(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
22 mai 2014 (22.05.2014)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2014/076398 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F01D 17/06 (2006.01) *G01P 21/02* (2006.01)
F01D 21/00 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2013/052699

(22) Date de dépôt international :
12 novembre 2013 (12.11.2013)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1260802 13 novembre 2012 (13.11.2012) FR

(71) Déposant : **MICROTURBO** [FR/FR]; Chemin du Pont de Rupe, F-31200 Toulouse (FR).

(72) Inventeurs : **PASQUIER, Ludovic**; 11 Rue du Coteau, F-31150 Bruguieres (FR). **JOACHIM, Rémi**; 10 Rue du Vallon, F-31280 Dremil-lafage (FR).

(74) Mandataire : **GUERRE, Fabien**; Brevalex, 95, rue d'Amsterdam, F-75378 Paris Cedex 8 (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, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, 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, IR, IS, JP, KE, KG, 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, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, 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, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : DEVICE AND METHOD FOR PROTECTING AN AIRCRAFT TURBOMACHINE COMPUTER AGAINST SPEED MEASUREMENT ERRORS

(54) Titre : DISPOSITIF ET PROCEDE DE PROTECTION D'UN CALCULATEUR DE TURBO-MACHINE D'AERONEF CONTRE LES ERREURS DE MESURE DE VITESSE

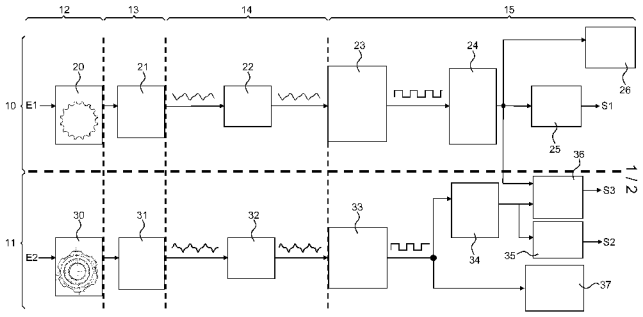


FIG. 1

(57) Abstract : The invention concerns a device for protecting an aircraft turbomachine computer against speed measurement errors comprising: • - on a speed control channel (10): a turbomachine gearbox shaft speed sensor (21), a speed measurement circuit (24), and a speed control circuit (26), • - on a monitoring channel (11): a turbomachine gas generator shaft speed sensor (31), a speed measurement circuit (34), and a control circuit (37) stopping the turbomachine, • in which each channel (10, 11) uses dissimilar characteristics capable of eliminating common-mode errors, in which each speed sensor delivers a pseudo-sinusoidal frequency signal and in which this device comprises, on each channel, a speed monitoring circuit (25, 35) that compares the frequency signal to a minimum threshold and that delivers an error signal when the measured frequency is lower than this minimum threshold, and a shared circuit (36) for cross-checking the speeds in order to detect the exceeding of a predefined discrepancy between the two frequencies such that the monitored discrepancy is greater than a maximum discrepancy or the monitored discrepancy is lower than a minimum discrepancy corresponding to the loss of a frequency period on one or other of the sensors (21, 31), and means for analysing said error signal and said signal indicating a predefined discrepancy has been exceeded in order to control the stopping of the turbomachine.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]

WO 2014/076398 A1

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

Publiée :

— *avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))*

L'invention concerne un dispositif de protection d'un calculateur de turbo-machine d'aéronef contre les erreurs de mesure de vitesse comprenant : - sur un canal de régulation de vitesse (10) : un capteur de vitesse de l'arbre de la boite d'engrenage de la turbo-machine (21), un circuit de mesure de vitesse (24), et un circuit de régulation de vitesse (26), • - sur un canal de surveillance (11) : un capteur de vitesse de l'arbre du générateur de gaz de la turbo-machine (31), un circuit de mesure de vitesse (34), et un circuit de commande de l'arrêt de la turbo-machine (37), • dans lequel chaque canal (10, 11) utilise des caractéristiques dissimilaires aptes à éliminer les erreurs de modes communs, dans lequel chaque capteur de vitesse délivre un signal de fréquence pseudo-sinusoïdal et dans lequel ce dispositif comprend, sur chaque canal un circuit de surveillance de vitesse (25, 35) qui effectue une comparaison du signal de fréquence à un seuil minimum et qui délivre un signal d'erreur lorsque la fréquence mesurée est inférieure à ce seuil minimum, et un circuit commun de vérification croisée des vitesses (36) pour détecter le dépassement d'un écart déterminé entre les deux fréquences tel que l'écart surveillé est supérieur à un écart maximum ou l'écart surveillé est inférieur à un écart minimum correspondant à la perte d'une période de fréquence sur l'un ou l'autre capteur (21, 31) et des moyens d'analyse de ces signaux d'erreur et de dépassement d'écart déterminé pour commander l'arrêt de la turbo-machine.

DISPOSITIF ET PROCEDE DE PROTECTION D'UN CALCULATEUR DE TURBO-MACHINE D'AERONEF CONTRE LES ERREURS DE MESURE DE VITESSE

DESCRIPTION

DOMAINE TECHNIQUE

L'invention concerne un dispositif et un procédé de protection d'un calculateur de turbo-machine, par exemple un groupe auxiliaire de puissance (APU), à bord d'un aéronef, par exemple un hélicoptère, contre les erreurs de mesure de vitesse.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE

Le domaine de l'invention est celui des turbo-machines d'aéronef, et plus particulièrement celui des calculateurs de turbo-machines d'aéronefs utilisés pour réguler le comportement de ces turbo-machines. De tels calculateurs peuvent réunir dans un même boîtier un canal de régulation et un canal de surveillance ou de protection contre les erreurs de mesure de vitesse, ce qui permet d'obtenir un coût plus économique et une masse plus faible qu'une solution dans laquelle ces canaux seraient installés dans deux boîtiers séparés.

Le canal de régulation a pour fonction de réguler la vitesse de la turbo-machine. Mais une défaillance de ce canal de régulation peut entraîner une survitesse de l'arbre de turbine. En effet, lors d'une rupture de cet arbre, la puissance fournie par les gaz à la turbine n'est plus absorbée par les équipements entraînés par cet arbre et la vitesse de rotation de la turbine s'accroit de façon extrêmement rapide. Une telle survitesse aboutit très rapidement à une rupture des parties tournantes et/ou à leur séparation d'avec le disque de turbine. Ces parties tournantes sont alors projetées violemment vers l'extérieur du fait de la force centrifuge et peuvent traverser le carter entourant la turbine, provoquant

des dégâts très importants dans le moteur, et pouvant même mettre en danger l'aéronef et ses passagers.

Le canal de surveillance à pour objet de prévenir les conséquences d'une telle survitesse. Le canal de surveillance comporte un organe électronique associé à un organe hydromécanique. L'organe électronique mesure la vitesse de rotation du rotor. Si l'organe électronique détecte une erreur de mesure de vitesse, il commande alors l'organe hydromécanique, qui coupe totalement l'alimentation en carburant de la turbo-machine.

De manière connue on mesure la vitesse de rotation de la turbine avec au moins deux capteurs indépendants, un pour le canal de régulation, l'autre pour le canal de surveillance. Les fréquences représentatives des vitesses de rotation de la boite d'engrenages et du générateur de gaz de la turbo-machine sont les variables primaires de régulation de la vitesse de rotation (régulation) et de la protection contre un départ en survitesse associé (surveillance).

Une analyse de sécurité ayant mis en évidence un lien direct entre ces fréquences et la mise en situation d'une survitesse de la turbo-machine, l'invention a pour objet de proposer un dispositif et un procédé de protection du calculateur de turbo-machine contre les erreurs de mesure de vitesse permettant de s'assurer de l'exactitude des mesures de fréquence afin notamment d'éviter toute mesure de vitesse sous-évaluée, en garantissant l'absence d'erreur de mode commun pouvant mener à une survitesse non protégée. Cette contrainte est imposée par la nécessité de garantir le niveau le plus haut de sécurité au sens de la norme ARP4754 FDAL A (catastrophique).

EXPOSÉ DE L'INVENTION

L'invention concerne un dispositif de protection d'un calculateur de turbo-machine d'aéronef contre les erreurs de mesure de vitesse comprenant :

- sur un canal de régulation de vitesse :
  - un capteur de vitesse de l'arbre de la boite d'engrenages de la turbo-machine,
  - un circuit de mesure de vitesse,
  - un circuit de régulation de vitesse,
- sur un canal de surveillance :
  - un capteur de vitesse de l'arbre du générateur de gaz de la turbo-machine,
  - un circuit de mesure de vitesse,
  - un circuit de commande de l'arrêt de la turbo-machine,

caractérisé en ce que chaque canal utilise des caractéristiques dissimilaires aptes à éliminer les erreurs de mode commun, en ce que chaque capteur de vitesse délivre un signal de fréquence pseudo-sinusoïdal et en ce que ce dispositif comprend, sur chaque canal un circuit de surveillance de vitesse qui effectue une comparaison du signal de fréquence à un seuil minimum et qui délivre un signal d'erreur lorsque la fréquence mesurée est inférieure à ce seuil minimum, et un circuit commun de vérification croisée des vitesses pour détecter le dépassement d'un écart déterminé entre les deux fréquences tel que l'écart surveillé est supérieur à un écart maximum ou l'écart surveillé est inférieur à un écart minimum correspondant à la perte d'une période de fréquence sur l'un ou l'autre capteur et des moyens d'analyse de ces signaux d'erreur et de dépassement d'écart déterminé pour commander l'arrêt de la turbo-machine.

Avantageusement les capteurs de vitesse sont des roues de technologies différentes et de nombres de dents différents.

Avantageusement les arbres sont des arbres différents tournant à des vitesses de rotation différentes.

Avantageusement les signaux des fréquences sont des signaux de fréquences différentes de telle sorte que la perte d'une période sur l'un des signaux ou même des deux signaux simultanément mène à un écart anormal entre les deux vitesses supérieur à l'accélération maximale d'un APU et très largement supérieur à l'écart de vitesse lors d'une torsion maximum de l'arbre.

Avantageusement les signaux de fréquence sont véhiculés sur des routages électriques différents.

Avantageusement les signaux de fréquence sont exploités par des cartes électroniques différentes.

Avantageusement le dispositif de l'invention comprend, sur chaque canal, un circuit de détection de rupture de câblage.

Avantageusement, la turbo-machine peut être un groupe auxiliaire de puissance (APU). L'invention peut concerner un aéronef, par exemple un hélicoptère, mettant en œuvre un tel dispositif.

L'invention concerne également un procédé de protection d'un calculateur de turbo-machine d'aéronef contre les erreurs de mesure de vitesse comprenant un générateur de gaz, un compresseur d'air, un boite d'engrenages et une unité de génération électrique, ce calculateur comprenant un canal de régulation de vitesse et un canal de surveillance, le canal de régulation de vitesse utilisant la fréquence d'un capteur de vitesse de l'arbre de la boite d'engrenages, le canal de surveillance utilisant la fréquence d'un capteur de vitesse de l'arbre du générateur de gaz,

caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :

- mesure d'un signal de fréquence sur chaque canal,
- contrôle de la cohérence de chaque signal de fréquence, par comparaison à un seuil minimum,

- comparaison de ces signaux de fréquence entre eux pour détecter l'écart entre les fréquences,

- arrêt de la turbo-machine en cas d'écart supérieur à une valeur déterminée.

Avantageusement la turbo-machine est stoppée en cas d'absence de signal de fréquence, sur au moins un canal, durant un temps déterminé après la commande de démarrage de la turbo-machine. Avantageusement la turbo-machine est stoppée en cas de perte de signal de fréquence en fonctionnement.

Avantageusement lorsque la fréquence minimum Fmin est atteinte et que les signaux semblent cohérents, les contrôles complémentaires suivants interviennent :

- Du côté canal de régulation, la turbo-machine est stoppée en cas de détection d'une variation invraisemblable de la vitesse, la perte confirmée d'une ou plusieurs périodes menant à cette détection, le canal de régulation constatant cette anomalie et stoppant la turbo-machine.
- Du côté canal de surveillance, la turbo-machine est stoppée en cas de détection de perte de dent sur le signal vitesse du canal de surveillance, le canal de surveillance constatant cette anomalie et stoppant la turbo-machine.

Avantageusement dans le cas où la fréquence minimum Fmin n'est pas atteinte, les contrôles complémentaires suivants interviennent :

- Du côté canal de régulation, la turbo-machine est stoppée en cas de détection du fait que la vitesse du canal de régulation n'a pas dépassé la sous-vitesse dans le délai imparti, le canal de régulation constatant cette anomalie et stoppant la turbo-machine.

BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

La figure 1 illustre le dispositif de protection d'un calculateur de turbo-machine d'aéronef contre les erreurs de mesure de vitesse, selon l'invention.

La figure 2 illustre un exemple de réalisation d'un circuit de mesure de vitesse du dispositif de l'invention.

EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PARTICULIERS

Le dispositif de protection d'un calculateur de turbo-machine d'aéronef contre les erreurs de mesure de vitesse selon l'invention, comme illustré sur la figure 1, comprend un canal de régulation de vitesse 10 et un canal de surveillance des erreurs de mesure de vitesse 11. Le canal de régulation 10 mesure, en entrée E1, la vitesse de rotation de l'arbre de la boite d'engrenages à l'aide d'un capteur de vitesse, par exemple un capteur magnétique 21 disposé au regard des dents d'une roue phonique 20 installée sur cet arbre.

Le canal de surveillance 11 mesure, en entrée E2, la vitesse de rotation de l'arbre du générateur de gaz de la turbo-machine à l'aide d'un capteur de vitesse, par exemple un capteur magnétique 31 disposé au regard des dents d'une roue phonique 30 installée sur cet arbre. Ces deux canaux générant des fréquences différentes, on effectue un contrôle de cohérence 36 des deux fréquences ainsi générées à l'intérieur du canal de surveillance 11.

La figure 1 illustre les différents circuits du dispositif de l'invention disposés respectivement dans la turbo-machine 12, dans le capteur 13, dans le câblage 14 et dans l'unité de commande électronique (ECU) 15, pour les deux canaux 10 et 11.

Dans le canal de régulation 10, le dispositif de l'invention comprend :

- une roue phonique 20,

- un capteur de vitesse 21 de l'arbre de la boite d'engrenages de la turbo-machine qui délivre un signal de fréquence pseudo-sinusoïdal pouvant atteindre au maximum 35 volts crête-crête,

- un circuit 22 de câblage qui véhicule ce signal pseudo-sinusoïdal,

- un circuit 23, détaillé en figure 2, de mise en forme de ce signal pseudo-sinusoïdal, qui délivre un signal de fréquence carré variant entre les deux niveaux 0 et 5 volts, et détecte une éventuelle rupture du câblage,

- un circuit de mesure de vitesse 24 qui délivre une mesure de vitesse en tours/minute,

- un circuit de surveillance de vitesse 25 qui effectue une comparaison à un seuil minimum, vérifie le dépassement de la sous-vitesse dans un délai imparti, surveille une variation invraisemblable de la vitesse, et qui délivre éventuellement un signal S1 de détection de problème de vitesse,

- un circuit de régulation de vitesse 26.

Dans le canal de surveillance 11, le dispositif de l'invention comprend :

- une roue phonique 30 de technologie, d'axe de rotation, de vitesse de rotation et de nombre de dents différents de ceux de la roue phonique 20,

- un capteur de vitesse 31 de l'arbre du générateur de gaz de la turbo-machine, qui délivre un signal de fréquence pseudo-sinusoïdal, différente de celle du capteur 21, pouvant atteindre au maximum 35 volts crête-crête,

- un circuit de câblage 32 qui véhicule ce signal pseudo-sinusoïdal par l'utilisation d'un harnais électrique spécifique ayant un routage différent de celui du circuit 22,

- un circuit 33 de mise en forme de ce signal pseudo-sinusoïdal, différent de celui du circuit 23, qui délivre un signal de fréquence carré variant entre les deux niveaux 0 et 5 volts, et détecte une éventuelle rupture du câblage,

- un circuit de mesure de vitesse 34 qui délivre une mesure de vitesse en tours/minute différente de celle du circuit 24,

- un circuit de surveillance de vitesse 35 qui effectue une comparaison à un seuil minimum et qui délivre éventuellement un signal S2 de détection de problème de vitesse,

- un circuit 36 de vérification croisée des vitesses obtenues par les circuits 24 et 34, qui permet de détecter un écart anormal entre ces deux vitesses, en détectant la perte d'une période sur l'un des deux signaux ou même des deux signaux simultanément, qui mène à un écart anormal entre les deux vitesses supérieur à l'accélération maximale d'un APU très largement supérieur à l'écart de vitesse lors de la torsion maximale de l'arbre, et qui délivre un signal S3 de détection de vérification croisée des vitesses issues des deux canaux 10 et 11,

- un circuit 37 de commande éventuelle de l'arrêt de la turbo-machine en cas de détection de survitesse, ou en cas de détection de perte de dent sur le signal vitesse.

Le fonctionnement du dispositif de l'invention est le suivant :

Si les deux capteurs de vitesse 21 et 31 ne fournissent pas de signal :

- du côté du canal de régulation 10, la turbo-machine est stoppée par le circuit 25 en cas de détection d'absence de signal de fréquence durant un temps déterminé, par exemple 3 secondes, après la commande de démarrage de la turbo-machine ou d'une perte du signal de fréquence en fonctionnement. Si le canal de régulation 10 constate une de ces anomalies, il stoppe la turbo-machine.

- du côté du canal de surveillance 11, la turbo-machine est stoppée par le Circuit 35, en cas de détection d'absence de signal de fréquence durant un temps déterminé, par exemple 3 secondes, après la commande de démarrage de la turbo-machine ou d'une perte du signal de fréquence en

fonctionnement. Si le canal de surveillance 11 constate une de ces anomalies, il stoppe la turbo-machine.

En fonctionnement et passé un seuil minimum de fréquence (Fmin) sur l'un ou l'autre des capteurs de vitesse 21 et 31, comme vérifié dans les circuits 25 et 35, les fréquences mesurées sont comparées dans le circuit 36 afin de détecter le dépassement d'un écart anormal dimensionné comme suit :

- l'écart surveillé est supérieur à un écart maximum mécaniquement constaté,
- l'écart surveillé est inférieur à un écart correspondant à la perte d'une période de fréquence sur l'un ou l'autre des capteurs 21 et 31.

Cet écart anormal garantit qu'une des mesures est incohérente. Le dispositif de l'invention met alors la turbo-machine en sécurité en coupant l'alimentation en carburant via un moyen de coupure spécifique du canal de surveillance 11.

Si le capteur de vitesse 21 du canal de régulation 10 ne donne pas de fréquence ou donne une fréquence sous évaluée (perte de périodes sur le signal) le canal de surveillance 11 fonctionne normalement. Lorsque le capteur 31 atteint la fréquence minimum Fmin, le canal de surveillance 11 constate un écart anormal et stoppe la turbo-machine.

Si le capteur de vitesse 31 du canal de surveillance 11 ne donne pas de fréquence ou donne une fréquence sous-évaluée (perte de périodes sur le signal) le canal de régulation 10 fonctionne normalement. Lorsque le capteur 21 atteint la fréquence minimum Fmin, le canal de surveillance 11 constate un écart anormal et stoppe la turbo-machine.

Si les deux capteurs de vitesse 21 et 31 donnent une fréquence sous-évaluée (perte de périodes sur les signaux de fréquence) on a les trois cas suivants :

- Cas 1 : La fréquence Fmin est atteinte et les signaux sont perçus comme incohérents. Le canal de surveillance 11 constate un écart et stoppe la turbo-machine.

- Cas 2 : La fréquence Fmin est atteinte et les signaux semblent cohérents (sur certaines combinaisons de perte d'impulsions). Dans ce cas les contrôles complémentaires suivants interviennent :

- Du côté canal de régulation 10, la turbo-machine est stoppée en cas de détection d'une variation invraisemblable de la vitesse (basée sur les accélérations/décélération maximum). La perte confirmée d'une ou plusieurs périodes mène à cette détection (cela couvre toute configuration de perte d'impulsions durant le fonctionnement). Le canal de régulation 10 constate cette anomalie et stoppe la turbo-machine.

- Du côté canal de surveillance 11, la turbo-machine est stoppée en cas de détection de perte de dent sur le signal vitesse du canal de surveillance 11 (on surveille une anomalie sur la périodicité du signal fréquentiel et on détecte une période anormalement longue). Le canal de surveillance 11 constate cette anomalie et stoppe la turbo-machine.

- Cas 3 : La fréquence Fmin n'est pas atteinte, dans ce cas les contrôles complémentaires suivants interviennent :

- Du côté canal de régulation 10 la turbo-machine est stoppée en cas de détection du fait que la vitesse du canal de régulation 10 n'a pas dépassé la sous-vitesse dans le délai imparti (avec une fréquence > Fmin). Le canal de régulation 10 constate cette anomalie et stoppe la turbo-machine.

Il faut remarquer qu'en utilisant seulement deux capteurs de vitesse 21 et 31 de technologie identique, mais indépendants, on garantit, grâce à l'invention, un niveau d'intégrité de la mesure de vitesse compatible des exigences applicables aux fonctions dont les erreurs peuvent avoir des effets catastrophiques, en particulier les erreurs de mode commun aux deux canaux 10 et 11. L'expérience montre que certains fonctionnement erronés ont causé la

défaillance simultanée des canaux de régulation et de surveillance. Ces erreurs dites de « mode commun » annulent l'indépendance des deux canaux si des précautions adéquates ne sont pas prises.

La figure 2 illustre un exemple de réalisation du circuit de mesure de signal 23. Ce circuit comprend un amplificateur opérationnel à hystérésis (300 mV centré sur 2,5 volts) recevant le signal d'entrée ayant traversé un filtre passe-bas 40 dont l'entrée est reliée à un pont de résistances suivi de deux capacités C1 et C2 dont le point milieu est relié à deux diodes D1 et D2 reliées à la masse, et dont la sortie est reliée à une porte 45 pour délivrer un signal carré (O – 5 volts) par écrêtage du signal pseudo-sinusoïdal d'entrée. Un second filtre passe-bas 42 délivre une sortie DC (Test ohmique, détectant une éventuelle rupture du câblage). Un troisième filtre passe-bas 43 suivi d'un condensateur C3 et d'un quatrième filtre passe-bas 44 délivre une sortie DC (Niveau signal AC), une diode D3 reliant l'entrée du quatrième filtre passe-bas à la masse.

Dans un exemple de réalisation certains circuits peuvent être réalisés en logiciel, tels les circuits 24 et 25. Certains circuits peuvent être réalisés sous la forme de circuits dédiés (FPGA), tels les circuits 33, 34 et 37.

REVENDICATIONS

1. Dispositif de protection d'un calculateur de turbo-machine d'aéronef contre les erreurs de mesure de vitesse comprenant :

- sur un canal de régulation de vitesse (10) :
  - un capteur de vitesse de l'arbre de la boite d'engrenage de la turbo-machine (21),
  - un circuit de mesure de vitesse (24),
  - un circuit de régulation de vitesse (26),
- sur un canal de surveillance (11) :
  - un capteur de vitesse de l'arbre du générateur de gaz de la turbo-machine (31),
  - un circuit de mesure de vitesse (34),
  - un circuit de commande de l'arrêt de la turbo-machine (37),

caractérisé en ce que chaque canal (10, 11) utilise des caractéristiques dissimilaires aptes à éliminer les erreurs de mode commun, en ce que chaque capteur de vitesse délivre un signal de fréquence pseudo-sinusoïdal et en ce que ce dispositif comprend, sur chaque canal un circuit de surveillance de vitesse (25, 35) qui effectue une comparaison du signal de fréquence à un seuil minimum et qui délivre un signal d'erreur lorsque la fréquence mesurée est inférieure à ce seuil minimum, et un circuit commun de vérification croisée des vitesses (36) pour détecter le dépassement d'un écart déterminé entre les deux fréquences tel que l'écart surveillé est supérieur à un écart maximum ou l'écart surveillé est inférieur à un écart minimum correspondant à la perte d'une période de fréquence sur l'un ou l'autre capteur (21, 31) et des moyens d'analyse de ces signaux d'erreur et de dépassement d'écart déterminé pour commander l'arrêt de la turbo-machine.

2. Dispositif selon la revendication 1, dans lequel les capteurs de vitesse sont des roues de technologies différentes et de nombres de dents différents.

3. Dispositif selon la revendication 1, dans lequel les arbres sont des arbres différents tournant à des vitesses de rotation différente.

4. Dispositif selon la revendication 1, dans lequel les signaux de fréquence sont des signaux de fréquences différentes de telle sorte que la perte d'une période sur l'un des signaux ou même des deux signaux simultanément mène à un écart anormal entre les deux vitesses supérieur à l'accélération maximale d'un groupe auxiliaire de puissance et très largement supérieur à l'écart de vitesse lors d'une torsion maximum de l'arbre.

5. Dispositif selon la revendication 1, dans lequel les signaux de fréquence sont véhiculés sur des routages électriques différents.

6. Dispositif selon la revendication 1, dans lequel les signaux de fréquence sont exploités par des cartes électroniques différentes.

7. Dispositif selon la revendication 1, qui comprend un dispositif selon la revendication 1, qui comprend sur chaque canal un circuit de détection de rupture de câblage (23, 33).

8. Dispositif selon la revendication 1, dans lequel la turbo-machine est un groupe auxiliaire de puissance.

9. Aéronef mettant en oeuvre un dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes.

10. Procédé de protection d'un calculateur de turbo-machine d'aéronef contre les erreurs de mesure de vitesse comprenant un générateur de gaz, un compresseur d'air, une boite d'engrenages et une unité de génération électrique, ce calculateur comprenant un canal de régulation de vitesse et un canal de surveillance, le canal de régulation utilisant la fréquence d'un capteur de vitesse de l'arbre de la boite d'engrenages, le canal de surveillance utilisant la fréquence d'un capteur de vitesse de l'arbre du générateur de gaz,
caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :

- mesure d'un signal de fréquence sur chaque canal,
- contrôle de la cohérence de chaque signal de fréquence par comparaison à un seuil minimum,
- comparaison de ces signaux de fréquence entre eux pour détecter l'écart entre les fréquences,
- arrêt de la turbo-machine en cas d'un écart supérieur à une valeur déterminée.

11. Procédé selon la revendication 10, dans lequel la turbo-machine est stoppée en cas d'absence de signal de fréquence, sur au moins un canal, durant un temps déterminé après la commande de démarrage de la turbo-machine.

12. Procédé selon la revendication 10, dans lequel la turbo-machine est stoppée en cas de perte de signal de fréquence en fonctionnement.

13. Procédé selon la revendication 10, dans lequel lorsque la fréquence minimum Fmin est atteinte et que les signaux semblent cohérents, les contrôles complémentaires suivants interviennent :

- du côté canal de régulation (10), la turbo-machine est stoppée en cas de détection d'une variation invraisemblable de la vitesse, la perte confirmée d'une ou plusieurs périodes menant à cette détection, le canal de régulation (10) constatant cette anomalie et stoppant la turbo-machine,
- du côté canal de surveillance (11), la turbo-machine est stoppée en cas de détection de perte de dent sur le signal vitesse du canal de surveillance (11), le canal de surveillance (11) constatant cette anomalie et stoppant la turbo-machine.

14. Procédé selon la revendication 10 dans lequel, dans le cas où la fréquence minimum Fmin n'est pas atteinte, les contrôles complémentaires suivants interviennent :

- du côté canal de régulation (10) la turbo-machine est stoppée en cas de détection du fait que la vitesse du canal de régulation (10) n'a pas dépassé une sous-vitesse, avec une fréquence supérieure à la fréquence minimum Fmin, dans le délai imparti, le canal de régulation (10) constatant cette anomalie et stoppant la turbo-machine.

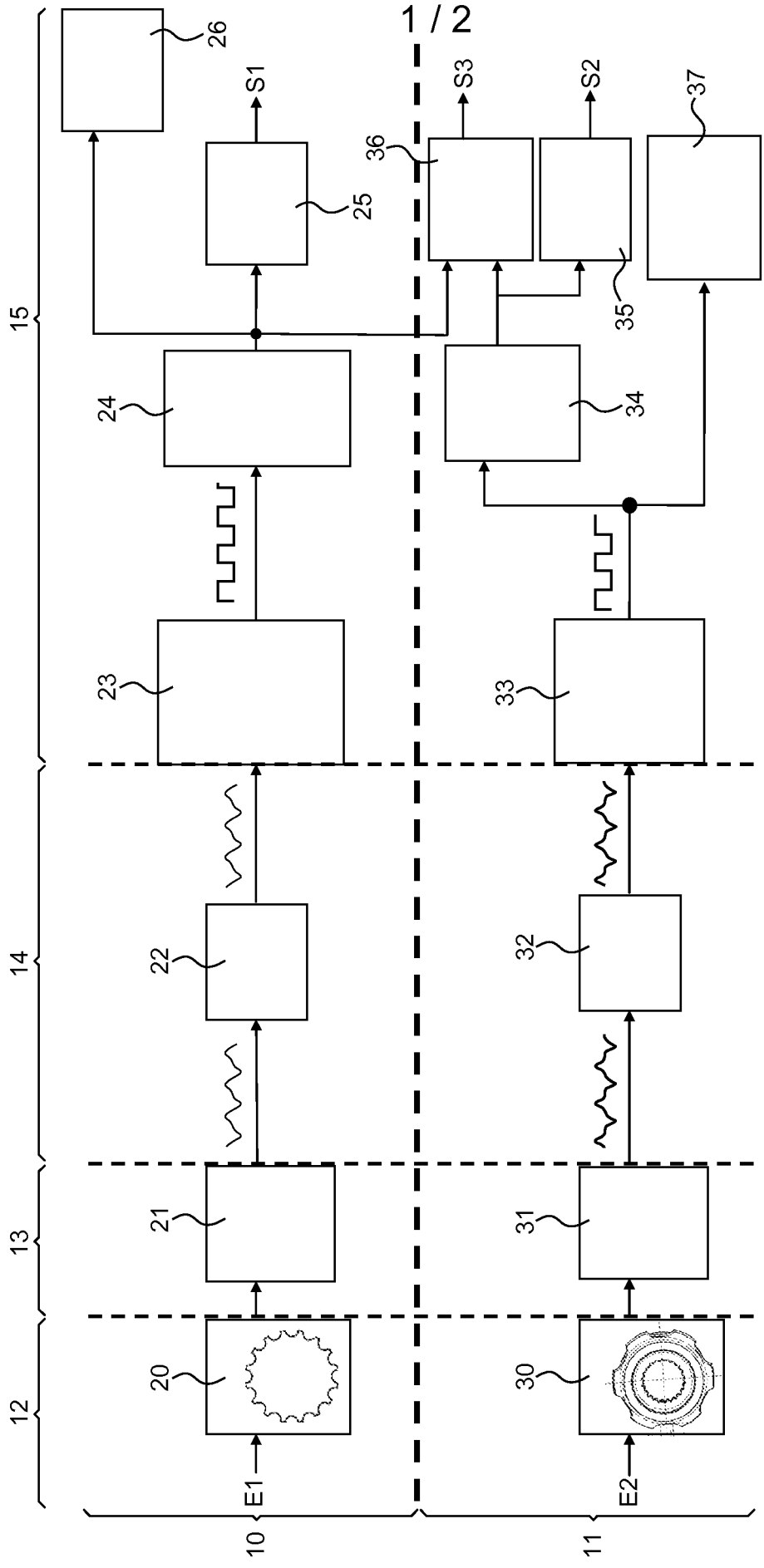

26
S1
S3
S2
37
36
25
35
15
24
34
23
33
14
22
32
13
21
31
12
20
30
E1
E2
10
11

FIG. 1

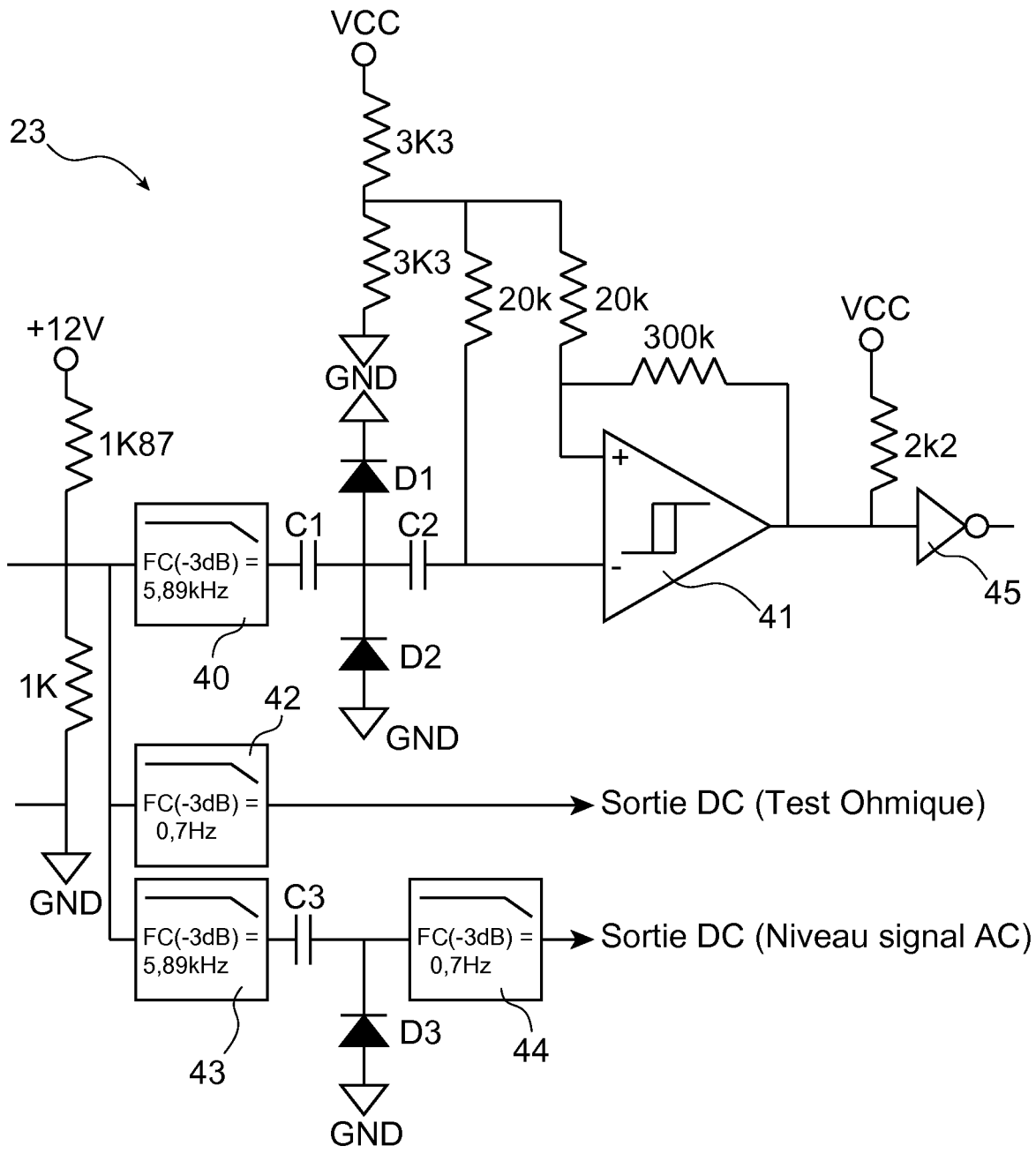

VCC
23
3K3
3K3
20k
20k
300k
VCC
+12V
GND
1K87
D1
2k2
C1
C2
FC(-3dB) =
5,89kHz
40
41
45
1K
D2
42
GND
FC(-3dB) =
0,7Hz
Sortie DC (Test Ohmique)
GND
C3
FC(-3dB) =
5,89kHz
FC(-3dB) =
0,7Hz
Sortie DC (Niveau signal AC)
D3
43
44
GND

FIG. 2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2013/052699

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. F01D17/06 F01D21/00 G01P21/02
ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
F01D G01P

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 2008/213084 A1 (ROSENFIELD RONALD H [US] ET AL) 4 September 2008 (2008-09-04) paragraphs [0011], [0012], [0013], [0017], [0068] - [0077], [0094] - [0098], [0101]; claims 4,6,7	1-14
Y	US 4 667 114 A (ROSSI ANTHONY J [US]) 19 May 1987 (1987-05-19) abstract column 6, line 16 - column 8, line 61	1-14
Y	US 3 859 006 A (RANDELL FORREST THOMSON) 7 January 1975 (1975-01-07) column 2, line 24 - column 2, line 49 column 4, line 36 - column 6, line 4	1-14

-/--

[X] Further documents are listed in the continuation of Box C.

[X] See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
4 February 2014	12/02/2014

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Felicetti, Christoph

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2013/052699

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 4 217 617 A (BEHRINGER DONALD F [US] ET AL) 12 August 1980 (1980-08-12) column 3, line 1 - column 4, line 30	1-14
Y	US 5 234 315 A (OGIHARA KUNIHIRO [JP] ET AL) 10 August 1993 (1993-08-10) column 2, line 58 - column 3, line 28 column 2, line 64 - column 3, line 21 column 4, paragraph 2	1-14
Y	US 6 176 074 B1 (THOMPSON ANDREW HAYES [CA] ET AL) 23 January 2001 (2001-01-23) column 2, line 33 - column 2, last line column 3, line 48 - column 4, line 28 column 6, line 1 - column 7, line 6 column 7, line 52 - column 7, last line	1-14
Y	US 2010/005657 A1 (VAN VACTOR DAVID R [US] ET AL) 14 January 2010 (2010-01-14) paragraphs [0029] - [0044]; figures 1,4,5	1-14
Y	US 6 480 780 B1 (SCHWAMM FRIEDRICH [DE]) 12 November 2002 (2002-11-12) column 1, line 1 - column 2, line 38 page 3, line 30 - page 3, line 47 column 5, paragraph 3	1-14
Y	FREDERICKSON T ET AL: "COMPARISON OF FAULT TOLERANT CONTROLLERS USED IN SAFETY APPLICATIONS", ISA TRANSACTIONS, INSTRUMENT SOCIETY OF AMERICA. PITTSBURGH, US, vol. 30, no. 4, 1 January 1991 (1991-01-01), pages 97-106, XP000275597, ISSN: 0019-0578, DOI: 10.1016/0019-0578(91)90013-U page 97 page 101; figure 5	1-14
Y	YEH Y C: "TRIPLE-TRIPLE REDUNDANT 777 PRIMARY FLIGHT COMPUTER", IEEE AEROSPACE APPLICATIONS CONFERENCE. PROCEEDINGS, XX, XX, vol. 1, 3 February 1996 (1996-02-03), pages 293-307, XP000603215, page 298 page 300 pages 302-303	1-14

-/--

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2013/052699

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	LI XIAOXUN ET AL: "A Comparison of SAE ARP 4754A and ARP 4754", PROCEDIA ENGINEERING, vol. 17, 1 January 2011 (2011-01-01), pages 400-406, XP055100005, ISSN: 1877-7058, DOI: 10.1016/j.proeng.2011.10.047 pages 403-404	1-14

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2013/052699

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2008213084 A1	04-09-2008	NONE	
US 4667114 A	19-05-1987	NONE	
US 3859006 A	07-01-1975	BE 800649 A1	01-10-1973
		DE 2328967 A1	20-12-1973
		ES 415714 A1	01-02-1976
		FR 2188868 A5	18-01-1974
		GB 1435300 A	12-05-1976
		IT 986432 B	30-01-1975
		JP S4962884 A	18-06-1974
		JP S5312036 B2	26-04-1978
		NL 7308090 A	11-12-1973
		US 3859006 A	07-01-1975
US 4217617 A	12-08-1980	ES 484251 A1	16-05-1980
		JP S5543283 A	27-03-1980
		JP S5918524 B2	27-04-1984
		PL 218239 A1	16-06-1980
		US 4217617 A	12-08-1980
		YU 189579 A	30-06-1982
US 5234315 A	10-08-1993	JP H04287803 A	13-10-1992
		US 5234315 A	10-08-1993
US 6176074 B1	23-01-2001	CA 2333996 A1	16-12-1999
		DE 69910022 D1	04-09-2003
		DE 69910022 T2	15-04-2004
		DE 69926923 D1	29-09-2005
		DE 69926923 T2	02-03-2006
		EP 1084328 A1	21-03-2001
		EP 1327751 A1	16-07-2003
		JP 2002517667 A	18-06-2002
		US 6176074 B1	23-01-2001
		US 2001000090 A1	05-04-2001
		WO 9964727 A1	16-12-1999
US 2010005657 A1	14-01-2010	CA 2665798 A1	10-01-2010
		DE 102009025772 A1	14-01-2010
		GB 2461608 A	13-01-2010
		JP 2010019248 A	28-01-2010
		US 2010005657 A1	14-01-2010
US 6480780 B1	12-11-2002	CA 2336045 A1	09-11-2000
		DE 19919504 A1	22-03-2001
		EP 1092177 A1	18-04-2001
		ES 2230117 T3	01-05-2005
		US 6480780 B1	12-11-2002
		WO 0067080 A1	09-11-2000

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2013/052699

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. F01D17/06 F01D21/00 G01P21/02
ADD.

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
F01D G01P

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	US 2008/213084 A1 (ROSENFIELD RONALD H [US] ET AL) 4 septembre 2008 (2008-09-04) alinéas [0011], [0012], [0013], [0017], [0068] - [0077], [0094] - [0098], [0101]; revendications 4,6,7	1-14
Y	US 4 667 114 A (ROSSI ANTHONY J [US]) 19 mai 1987 (1987-05-19) abrégé colonne 6, ligne 16 - colonne 8, ligne 61	1-14
Y	US 3 859 006 A (RANDELL FORREST THOMSON) 7 janvier 1975 (1975-01-07) colonne 2, ligne 24 - colonne 2, ligne 49 colonne 4, ligne 36 - colonne 6, ligne 4	1-14

-/--

[X] Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

[X] Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent

"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date

"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)

"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens

"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

"X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

"Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
4 février 2014	12/02/2014

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Felicetti, Christoph

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2013/052699

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	US 4 217 617 A (BEHRINGER DONALD F [US] ET AL) 12 août 1980 (1980-08-12) colonne 3, ligne 1 - colonne 4, ligne 30	1-14
Y	US 5 234 315 A (OGIHARA KUNIHIRO [JP] ET AL) 10 août 1993 (1993-08-10) colonne 2, ligne 58 - colonne 3, ligne 28 colonne 2, ligne 64 - colonne 3, ligne 21 colonne 4, alinéa 2	1-14
Y	US 6 176 074 B1 (THOMPSON ANDREW HAYES [CA] ET AL) 23 janvier 2001 (2001-01-23) colonne 2, ligne 33 - colonne 2, dernière ligne colonne 3, ligne 48 - colonne 4, ligne 28 colonne 6, ligne 1 - colonne 7, ligne 6 colonne 7, ligne 52 - colonne 7, dernière ligne	1-14
Y	US 2010/005657 A1 (VAN VACTOR DAVID R [US] ET AL) 14 janvier 2010 (2010-01-14) alinéas [0029] - [0044]; figures 1,4,5	1-14
Y	US 6 480 780 B1 (SCHWAMM FRIEDRICH [DE]) 12 novembre 2002 (2002-11-12) colonne 1, ligne 1 - colonne 2, ligne 38 page 3, ligne 30 - page 3, ligne 47 colonne 5, alinéa 3	1-14
Y	FREDERICKSON T ET AL: "COMPARISON OF FAULT TOLERANT CONTROLLERS USED IN SAFETY APPLICATIONS", ISA TRANSACTIONS, INSTRUMENT SOCIETY OF AMERICA. PITTSBURGH, US, vol. 30, no. 4, 1 janvier 1991 (1991-01-01), pages 97-106, XP000275597, ISSN: 0019-0578, DOI: 10.1016/0019-0578(91)90013-U page 97 page 101; figure 5	1-14
Y	YEH Y C: "TRIPLE-TRIPLE REDUNDANT 777 PRIMARY FLIGHT COMPUTER", IEEE AEROSPACE APPLICATIONS CONFERENCE. PROCEEDINGS, XX, XX, vol. 1, 3 février 1996 (1996-02-03), pages 293-307, XP000603215, page 298 page 300 pages 302-303	1-14

-/--

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2013/052699

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	LI XIAOXUN ET AL: "A Comparison of SAE ARP 4754A and ARP 4754", PROCEDIA ENGINEERING, vol. 17, 1 janvier 2011 (2011-01-01), pages 400-406, XP055100005, ISSN: 1877-7058, DOI: 10.1016/j.proeng.2011.10.047 pages 403-404 -----	1-14

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/FR2013/052699

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2008213084 A1	04-09-2008	AUCUN	
US 4667114 A	19-05-1987	AUCUN	
US 3859006 A	07-01-1975	BE 800649 A1	01-10-1973
		DE 2328967 A1	20-12-1973
		ES 415714 A1	01-02-1976
		FR 2188868 A5	18-01-1974
		GB 1435300 A	12-05-1976
		IT 986432 B	30-01-1975
		JP S4962884 A	18-06-1974
		JP S5312036 B2	26-04-1978
		NL 7308090 A	11-12-1973
		US 3859006 A	07-01-1975
US 4217617 A	12-08-1980	ES 484251 A1	16-05-1980
		JP S5543283 A	27-03-1980
		JP S5918524 B2	27-04-1984
		PL 218239 A1	16-06-1980
		US 4217617 A	12-08-1980
		YU 189579 A	30-06-1982
US 5234315 A	10-08-1993	JP H04287803 A	13-10-1992
		US 5234315 A	10-08-1993
US 6176074 B1	23-01-2001	CA 2333996 A1	16-12-1999
		DE 69910022 D1	04-09-2003
		DE 69910022 T2	15-04-2004
		DE 69926923 D1	29-09-2005
		DE 69926923 T2	02-03-2006
		EP 1084328 A1	21-03-2001
		EP 1327751 A1	16-07-2003
		JP 2002517667 A	18-06-2002
		US 6176074 B1	23-01-2001
		US 2001000090 A1	05-04-2001
		WO 9964727 A1	16-12-1999
US 2010005657 A1	14-01-2010	CA 2665798 A1	10-01-2010
		DE 102009025772 A1	14-01-2010
		GB 2461608 A	13-01-2010
		JP 2010019248 A	28-01-2010
		US 2010005657 A1	14-01-2010
US 6480780 B1	12-11-2002	CA 2336045 A1	09-11-2000
		DE 19919504 A1	22-03-2001
		EP 1092177 A1	18-04-2001
		ES 2230117 T3	01-05-2005
		US 6480780 B1	12-11-2002
		WO 0067080 A1	09-11-2000