) Date de mise à la disposition du public de la demande : 20.10.06 Bulletin 06/42.

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

60) Références à d'autres documents nationaux apparentés :

71) Demandeur(s) : EUROPEAN AERONAUTIC DEFENCE AND SPACE COMPANY EDAS FRANCE Société anonyme — FR et EADS CCR — FR.

72) Inventeur(s) : BRAMBAN DIDIER HONORE.

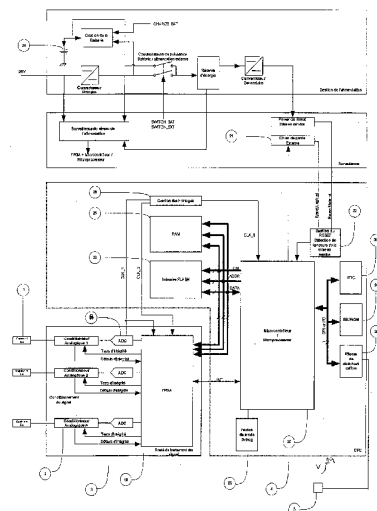
73) Titulaire(s) :

74) Mandataire(s) : CABINET SCHMIT CHRETIEN SCHIHIN.

54) PROCÉDE ET DISPOSITIF DE SURVEILLANCE D'UNE STRUCTURE D'UN AVION.

57) Procédé et dispositif de surveillance d'une structure d'un avion

Pour résoudre un problème de maintenance d'un avion, on prévoit de munir cet avion d'un dispositif de surveillance permanente. Ce dispositif comporte des capteurs piézo-électriques. Les signaux délivrés par les capteurs sont enregistrés en permanence. On en déduit à terme la fatigue subie par des parties critiques de l'avion. Ces dernières sont ainsi bien mieux surveillées. On montre qu'on réduit le coût des opérations de maintenance.



Procédé et dispositif de surveillance d'une structure d'un avion

La présente invention concerne un procédé et un dispositif de surveillance d'une structure d'un avion. Elle vise à mieux prendre en compte des contraintes et impacts subis par un avion ou cours de sa durée d'utilisation, au cours de sa vie.

Dans l'état de la technique, la surveillance d'un avion comporte une inspection visuelle régulière de l'avion, notamment à chaque escale. En outre, lors des grandes visites, certaines parties de l'avion sont démontées et, notamment pour des mesures de solidité, certaines pièces sont remplacées. Les pièces remplacées sont elles-mêmes analysées en laboratoire. Les analyses en laboratoire comportent des contrôles non destructifs et des contrôles destructifs. Les contrôles non destructifs comportent des relevés de résistance sous différentes contraintes des pièces démontées. Eventuellement des outils spécialisés peuvent être conçus pour mesurer des résistances de pièces en place. Au cours des contrôles destructifs, la limite de résistance des pièces remplacées est mesurée. On en déduit leur vieillissement et on compare ce vieillissement à un vieillissement attendu.

Une telle surveillance est imparfaite. En effet, elle ne rend pas compte en temps réel de tous les événements subis par l'avion. Elle n'est qu'un état partiel à un instant donné. Typiquement, la chute d'un objet, d'un outil, une chute de grêle sur une partie critique de l'avion, radôme, bords d'attaque d'aile et d'empennage, peut ne pas être détectée et signalée, ni prise en compte d'aucune manière. En outre, les opérations de grandes visites, qui nécessitent des démontages induisant une immobilisation de l'avion, sont complexes. Elles le sont d'autant plus que l'investigation doit être poussée plus loin.

Le but de l'invention est de remédier à ce problème.

Selon l'invention, ce problème est résolu en munissant l'avion d'un système de surveillance permanente, pendant toute la durée de vie utile de l'avion. Typiquement, cette durée de vie comporte des phases de vols et des phases d'attente, en aéroport ou en hangar d'entretien. Le système de surveillance est un système électronique alimenté par une alimentation électrique avionique. Une alimentation électrique permanente, notamment

2

maintenue pendant les phases d'attente, permet alors de relever tous les événements auxquels a été soumis l'avion. Dans ce cas, les mesures de résistance effectuées en laboratoires sont remplacées, ou au moins complétées, par des mesures acoustiques. En effet, selon l'invention, on a constaté que les impacts et chocs, et aussi les efforts importants imposés à la structure de l'avion, donnaient lieu à l'émission d'une onde acoustique aux points d'impact, à l'endroit de chocs, ou dans la zone de contrainte. Dans les endroits sensibles, dans les parties critiques mentionnées ci-dessus, on peut donc installer des jeux de capteurs piézo-électriques. Ces capteurs sont reliés au système électronique et le renseignent dès qu'un événement se produit.

Ainsi, dans l'invention, on a constaté que les fortes contraintes provoquaient aussi une émission d'une onde acoustique, de nature différente de celle d'un impact, et que le relevé de ces événements pouvait utilement renseigner sur l'état de l'avion. En simplifiant, un avion qui emprunte une ligne fréquemment sujette à des orages subira plus ces événements. Il sera plus vieilli, même si son apparence extérieure est acceptable. Selon l'invention, on mesure un taux de ces applications brutales de contrainte.

L'invention a donc pour objet un procédé de surveillance d'une structure d'un avion dans lequel

- on mesure des effets d'impacts, de contrainte, ou de vieillissement sur cette structure, caractérisé en ce que pour effectuer ces mesures,
- on place des capteurs piézo-électriques sur des parties à surveiller de cette structure,
- on relève en permanence et on traite des signaux délivrés par ces capteurs dans une unité centrale de traitement pendant une durée de vie utile de l'avion, au sol et en vol,
- ces signaux résultant de la présence d'une onde acoustique dans la structure à l'endroit des capteurs.

L'invention a également pour objet un dispositif de surveillance d'une structure d'un avion comportant un dispositif, embarqué dans l'avion, de détection par mesure acoustique des effets d'impacts, de contrainte ou de vieillissement sur cette structure, et un dispositif embarqué de sûreté de fonctionnement de ce dispositif embarqué.

3

L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description qui suit et à l'examen des figures qui l'accompagnent. Celles-ci ne sont présentées qu'à titre indicatif et nullement limitatif de l'invention. Les figures montrent :

- 5 - Figure 1 : la représentation temporelle de l'amplitude d'un signal acoustique mesuré avec le procédé et le dispositif de l'invention,
- Figure 2 : dans le cas de présences de plusieurs capteurs piézo-électriques sur une même zone à surveiller, un décalage temporel des signaux acoustiques mesurés permettant de localiser le lieu de l'impact,
- 10 - Figure 3 : une représentation schématique, selon l'invention, de la répartition de différents capteurs dans l'avion et du dispositif de collecte des signaux produits par ces capteurs;
- Figure 4 : une représentation fonctionnelle détaillée d'un dispositif d'enregistrement de l'invention;
- 15 - Figure 5 et 6: une représentation d'un dispositif de pré-amplification et de conditionnement et de contrôle d'intégrité d'une chaîne d'acquisition de l'invention;
- Figures 7 et 8 : un dispositif de pré-amplification de signaux issus des capteurs piézo-électriques (montage trans-impédance) et le mécanisme de détection de défaillance du capteur piézo-électrique.

20 Les principes de l'émission acoustique sont exploités dans l'invention. En effet, avec l'invention, on ne se préoccupe pas tant de l'état des parties de l'avion, bien après l'arrivée des événements, que des phénomènes transitoires se produisant au moment même (dans les quelques millisecondes ou secondes qui suivent le début de ces phénomènes). Ceci
25 étant, l'invention n'empêche pas de se livrer ultérieurement aux opérations de grandes visites signalées ci-dessus, notamment afin de mieux corrélérer les déductions de vieillissement aux mesures acoustiques pendant toute la durée de vie de l'avion.

30 Le test acoustique est une méthode puissante pour examiner le comportement de déformation des matériaux sous une contrainte mécanique. L'émission acoustique peut être définie comme une onde élastique transitoire générée par une libération rapide d'énergie dans un matériau. Le test acoustique est ici utilisé comme une technique de contrôle non destructif permettant de détecter des dommages.

35 Les dispositifs électroniques utilisant les principes acoustiques pour le

4

test de matériaux sont des produits métrologiques spécifiques et sont donc des produits d'instrumentation. Ils sont étudiés pour les applications particulières suivantes :

5 - le comportement de matériaux : notamment l'étude de la propagation de fissures, d'élasticité, de la fatigue, de la corrosion, du fluage, et du délaminage,

10 - le contrôle non destructif pendant les processus de fabrication : notamment le traitement des matériaux, les transformations en métal et en alliage, la détection de défauts tels que les inclusions, les criques de trempé, les pores, la fabrication, les processus de déformation : laminage, forgeage, filage, le soudage et la brasure (inclusions, criques, manques de matière en profondeur),

15 - la surveillance de structures, notamment la surveillance continue de structures métalliques, les tests périodiques des chambres de pressions, des tuyauteries, des pipelines, des ponts, des câbles,

- et la détection de fuites.

20 De tels dispositifs métrologiques acoustiques s'appliquent dans les domaines de la pétrochimie et de la chimie, pour les réservoirs de stockage, les chambres de réacteur, les foreuses, les plates-formes offshore, les pipelines, les valves. Ils s'appliquent également dans les domaines de l'énergie, pour les chambres de réacteur nucléaire, les générateurs de vapeur, les insolants céramiques, les transformateurs.

25 Ils sont aussi connus dans le domaine aéronautique et spatial, en laboratoire, pour mesurer la fatigue, la corrosion, et l'étude des structures composites et métalliques.

Mais dans ce domaine, pas plus que dans aucun autre, ils ne sont pas connus pour être embarqués dans un engin aéronautique ou spatial. Ils ne sont utilisés que dans des laboratoires, sur des pièces démontées stables et surtout sans mouvement. De sorte qu'on revient au problème précédent.

30 Dans l'invention, on utilise une chaîne d'émission acoustique qui mesure le signal, traite les données au cours du temps et enregistre, affiche et analyse les données résultantes. Dans l'invention, on utilise une chaîne d'émission acoustique qui mesure le signal, traite les données au cours du temps et les enregistre. On montre dans l'invention qu'on peut s'affranchir
35 des vibrations de l'avion en vol pour n'extraire que les signaux acoustiques

5

utiles. Typiquement, avec le procédé de l'invention, on mesure des salves d'ondes mécaniques, en pratique dont les composantes spectrales sont comprises entre 20kHz et 2MHz. La chaîne acoustique permet d'analyser en temps réel les données : les caractéristiques des salves (les signaux haute

5 fréquences) dans le domaine temporel. On pourrait également prévoir d'en analyser les caractéristiques fréquentielles. Elle permet également de localiser les sources acoustiques par zone ou par maille, de reconnaître et classifier en temps réel et de manière automatique les sources acoustiques, de filtrer et stocker les salves acoustiques en fonction de leurs

10 caractéristiques, et d'extraire des données caractéristiques d'un phénomène.

Le système de l'invention permet aussi de gérer ses propres paramètres de configuration, le transfert des données et le stockage des données.

La présente invention s'applique donc aussi dans le domaine des

15 systèmes embarqués, des systèmes enfouis, des systèmes électriques, électroniques, électroniques programmables, des équipements relatifs à la sécurité pour le transport. Le dispositif de l'invention présente des fonctionnalités spécifiques à la détection d'impacts du fait de son fonctionnement lors de ces impacts.

20 A cet effet, il comporte des fonctionnalités génériques de sûreté de fonctionnement matérielles et logicielles. Ces fonctionnalités de sûreté de fonctionnement résident en des mécanismes de détections de défaillances exogènes et endogènes au dispositif. Les fonctionnalités exogènes sont principalement, par exemple, la surveillance et la détection de l'état du

25 capteur ou des lignes (rupture, court circuit, fuite sur la ligne du capteur, voire la défaillance du capteur), ou plus exactement la détection permanente des signaux délivrés par ces capteurs, la surveillance de l'état de l'alimentation électrique avionique externe et le renforcement de l'autonomie du dispositif en adjoignant une batterie de secours. Les fonctionnalités endogènes

30 doivent permettre de surveiller et de détecter les défaillances internes au dispositif. Ces auto-tests sont principalement, la surveillance des mémoires tampons et de stockage des données, de surveillance du logiciel embarqué en prévoyant, par exemple, un chien de garde pour éviter un blocage des tâches du processeur. Ce système de sécurité de fonctionnement englobe

35 d'une manière générale les risques potentiels dus à la défaillance des

6

fonctions devant être réalisées par le dispositif ou le système. Le dispositif, selon le caractère critique de la défaillance détectée, adoptera un mode de fonctionnement dégradé.

L'invention concerne donc un procédé et un dispositif de détection, de
5 traitement et d'enregistrement d'impacts ou de contraintes. Ce dispositif comprend des capteurs. Les capteurs sont de nature piézo-électrique pour recueillir les ondes mécaniques se propageant dans une structure mécanique.

On utilisera dans la présente description le glossaire suivant dont la
10 signification est à relever au regard des figures 1, 2 et 3 :

- ADC, Analog to Digital Converter, pour Convertisseur analogique numérique,
- EA, Emission Acoustique,
- CND, Contrôle Non Destructif,
- 15 - FPGA, Field Programmable Gate Arrays, pour Ensemble de portes programmables,
- DSP, Digital Signal Processor, pour processeur de signal numérique,
- RTC, Real Time Clock, pour horloge en temps réel,
- Temps de vol, pour indiquer une différence entre un temps d'arrivée
20 d'un signal acoustique sur une voie concernée (sur un capteur piézo-électrique concerné par cette voie) et un temps d'arrivée du signal acoustique sur une autre voie qui est atteinte en premier,
- Temps d'arrivée pour indiquer un temps correspondant à un dernier franchissement d'un seuil par un signal,
- 25 - Nombre d'alternances, NA : nombre de franchissements d'un seuil par le signal à partir du premier franchissement du seuil.

Ainsi, figure 1, un signal acoustique mesuré (après conversion électrique comme il sera dit plus loin) a une forme oscillante. Son amplitude franchit un seuil SEUIL à une date t_1 . Il atteint son maximum à une date t_2 .
30 La différence t_2-t_1 est le temps de montée de ce signal. Ce signal possède une durée de salve, dans un exemple de 100 μ s environ. La durée de salve est mesurée entre le temps t_1 et un temps t_3 . Le temps t_3 correspond par ailleurs à une durée fixe (courte) après le dernier franchissement du seuil SEUIL. Au cours de cette durée, l'enveloppe du signal culmine, ici, quatre
35 fois, une fois pour l'onde précurseur, une fois pour l'onde principale et deux

fois pour des ondes parasites. Ce décompte conduit à un nombre d'alternance égal à 4. Le signal mesuré étant haute fréquence, pendant la durée de salve, et avec un filtre passe bas dont la fréquence de coupure est de l'ordre de cinquante fois l'inverse d'une durée moyenne de salve, on peut

5 extraire les enveloppes des alternances. Le signal a par ailleurs une amplitude maximum positive absolue et une amplitude maximum négative absolue, dite amplitude minimum absolue. La figure 2 montre un temps de

10 vol, c'est à dire la différence de temps entre des débuts d'onde, entre une première onde arrivée sur un premier capteur et la même onde arrivée sur un autre capteur.

Les figures 3 à 5 montrent d'un système comportant des composants matériels et logiciels. Dans un exemple ces matériel et logiciel embarqué forment un équipement fonctionnel.

Dans cet équipement, les signaux acoustiques détectés par des

15 capteurs 1 de nature piézo-électrique sont convertis en signaux électriques analogiques. Ces signaux analogiques peuvent être amplifiés à des niveaux de tension utilisables par des préamplificateurs déportés 2 (Préamplificateur / Conditionneur analogique). Dans ce cas, les préamplificateurs sont déportés à proximité des capteurs 1. De préférence, ils sont amplifiés par des

20 préamplificateurs intégrés à l'équipement. Les capteurs 1 sont répartis, par zone, dans des zones sensibles de l'avion, notamment celles indiquées ci-dessus : radôme et bords d'attaque d'ailes et d'empennage. La figure 3 illustre la surveillance de trois zones.

Par exemple 24 capteurs sont répartis dans chacune de quatre zones

25 sensibles. Les signaux amplifiés sont conditionnés et modulés pour être acheminés sur de grandes distances (10m~50m) correspondant à la taille d'un avion. En réception, ils peuvent être démodulés, mesurés et traités dans une unité de traitement du signal 3. Les données des systèmes numériques sont ensuite transmises à un superviseur 4, qui lui-même transmet les

30 données vers les mémoires et qui pilote la stratégie de détection des défaillances du système. Un outil ou PC de diagnostic 5 provoque le chargement et l'enregistrement de ces données et éventuellement leur affichage. L'unité de traitement du signal 3 comporte des convertisseurs analogique / numérique, des multiplexeurs, des circuit FPGAs, et ou des

35 DSPs.

8

Chaque événement dans la structure de l'avion est détecté, est horodaté et est décrit essentiellement en termes d'amplitudes, d'alternances, d'énergie, de temps de montée et de durée. Eventuellement le spectre fréquentiel peut être mesuré. Les salves et les paramètres caractérisant un événement sont stockés dans des mémoires tampons de sortie de l'unité de traitement numérique du signal 3 en attente d'être transférés vers le processeur maître.

Le superviseur 4 sert pour coordonner la lecture opportune de données de l'unité de traitement numérique du signal 3 dans un flot de données unique vers des mémoires tampons et des mémoires de masse de stockage à large capacité permettant au système de saisir de grandes quantités de données.

L'outil de diagnostic 5 est de type ordinateur personnel ou micro-ordinateur. Il télécharge et transfère les données du dispositif vers une mémoire de masse de grande capacité, typiquement un disque dur. Il peut générer l'affichage des données sur un moniteur de visualisation. Il traite des opérations d'entrées/sorties, notamment la configuration et la calibration des paramètres de l'équipement, par exemple, la valeur de seuil du seuil SEUIL, les temps de relâchement (time out) après événement. On peut définir un seuil au delà duquel on décide de mesurer un signal, ce seuil étant différent selon que l'avion est en vol ou arrêté au sol. En variante, on détermine un seuil supérieur de signal, et pour des signaux supérieurs à ce seuil on produit un signal d'alarme.

Dans l'invention, on met en œuvre un tel système, dit plus loin équipement, avec, à la fois, des fonctions de sécurité. Ces fonctions de sécurité sont requises pour atteindre un état de sécurité de l'équipement ou pour maintenir un tel état. De telles fonctions de sécurité sont prévues pour atteindre, grâce à des systèmes électriques, ou électroniques, ou électroniques programmables, ou logiciel ou grâce à des dispositifs externes de réduction de risque, un niveau d'intégrité suffisant.

Dans ce but le dispositif de l'invention comprend, entre autres, des modes de fonctionnement suivants de surveillance et de diagnostic.

Le mode de surveillance englobe des fonctionnalités suivantes :

- Fonctions de détection et de calcul classique des paramètres d'événement (numéro du capteur et du canal, temps de vol, durée du signal,

9

maximum, minimum, énergie, nombre d'alternances, temps de montée, etc....) ;

5 - Fonctions d'auto-test ou de surveillance ou d'Intégrité de sécurité pour chaque module constituant le système pour détecter des défaillances exogènes ou endogènes à l'équipement ;

10 - Fonctions d'enregistrement et d'horodatage des événements acoustiques, des défaillances internes et externes au cours du cycle de vie de l'équipement et des fonctionnalités de transmission de données sur le ou les bus numérique(s) système(s) ou de nouveaux moyens de communications filaires et/ou hertzien ;

15 - Fonctions de communication ou de transmission de données sur le ou les bus numérique(s) système(s) ou sur de nouveaux moyens de communications filaires et/ou hertzien vers une centrale déportée. Cette centrale déportée peut être un micro-ordinateur de diagnostic, ou un autre équipement sur le même bus système.

Selon la gravité des défaillances, l'équipement est aussi capable de fonctionner selon des modes dégradés.

20 Le mode diagnostic consiste en une reprogrammation du système, de calibration des paramètres et de transmission des données (paramètres d'événements et défaillances) pour analyse.

25 Les avantages de l'invention sont notamment, une modularité de l'architecture matérielle et logicielle, une interchangeabilité des capteurs piézo-électriques 1, une capacité d'évolution, dans le rajout de périphériques, de pilotes, une capacité à réduire la taille du système, une surveillance de l'intégrité mécanique d'une structure durant toutes les phases d'exploitation de ladite structure.

La fonctionnalité de surveillance de fonctionnement regroupe une fonctionnalité de validation, une fonctionnalité de sécurité de fonctionnement et une fonctionnalité de gestion de l'alimentation.

30 La fonctionnalité de validation est indissociable de la fonctionnalité de détection et de calcul des paramètres d'événement acoustique. Elle apporte un accroissement de crédibilité de la mesure. Elle nécessite de s'interroger sur les conditions dans lesquelles les mesures ont été réalisées. A cet égard, ces conditions sont également mesurées et associées aux mesures relatives
35 aux événements acoustiques détectés.

La fonctionnalité de sécurité de fonctionnement se décline en sécurité, ou intégrité, des données contre des perturbations endogènes (débordement des files d'attente interne, mémoires, comportement du processeur,...) et des perturbations exogènes (perturbation électrostatiques, coupures d'alimentation, micro-coupures, liaisons câblées endommagées, fuites au plus et à la masse, courts-circuits, circuits ouverts, capteurs endommagés). Cette dernière mesure est réalisée par une mesure de la capacité caractérisant un capteur piézo-électrique 1. Des tests entrepris à cet effet sont des mesures ou des résultats booléens. Les tests sont cycliques ou asynchrones selon leur nature. Afin de valider la cohérence de certaines mesures utilisées pour les tests, ces mesures sont filtrées. On a confirmation de la défaillance après plusieurs occurrences.

La fonctionnalité de gestion de l'alimentation consiste en un conditionnement de l'alimentation externe avec des composants matériels et un stockage d'une partie de cette énergie externe dans une réserve d'énergie. Cette réserve est utilisable en cas de rupture de l'alimentation externe.

L'architecture détaillée de l'équipement de l'invention, comprend, figure 4, quatre modules. Un premier module est un module de traitement de signal, SIGNAL PROCESSING, un deuxième module est un module processeur, CPU, un troisième module est un module de surveillance de l'énergie, MONITORING, un quatrième module est un module d'alimentation, POWER SUPPLY.

Le module de traitement de signal regroupe les capteurs piézo-électriques 1, numérotés de Capteur 1 à Capteur n, des chaînes analogiques associée aux n capteurs, des convertisseurs analogiques numérique CAN 11, un circuit FPGA 19 qui exécute en temps réel et en parallèle le traitement des mesures et l'extraction des paramètres des signaux acoustiques.

Le dispositif de l'invention comporte pour chaque capteur une chaîne analogique de conditionnement. La chaîne de conditionnement est intégrée aux dispositifs numériques de calcul de paramètres acoustiques et n'est pas associée à une chaîne analogique déportée comme pour les dispositifs instrumentaux et d'enregistrement de données de l'art connu.

Une chaîne analogique, illustrée figure 5, comprend en cascade un

préamplificateur de charge 6 de gain sélectionnable $1/C_n$, pour le capteur n , de fréquence de coupure fixe $1/R_n C_n = 20$ KHz, un filtre passe haut 7 de fréquence de coupure fixe à 20kHz, un filtre passe bande 8 de fréquence de coupure programmable selon le type de capteur piézo-électrique 1. Ce filtre

5 passe bande peut être court-circuité à l'aide d'un relais réalisé à l'aide d'un commutateur ou d'un transistor de type FET. Elle comporte également un amplificateur 9 à gains sélectionnables 0dB, 20dB, 40dB, 60dB, 80dB afin de rendre l'équipement adaptable à différents types de capteurs piézo-

10 électriques 1, un filtre anti-repliement 10 de 2MHz. Le préamplificateur de charge 6 n'est pas sensible aux effets de distance/atténuation comme le préamplificateur 9 de tension. Le préamplificateur de charge 6 maintient la sensibilité du signal indépendamment de la distance du capteur piézo-

électrique 1 au préamplificateur 9.

Afin de détecter les défauts de fuite de masse et de fuite de la tension

15 d'alimentation de l'amplificateur 6, des comparateurs 12 sont réalisés. Ces comparateurs détectent des niveaux de tension utiles en les comparant aux tensions hautes et basses. Ils signalent des défaillances de ligne au système. La technique offre une continuité de la surveillance et un bon niveau de confiance dans la ligne.

20 Un montage multivibrateur monostable 13 est également utilisé afin de vérifier la valeur de la capacité du capteur piézo-électrique 1. Une mesure de la capacité du capteur piézo-électrique 1 permet de détecter une défaillance du niveau du capteur 1, une rupture de ligne, ou un court-circuit. A l'aide d'un relais, ce multivibrateur est relié au capteur. Un signal, délivré par le

25 multivibrateur 13 renseigne sur l'état du capteur.

Le préamplificateur de charge 6, figure 7, est un montage transimpédance. Ce préamplificateur 6 convertit la charge électrique engendrée par le capteur en un signal de tension proportionnel. Un relais 16, réalisé à l'aide d'un commutateur ou d'un transistor à effet de champ FET

30 monté sur un circuit de contre-réaction, y sert à la décharge d'un condensateur 14 C_n sélectionné et donc à la préparation de l'équipement. Une résistance 14 R_n sélectionnée montée en parallèle avec le condensateur 14 C_n forme un filtre passe-haut avec une fréquence de coupure $1/R_n C_n$ et permet d'éviter des problèmes de dérives. Le gain du

35 préamplificateur de charge 6, $1/C_n$, est sélectionnable à l'aide de relais

12

(commutateur ou transistors FET). Une résistance R_{in} 15 et une capacité C_{in} 15 différentes, toutes les deux adaptables, sont placées pour équilibrer le montage, réduire des erreurs de décalage d'alimentation continue ou alternative causées par des courants de polarisation d'entrée.

5 Afin de maîtriser les défaillances des capteurs du système, un montage utilisant un multivibrateur monostable 17, figure 8, vient s'insérer par commutation à action directe. Ce multivibrateur monostable 17 délivre un créneau de largeur t proportionnelle à RC lorsqu'on envoie à l'entrée A de la bascule 17 un front montant (ou un front descendant), une résistance 18
10 étant une résistance de référence placée sur deux bornes du multivibrateur monostable ajustable selon le type de capteur considéré. La valeur de la capacité du capteur piézo-électrique 1 est proportionnelle à la durée du créneau. En mesurant ce temps t , on obtient une valeur de la capacité C du capteur 1.

15 Toutes les n voies sont conditionnées en parallèle par n circuits convertisseurs tels que le circuit 11, figure 5. Les convertisseurs analogiques/numériques échantillonnent l'information de la chaîne analogique avec une précision de 16 bits, à la fréquence de 20Mbits/s. Les convertisseurs sont de type parallèle. Ils transmettent au circuit FPGA 19 des
20 signaux par un bus de données 16 bits. Les signaux sont accompagnés d'un signal de donnée valide.

Le circuit FPGA 19 a en charge le traitement, en temps réel et en parallèle, de l'information dès le dépassement d'un seuil programmable. Les mesures traitées par l'invention sont notamment les suivantes :

- 25 - Datation de l'événement (suivant la valeur d'un registre incrémenté par une impulsion d'horloge de 100ns)
- Numéro de la voie
 - Durée du signal
 - Maximum
 - 30 - Minimum
 - Nombre de franchissements du seuil
 - Temps de montée
 - Temps de vol

Le circuit FPGA 19 réalise la fonction d'acquisition temps réel des
35 événements acoustiques provenant d'un impact et le calcul temps réel des

paramètres caractérisant ces événements acoustiques. Le circuit FPGA 19 réalise une fonction de stockage des données temporaires dans une mémoire DPRAM interne au circuit FPGA 19 pour l'enregistrement des paramètres d'un événement. L'utilisation d'une telle mémoire est judicieuse
5 lorsque le temps de mémorisation des mesures dans des mémoires non volatiles, de type Flash EEPROM 23, sont trop longs. Une mémoire DPRAM est en effet plus rapide que les 70 ns utiles pour enregistrer des informations dans une telle mémoire Flash EEPROM.

Des fonctions de surveillance des chaînes analogiques et de
10 l'alimentation sont pilotées par le circuit FPGA 19. Elles sont intégrées dans un même et unique composant.

Dans le mode de diagnostic, le système peut transmettre au circuit FPGA 19 l'ensemble des paramètres permettant le calcul des paramètres acoustiques.

15 Un signal de réarmement est disponible pour ré-initialiser toutes les bascules et registres du circuit FPGA 19. Ce signal provient du processeur 20, figure 4.

Le module CPU regroupe le processeur 20 auquel s'interface une mémoire vive RAM, une mémoire de masse de type FLASH 23, un module
20 de gestion des horloges, CLK Management 26, un module de réarmement, RESET Management 22, des périphériques RTC 27, un mémoire EEPROM 24, tous reliés via un bus série synchrone. Le processeur 20 effectue des opérations de chargement et de configuration des circuits FPGA 19 à partir de paramètres stockés en mémoire de masse de type FLASH 23 ou
25 EEPROM 24, à partir de la relecture de la mémoire de masse pour un transfert vers l'émetteur/récepteur radio, à partir du contrôle cyclique d'intégrité de la chaîne d'acquisition, à partir du contrôle d'intégrité des mémoires, à partir de la surveillance des sources d'alimentation, et de la datation de l'événement par récupération de la valeur de l'horloge RTC 27.

30 La mémoire DPRAM interne au circuit FPGA 19 est accessible par les ressources internes du circuit FPGA 19, pour écrire les 8 paramètres pour chaque voie, par le processeur 20. Le processeur 20 vient faire une lecture des 8 paramètres pour chaque voie, afin que ce dernier puisse ensuite écrire ces données en mémoire de masse de type Flash 23. La taille mémoire de la
35 DPRAM est arbitraire. En effet, le débit du flux de données pendant l'écriture

des données en Flash 23 (ordre de la milliseconde) est très supérieur à celui correspondant au temps minimum entre deux impacts consécutifs (ordre de la centaine de microsecondes). Arbitrairement, on prendra une profondeur de DPRAM supérieure à la taille des données de 10 impacts.

5 Un système de contrôle entre écriture du circuit FPGA 19 et lecture du processeur 20 est en place (compteurs d'adresses). La DPRAM garde en mémoire les événements acoustiques et les types de défaillance passés ainsi qu'une information de contrôle d'intégrité des valeurs sauvegardées du type vérification d'addition, checksum. La DPRAM est testée par le
10 processeur 20 en phase d'initialisation.

Le calcul des données acoustiques extraites des salves est exécuté à partir de registres. Un registre SEUIL contient la valeur d'une tension de référence arbitraire choisie par l'opérateur selon l'application. On peut notamment prévoir que la valeur SEUIL change selon que l'avion est en
15 phase d'attente (voire d'entretien) ou en phase de vol. Le paramètre est de préférence défini lors de la conception et lors de la calibration. Ce paramètre est stocké dans une mémoire EEPROM 24. Ce paramètre est modifiable via la centrale de localisation. Un registre TDUREE contient une constante temporelle qui est la durée d'une fenêtre glissante. Cette fenêtre glissante
20 (figure 1) permet au circuit FPGA 19 de déterminer en temps réel la fin d'une salve acoustique sur une voie et termine le processus d'extraction des paramètres. La valeur du registre de cette fenêtre TDUREE est un paramètre défini lors de la phase de conception et lors de la phase de calibration. Il est modifiable via la centrale de localisation. La fenêtre TDUREE est activée dès
25 qu'il y a dépassement de seuil. La fenêtre TDUREE reste active et est redéclenchable tant que survient un dépassement de seuil par le signal acoustique. La fenêtre TDUREE est désactivée quand aucun dépassement de seuil par le signal acoustique ne s'est produit pendant la durée TDUREE. Ce paramètre est stocké dans une mémoire EEPROM 24. Ce paramètre est
30 modifiable via la centrale de localisation.

Un registre contient une valeur de fenêtre TOUT_MAX. La fenêtre TOUT_MAX est une constante de temps qui correspond à une plage d'inhibition de l'acquisition permettant d'inhiber les échos secondaires. Lorsqu'une salve acoustique est détectée sur une voie, les échantillons
35 suivants correspondant à des rebonds du signal sont filtrés. Par conséquent,

15

dès la fin du signal sur une voie donnée, c'est à dire lorsque le compteur TDUREE est arrivé en butée et qu'il n'y a pas eu de signal au dessus du seuil SEUIL, un compteur TOUT_MAX est déclenché. Tant que ce compteur TOUT_MAX n'a pas atteint la valeur de fenêtre TOUT_MAX, le circuit FPGA 19 ne prend pas en compte les échantillons sur cette voie. Ce paramètre est stocké dans une mémoire EEPROM 24. Ce paramètre est modifiable via la centrale de localisation.

Les paramètres d'événements acoustiques doivent être immédiatement enregistrés si tous les capteurs en état de marche ont signalé une salve acoustique après franchissement du seuil SEUIL. Cependant, il est possible que certains capteurs ne signalent pas d'événement (défaut capteur ou tension de seuil trop haute...). Il est nécessaire de prévoir une durée butée TVOL_MAX afin que le système n'attende pas un événement indéfiniment. Ce paramètre est calculé par le processeur 20 à partir des valeurs des registres TDUREE et TOUT_MAX stockées en EEPROM 24 et chargées dans un registre du circuit FPGA 19. Le temps de vol correspond à $(n-1) \times (TDUREE + TOUT_MAX)$ (n est le nombre de voies).

La condition permettant de caractériser la fin d'un impact et l'autorisation des calculs des paramètres acoustiques sur chaque voie est définie par une condition COND1 ou une condition COND2. Sur une voie donnée, lorsque le signal a été détecté, si le compteur a atteint sa butée TDUREE et qu'il n'y a pas eu de détection d'événements sur les voies restantes autres que celles dont le signal a déjà été caractérisé, et que le compteur a atteint sa butée TOUT_MAX, alors la condition COND1 est remplie. S'il existe des voies sur lesquelles il n'y a pas encore eu d'échantillon au dessus du seuil, et que le signal a été caractérisé au moins sur une voie et que le compteur a atteint sa butée TVOL_MAX, alors la condition COND2 est remplie.

Une fonction chien de garde Watchdog 21 permet une surveillance temporelle et logique de la séquence du logiciel. Le Watchdog 21 est un circuit permettant de détecter une séquence de programme défectueuse du processeur 20, typiquement lorsque le processeur tourne en rond. Le processeur 20 doit émettre une impulsion à une fréquence déterminée vers le Watchdog 21. En cas de défaillance, les éléments individuels d'un

16

programme sont traités dans une période de temps où l'horloge du processeur 20 présente une anomalie, l'impulsion n'est plus émise, ce qui déclenche une interruption du Watchdog 21 vers le RESET Management 22 qui traite la nature du réarmement et ré-initialise vers le processeur 20.

- 5 L'identification du type de réarmement est gérée par le module RESET Management 22 afin de déterminer ce qui a été la cause d'un redémarrage de l'équipement.

Les cas suivants sont vérifiés :

- 10 - Rétablissement de l'alimentation externe après que l'équipement ait été complètement éteint (déconnexion de l'alimentation, réarmement à froid) ;

- Rétablissement de l'alimentation externe avant que l'équipement ne soit complètement éteint (déconnexion de l'alimentation réarmement à chaud) ;

- 15 - Réarmement, RESET, causé par une erreur de rafraîchissement du Watchdog 21 externe ou interne ;

- Réarmement causé par un réarmement du Watchdog 21 externe ou interne commandé par protocole.

Les conséquences sont les suivantes en termes de fonctions :

Type de Réarmement	Type de MISE EN MARCHE	Remarques
Power On	Mise en marche nominale	mémoire à accès aléatoire effacée, redémarrage standard
W/D occurrence	Aucun	mémoire à accès aléatoire effacée, initialisation des données, erreur signalé - procédure de coupure - SHUTDOWN
W/D par protocole	Mise en marche rapide par protocole	mémoire à accès aléatoire effacée, initialisation des données, aucune erreur signalée
Rétablissement du niveau d'alimentation	Mise en marche rapide	Rétablissement de l'alimentation

- 20 La mémoire de masse est une FLASH 23 de taille suffisante pour

contenir la configuration matérielle du processeur 20, le programme de démarrage, le logiciel d'application, l'ensemble des enregistrements des mesures acoustiques, et les enregistrement des défaillances autres que celle de la mémoire de masse.

5 Des tests cycliques sont exécutés par le processeur 20 pour valider l'intégrité des données.

La mémoire EEPROM 24 stocke les paramètres de configuration des mesures acoustiques et les paramètres utilisés pour les auto-tests (seuil, filtres,...), et stocke les défauts de la mémoire de masse : secteur
10 défectueux.

Des tests d'intégrité comportent des tests de contrôle d'accès, d'adressage, d'écriture, de lecture, de stockage (information de contrôle d'intégrité des valeurs sauvegardées du type vérificateur d'addition, checksum). Selon la nature des tests, ils sont cycliques ou asynchrones.

15 La mémoire à accès aléatoire, RAM, 25 est une mémoire vive de taille suffisante utilisée pour la sauvegarde temporaire des variables du logiciel et le logiciel en cours d'exécution. Des tests sont exécutés par le processeur 20 pour valider l'intégrité de la RAM 25 Des tests cycliques consistent en une lecture périodique de valeurs attendues dans des zones mémoires réservées
20 et des valeurs stockées (information de contrôle d'intégrité des valeurs sauvegardées du type checksum). Ces tests sont complétés par des tests asynchrones qui consistent à détecter les défaillances lors de l'adressage, de l'écriture, du stockage (information de contrôle d'intégrité des valeurs sauvegardées du type checksum) et de la lecture.

25 Le module CLK Management 26 distribue les horloges aux convertisseurs 11, au circuit FPGA 19, au processeur 20. Il comprend également des pilotes d'horloge afin de garantir les dérives faibles, d'éliminer les dépassements en adaptant les impédances du circuit pilote à l'impédance des lignes par des résistances en série. Le circuit d'horloge est associé à
30 une boucle de régulation de phase.

Le circuit RTC 27 est un boîtier associé à un quartz donnant une date au format : année - mois - jour – heure - minute – seconde. La précision est de l'ordre de la seconde. Son interface peut être, suivant le type de composant retenu, au format SPI ou I2C. Ce composant est programmé au
35 moins une fois dans la durée de vie de la carte (initialisation de l'heure). Il

n'est pas prévu de dispositif de correction de la dérive de cette horloge.

Le pilote RS232 28 est un circuit spécifique du type MAX232 afin d'effectuer la liaison vers un micro-ordinateur de vérification par une liaison RS232. Ce circuit permet une transformation des signaux TTL en signaux de type RS232 et vice versa. Des diodes bidirectionnelles sont câblées sur les signaux d'entrées/sorties afin de protéger le circuit en cas de surtensions. Les circuits dédiés sont protégés contre le court-circuit des voies.

Le protocole de communication sur le bus est un protocole standard série synchrone SPI ou I2C. Un bus série bien adapté à ce type d'application est celui utilisant le protocole I2C. Il est possible d'ajouter sur ce bus des périphériques ou pilotes : mémoires EEPROM 24, RTC 27, pilote de communication de bus afin d'accroître les fonctionnalités du dispositif de l'invention. Notamment on teste l'état du bus entre les capteurs et l'unité centrale pour pouvoir relever en permanence les signaux des capteurs.

La communication peut s'effectuer au moyen de moyens de communications sans fil 29. La collecte des données enregistrées par l'équipement est dans tous les cas possible en local au moyen d'une liaison série filaire. La liaison de communication sans fil permet la collecte des données sur une distance d'environ 10 mètres. Pour ce faire, un module de type 802.11b sur une porteuse à 2,4GHz est utilisé. La communication se fait en point à point.

Le module de surveillance, illustré figure 4, détecte les niveaux ainsi que les appels de courant trop importants (courts-circuits). Le module MONITORING détecte les défaillances dues à un défaut de l'alimentation, et protège le système contre les surtensions. Une surtension ou une sous-tension est détectée assez tôt pour que toutes les sorties puissent être mises en position de sécurité par le logiciel de mise hors tension ou qu'il y ait un basculement sur une deuxième unité d'alimentation batterie. Le module MONITORING de tension surveille les tensions secondaires et met sur la position de sécurité si la tension ne se situe pas dans la plage spécifiée (seuil haut et bas). Le module MONITORING met hors tension le système avec arrêt de sécurité en coupant l'alimentation tout en enregistrant toutes les informations critiques relatives à la sécurité.

Le Module POWER SUPPLY illustré figure 4, est un bloc d'alimentation constitué d'un convertisseur continu continu qui est conforme

aux normes CEM avioniques DO-160 catégorie B.

En plus de la génération des tensions nécessaires au fonctionnement du module CPU, le bloc d'alimentation permet la commutation sur une réserve d'énergie de type batterie en cas de défaillance de la source
5 d'alimentation externe.

Le diagramme d'état du système comporte les états suivants :

Etape de MISE EN MARCHE

L'équipement entre dans la phase MISE EN MARCHE après que le signal réarmement, RESET, contrôlé par le sous-système RESET
10 Management 22 ait été déclenché.

Si une chute ou perte de tension d'alimentation du système dure plus que TBAT1 (paramètre en EEPROM 24) et si aucun signal RESET n'est déclenché à partir de Watchdog 21, alors, dans le cas d'un retour à un niveau de tension correcte pendant une durée Tpower_recovering
15 (paramètre stocké en EEPROM 24), le système devra effectuer un réarmement testant les fonctionnalités de l'alimentation.

Comportement de l'étape de mise en marche

A la mise en marche, l'équipement teste toutes les fonctions vitales du système : l'intégrité de la ROM, de la RAM, des mémoires de masse, de
20 l'EEPROM 24, l'information issue du RESET Management 22, la déconnexion de l'alimentation, le niveau de tension de l'alimentation externe, la capacitance de la réserve d'énergie, l'intégrité des capteurs, les fuites au plus et à la masse, la configuration (nombre capteur présents).

Le relais 16 (RESET) monté sur le circuit de contre-réaction est mis en
25 position fermée pour décharger le condensateur 14 Cn sélectionné et pour permettre de la préparation de l'équipement.

Les tests sont logiciels. Dans aucun cas le système ne rentre dans un processus de mesure acoustique.

Le système quitte l'étape de mise en marche pour le fonctionnement nominal lorsque la configuration de lignes a été vérifiée et si le niveau de
30 tension d'alimentation est acceptable et / ou si la réserve d'énergie de type capacitive est chargée à un niveau acceptable.

L'équipement reste dans l'étape de mise en marche si la tension d'alimentation est hors plage.

35 L'étape de mise en marche redémarre tant que les tests de la ROM et

la RAM 25 sont faux.

L'équipement quitte l'étape de mise en marche pour l'étape coupure, shutdown, si au moins un défaut pour lequel la stratégie des erreurs est de mettre l'équipement en coupure.

- 5 Le commutateur entre le capteur piézo-électrique 1 et la chaîne analogique est positionnée sur le préamplificateur de charge 6. Le contact du relais 16 (RESET) monté sur le circuit de contre-réaction du préamplificateur est mis en position ouverte.

- 10 L'équipement rentre dans l'étape dans la phase de fonctionnement nominal à la fin de l'étape de mise en marche.

Diagnostics périodiques

- 15 Durant la phase de fonctionnement nominal, l'équipement exécute des auto-tests périodiques. L'équipement doit valider les conditions dans lesquelles la mesure acoustique s'effectue (vérification du bon déroulement de l'algorithme, débordement de pile, contrôle de stockage des données dans les mémoires ...).

- 20 Durant la phase de fonctionnement nominal, l'équipement exécute des diagnostics sur des actions asynchrones (protocole de communication, contrôle d'accès, lecture / écriture des mémoires, les dépassements de seuil pour les fuites).

Si un défaut est lié à une stratégie shutdown, ou bien si une chute ou perte de tension d'alimentation du dispositif ou de l'équipement dure plus de TBAT1 (paramètre en mémoire EEPROM 24), alors l'équipement rentre en mode coupure.

- 25 Lorsqu'une erreur critique a été détectée, l'équipement rentre en mode coupure. Seules la tension d'alimentation et, les micro-coupures sont encore diagnostiquées. La communication sans fil est encore contrôlée par le contrôleur sans fil et est encore diagnostiquée.

- 30 Les communications sans fil sont autorisées. Une déconnexion de l'alimentation entraîne une mise à l'arrêt du dispositif ou de l'équipement. L'équipement redémarre en allant dans l'étape de mise en marche si le secteur alimente l'unité de nouveau, et si aucun signal RESET ne s'est déjà déclenché.

- 35 L'équipement définit une coupure partielle pour des défauts sur les lignes de mesures : fuites sur les lignes. Le diagnostic de ligne défectueuse

21

est interdit et les autres lignes restent fonctionnelles. Le défaut est signalé, mais le système reste dans son état.

REVENDEICATIONS

- 1 - Procédé de surveillance d'une structure d'un avion dans lequel
- on mesure des effets d'impacts, de contrainte ou de vieillissement
5 sur cette structure,
caractérisé en ce que pour effectuer ces mesures,
- on place des capteurs piézo-électriques sur des parties à surveiller
de cette structure,
- on relève en permanence et on traite des signaux délivrés par ces
10 capteurs dans une unité centrale de traitement pendant une durée de vie
utile de l'avion, au sol et en vol,
- ces signaux résultant de la présence d'une onde acoustique dans la
structure à l'endroit des capteurs.
- 2 - Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que
15 - pour relever en permanence, on valide un fonctionnement d'un
ensemble formé par les capteurs reliés l'unité centrale de traitement.
- 3 - Procédé selon l'une des revendications 1 à 2, caractérisé en ce
que
- pour alimenter en permanence l'équipement, on surveille
20 l'alimentation en énergie électrique et on l'assiste au besoin par une batterie.
- 4 - Procédé selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce
que, pour relever en permanence, on teste un état d'un bus de
communication entre des capteurs et l'unité centrale de traitement.
- 5 - Procédé selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce
25 que, pour le relevé des signaux mesurés, on mesure une ou plusieurs des
caractéristiques suivantes de ce signal :
- des références de capteur concerné,
 - une date d'un événement acoustique mesuré,
 - une fréquence d'une onde acoustique mesurée,
 - 30 - un nombre d'alternances du signal dont la valeur est au dessus d'un
seuil,
 - une durée d'une salve d'alternances du signal dont la valeur est au
dessus d'un seuil,
 - une valeur maximum du signal mesuré,
 - 35 - une valeur minimum du signal mesuré,

23

- un temps de montée du signal mesuré,
- un spectre fréquentiel du signal mesuré,
- un retard du signal mesuré.

- 5 6 - Procédé selon l'une des revendications 1 à 5, caractérisé en ce qu'il comporte une ou plusieurs des opérations suivantes :
- on vérifie la présence des détecteurs,
 - on surveille avec une fonction chien de garde que l'unité centrale de traitement ne tourne pas en boucle,
 - on surveille quatre zones de l'avion avec 24 capteurs par zone, ces
- 10 zones étant un radôme de l'avion, des bords d'attaque d'ailes de cet avion, et un empennage de cet avion,
- on effectue la mesure du signal pendant 100 microsecondes environ à chaque événement acoustique,
 - on filtre le signal situé dans une bande de fréquence comprise entre
- 15 20kHz et 2MHz,
- on définit un seuil au delà duquel on décide de mesurer un signal, ce seuil étant différent selon que l'avion est en vol ou arrêté au sol,
 - on mémorise le signal dans une mémoire tampon rapide pour enregistrer les événements dont la durée est plus courte qu'un temps de
- 20 mémorisation dans une mémoire de type EEPROM
- on détermine un seuil supérieur de signal, et pour des signaux supérieurs à ce seuil on produit un signal d'alarme.
- 25 7 - Dispositif de surveillance d'une structure d'un avion comportant un dispositif embarqué dans l'avion de détection par mesure acoustique des effets d'impacts, de contrainte, ou de vieillissement sur cette structure, et un dispositif embarqué de sûreté de fonctionnement de ce dispositif embarqué.
- 8 - Dispositif selon la revendication 7, caractérisé en ce qu'il comporte des moyens de surveillance d'un signal analogique produit par le dispositif de détection.

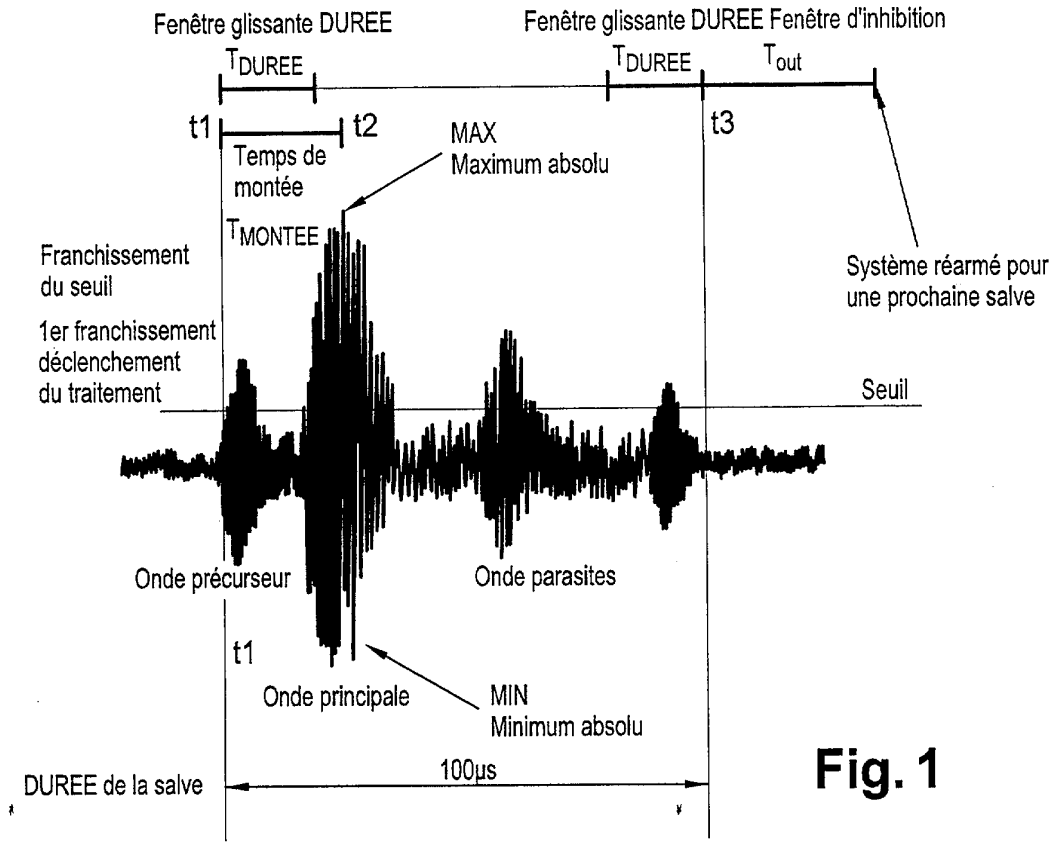


Fig. 1

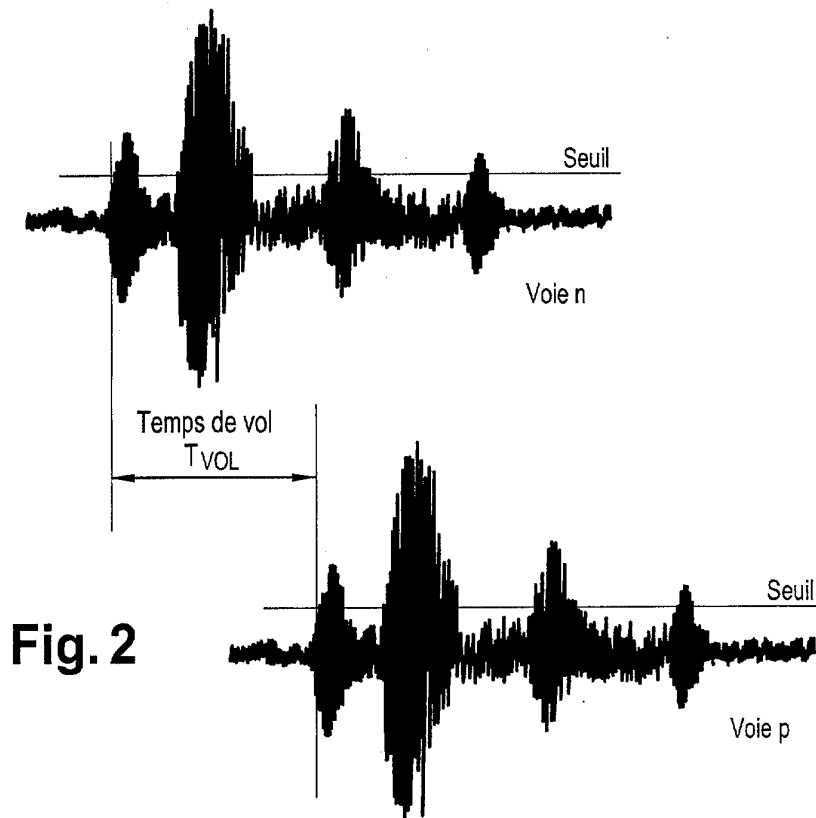


Fig. 2

2 / 6

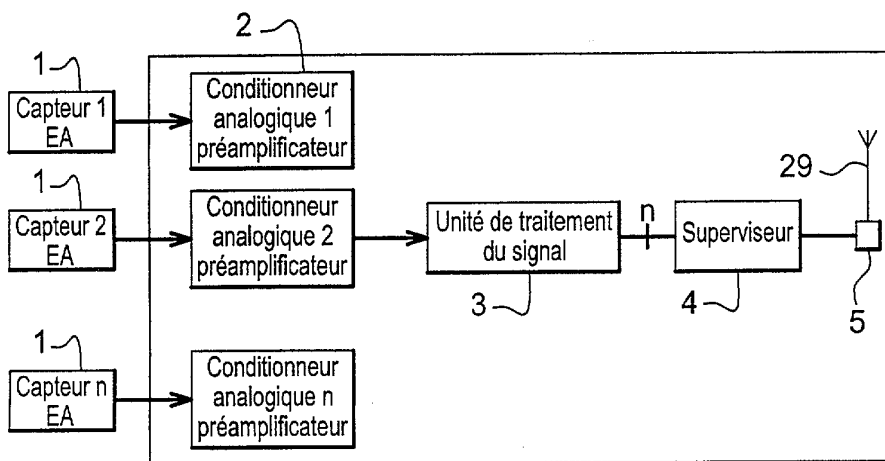
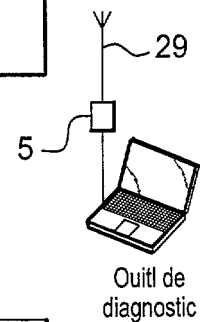
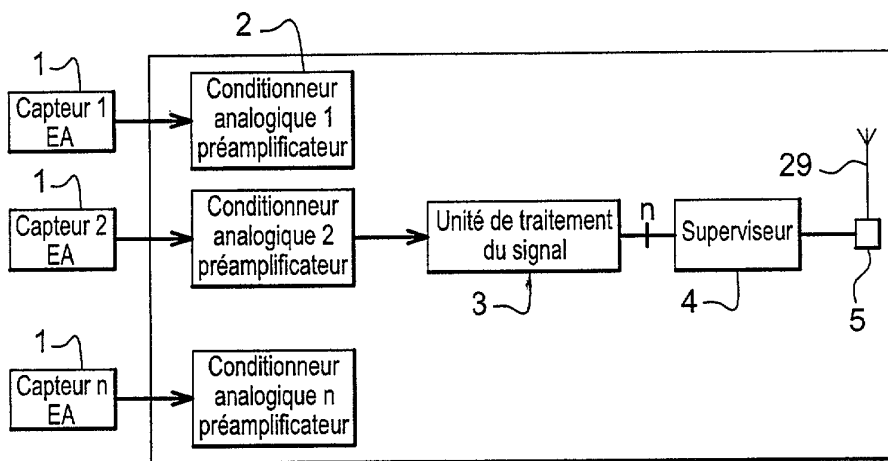
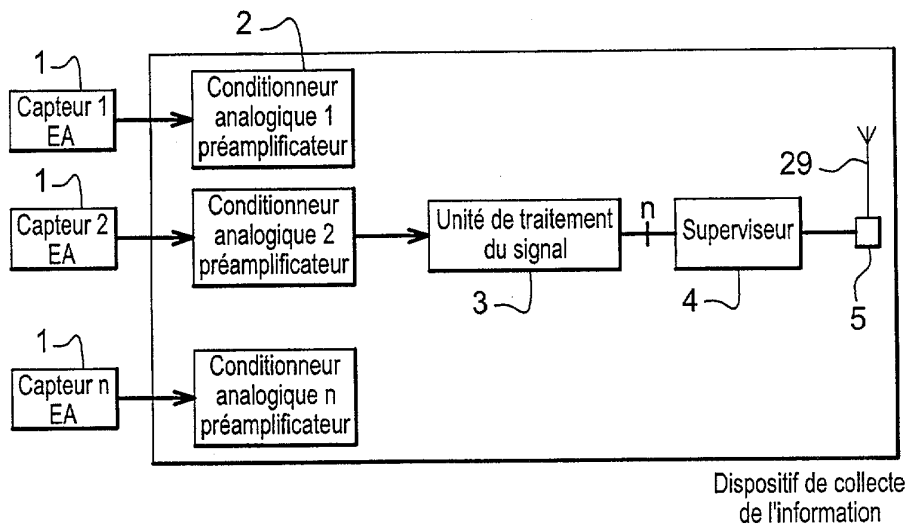


Fig. 3

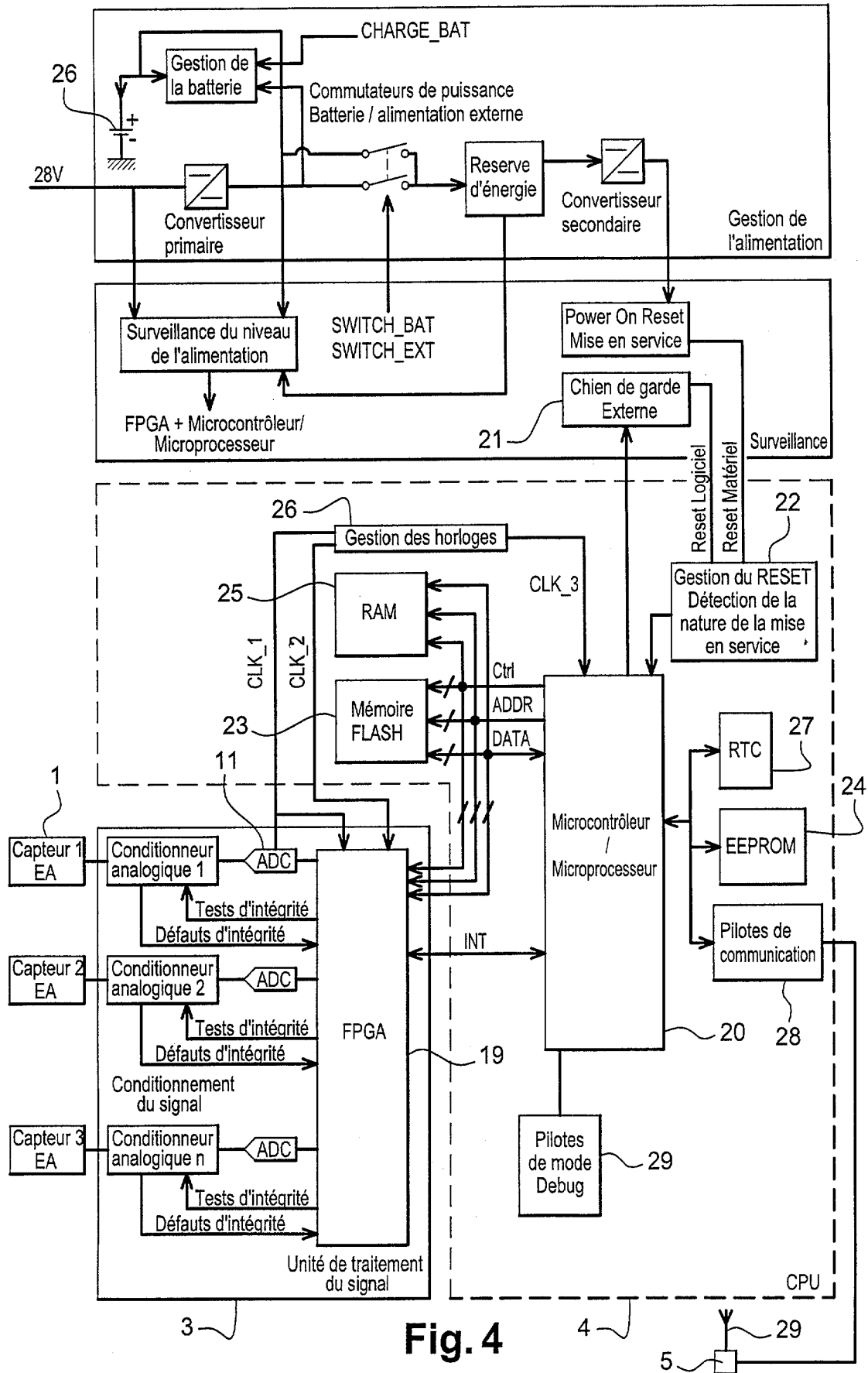


Fig. 4

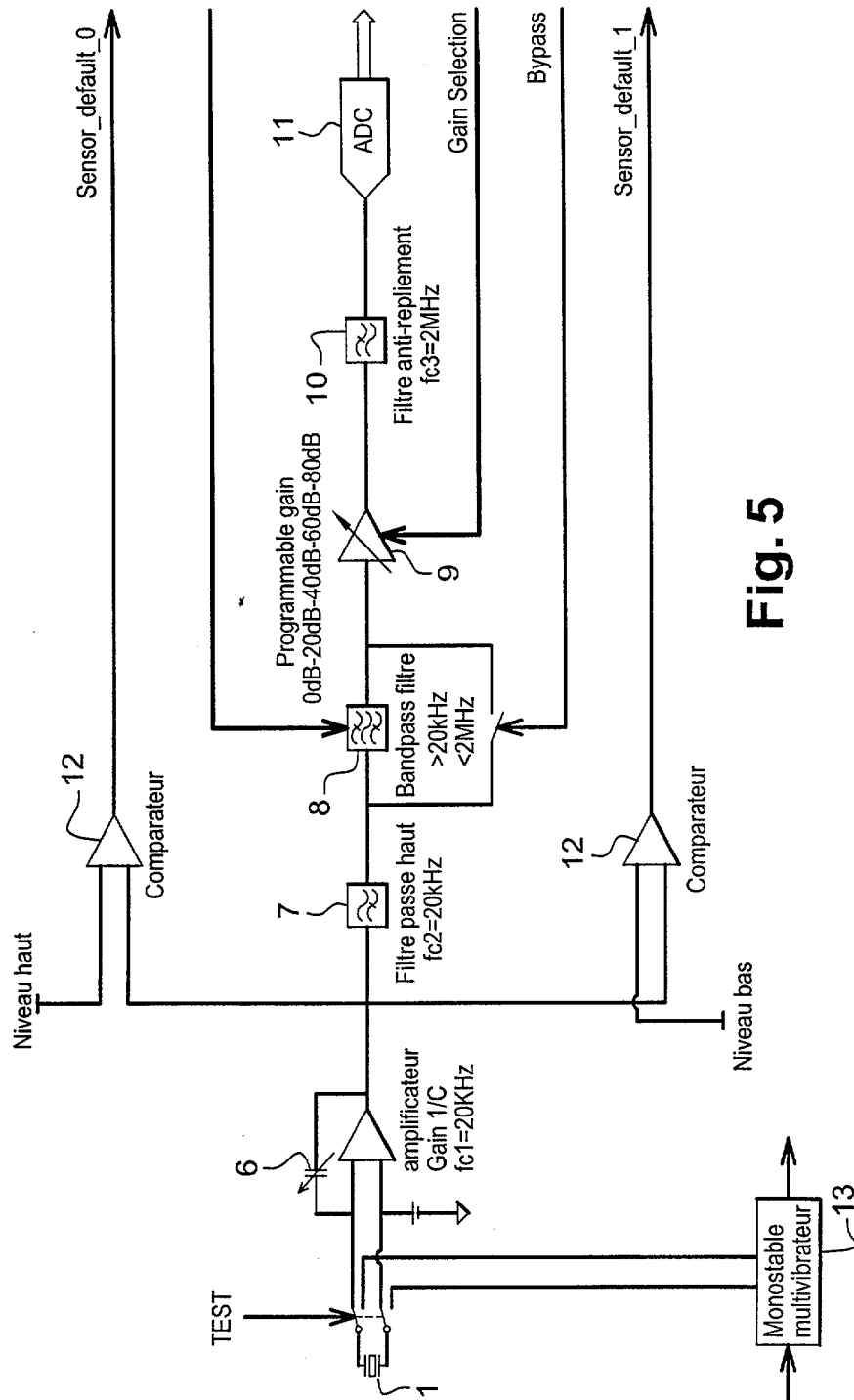


Fig. 5

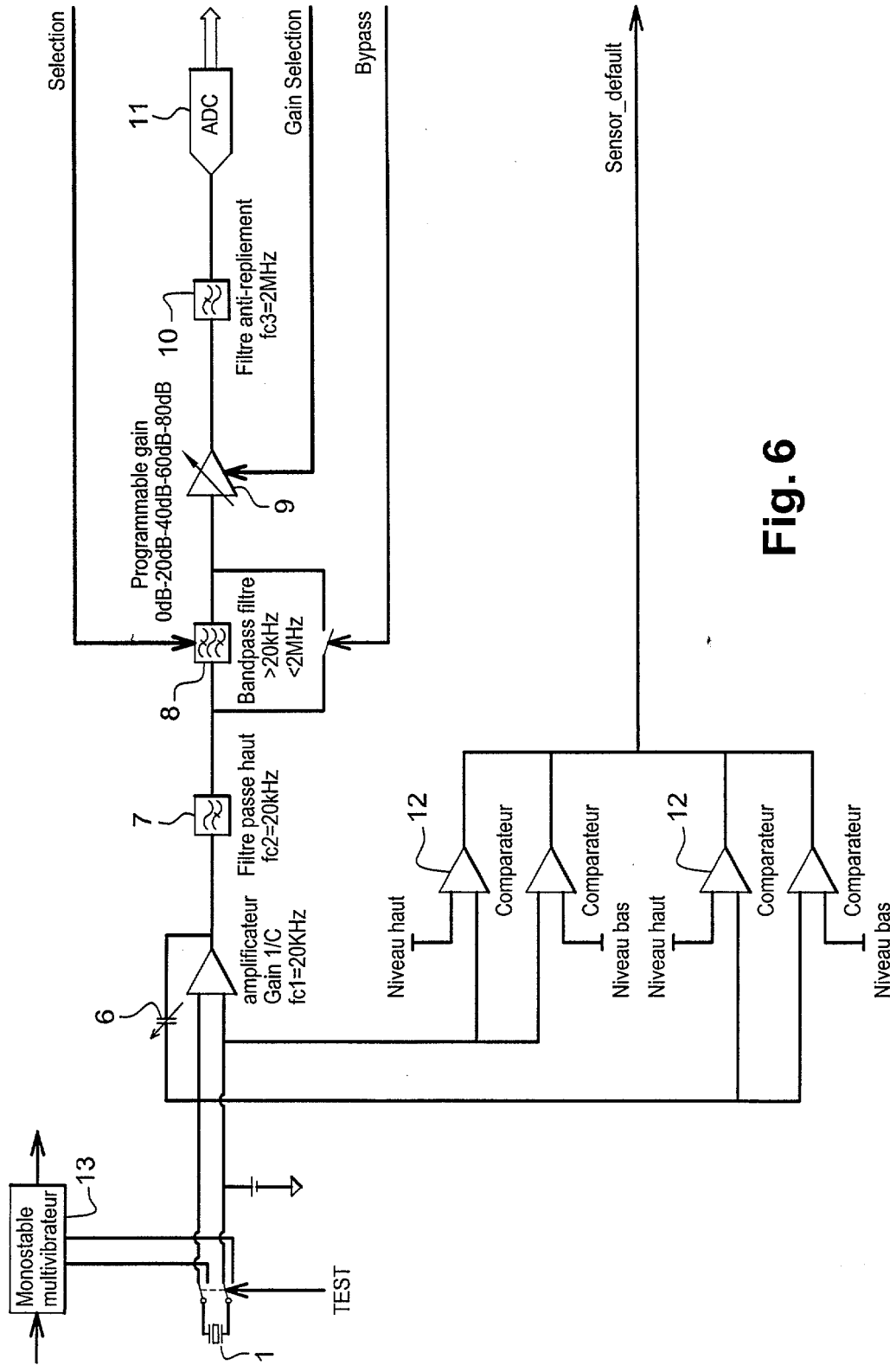


Fig. 6

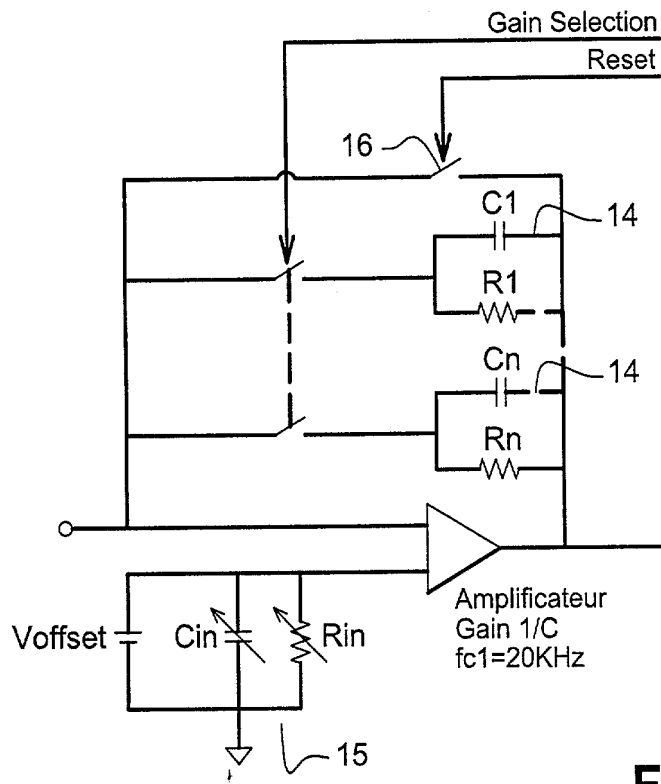


Fig. 7

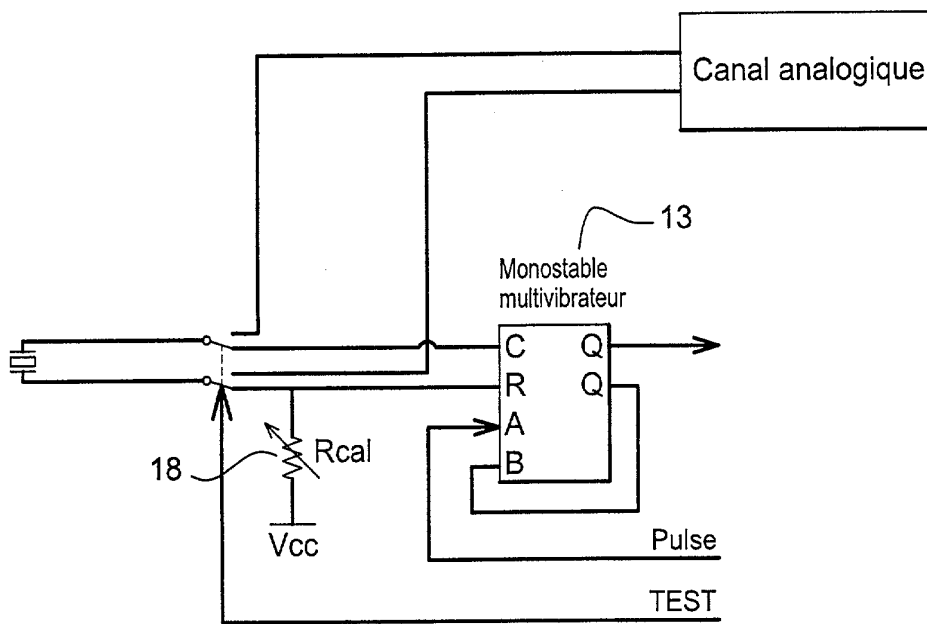


Fig. 8



**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**
établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 663802
FR 0550982

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 2003/140701 A1 (O'BRIEN EDWIN W ET AL) 31 juillet 2003 (2003-07-31) * abrégé * * alinéa [0007] - alinéa [0017] * * alinéa [0031] - alinéa [0051] * * alinéa [0055] * * figures 2-6 *	1-8	G01B17/04 G01B7/06
X	US 6 170 334 B1 (PAULSON PETER O) 9 janvier 2001 (2001-01-09) * abrégé * * colonne 3, ligne 2 - colonne 8, ligne 50 * * figures 1,2,5 *	1-8	
X	EP 0 518 508 A (HUGHES AIRCRAFT COMPANY) 16 décembre 1992 (1992-12-16) * abrégé * * page 3, ligne 50 - page 4, ligne 55 * * figures 1,3,6 *	1-8	
X	US 6 192 759 B1 (SCHOESS JEFFREY N) 27 février 2001 (2001-02-27) * abrégé * * colonne 3, ligne 6 - colonne 5, ligne 57 * * figures 2,3,7,8 *	1-8	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) G01N G01M G01B G01L
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
23 décembre 2005		Kokkonen, J	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>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</p>		<p>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</p>	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0550982 FA 663802**

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 23-12-2005

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 2003140701 A1	31-07-2003	AU 5654501 A	17-12-2001
		BR 0111493 A	18-03-2003
		CA 2409016 A1	13-12-2001
		EP 1297331 A1	02-04-2003
		WO 0194934 A1	13-12-2001
		JP 3676780 B2	27-07-2005
		JP 2003536071 T	02-12-2003
		NO 20025865 A	06-12-2002
		NZ 522595 A	29-08-2003

US 6170334 B1	09-01-2001	AUCUN	

EP 0518508 A	16-12-1992	JP 5142105 A	08-06-1993
		US 5293555 A	08-03-1994

US 6192759 B1	27-02-2001	US 6014896 A	18-01-2000
