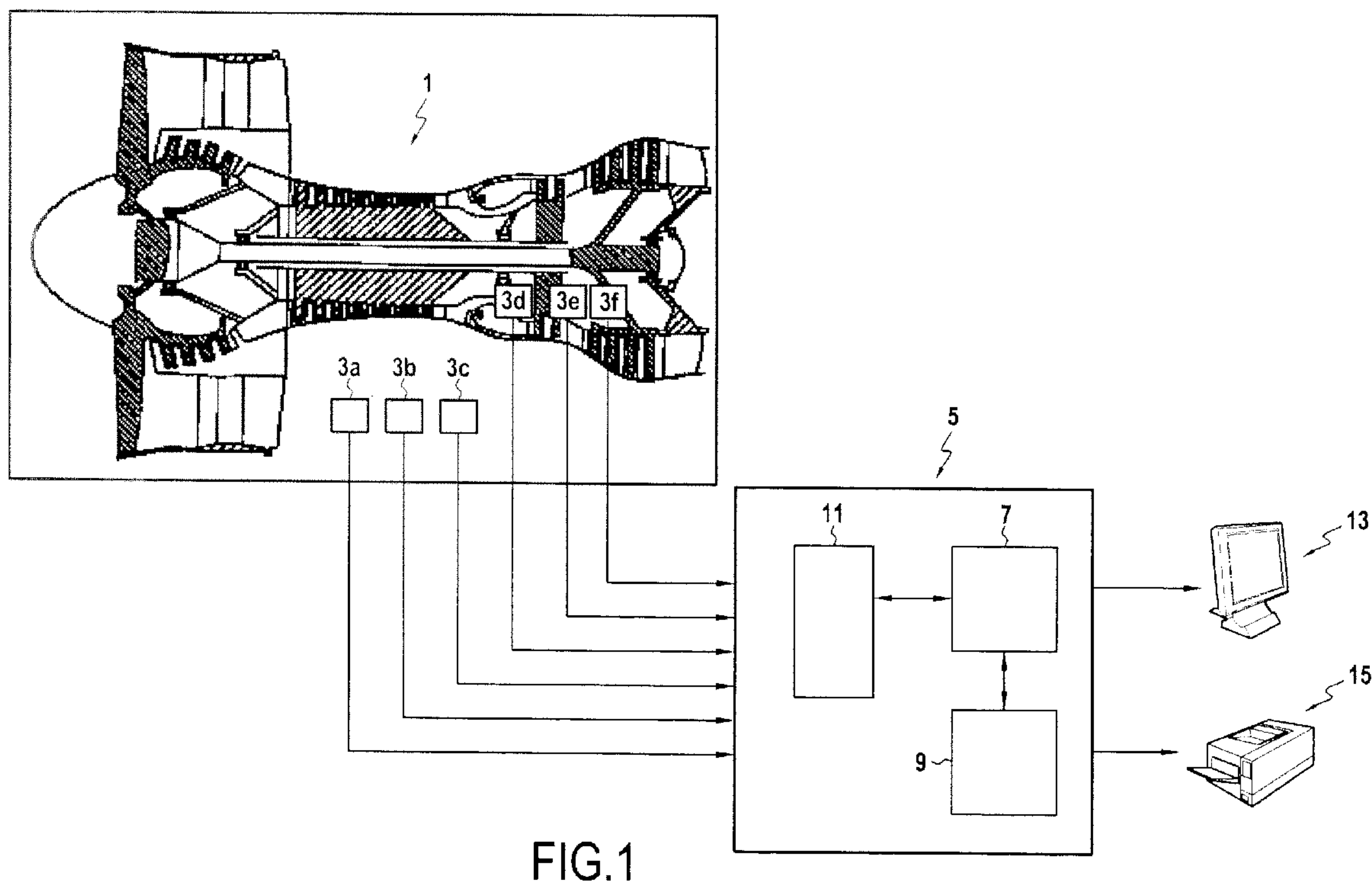




(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2009/12/14
 (87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2010/07/08
 (85) Entrée phase nationale/National Entry: 2011/06/09
 (86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2009/052511
 (87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2010/076469
 (30) Priorité/Priority: 2008/12/15 (FR0858609)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *G05B 23/02* (2006.01)
 (71) Demandeur/Applicant:
SNECMA, FR
 (72) Inventeur/Inventor:
LACAILLE, JEROME, FR
 (74) Agent: GOUDREAU GAGE DUBUC

(54) Titre : IDENTIFICATION DE DEFAILLANCES DANS UN MOTEUR D'AERONEF
 (54) Title: IDENTIFICATION OF DEFECTS IN AN AIRCRAFT ENGINE



(57) Abrégé/Abstract:

L'invention concerne un procédé et un système d'identification de défaillances dans un moteur (1) d'aéronef comportant: des moyens (5) pour définir un ensemble d'indicateurs standardisés représentatifs du fonctionnement dudit moteur (1) d'aéronef; des

(57) **Abrégé(suite)/Abstract(continued):**

moyens (5) pour construire un vecteur d'anomalie représentatif d'un comportement dudit moteur (1) en fonction dudit ensemble d'indicateurs standardisés; des moyens (5) pour sélectionner en cas d'anormalité révélée par ledit vecteur d'anomalie, un sous-ensemble de vecteurs de références ayant des directions appartenant à un voisinage déterminé de la direction dudit vecteur d'anomalie, ledit sous-ensemble de vecteurs de références étant sélectionné parmi un ensemble de vecteurs de références associés à des défaillances dudit moteur d'aéronef et déterminé selon des critères établis par expertise; et des moyens (5) pour identifier les défaillances associées audit sous- ensemble de vecteurs de références.

(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
8 juillet 2010 (08.07.2010)

(10) Numéro de publication internationale
WO 2010/076469 A1

(51) Classification internationale des brevets :
G05B 23/02 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2009/052511

(22) Date de dépôt international :
14 décembre 2009 (14.12.2009)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0858609 15 décembre 2008 (15.12.2008) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) :
SNECMA [FR/FR]; 2, boulevard du Général Martial
Valin, F-75015 Paris (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : LACAILLE,
Jérôme [FR/FR]; 51, rue du Général Leclerc, F-93110
Rosny Sous Bois (FR).

(74) Mandataires : JOLY, Jean-Jacques et al.; Cabinet
BEAU DE LOMENIE, 158, rue de l'Université, F-75340
Paris Cedex 07 (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, 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, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

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

(54) Title : IDENTIFICATION OF DEFECTS IN AN AIRCRAFT ENGINE

(54) Titre : IDENTIFICATION DE DEFAILLANCES DANS UN MOTEUR D'AERONEF

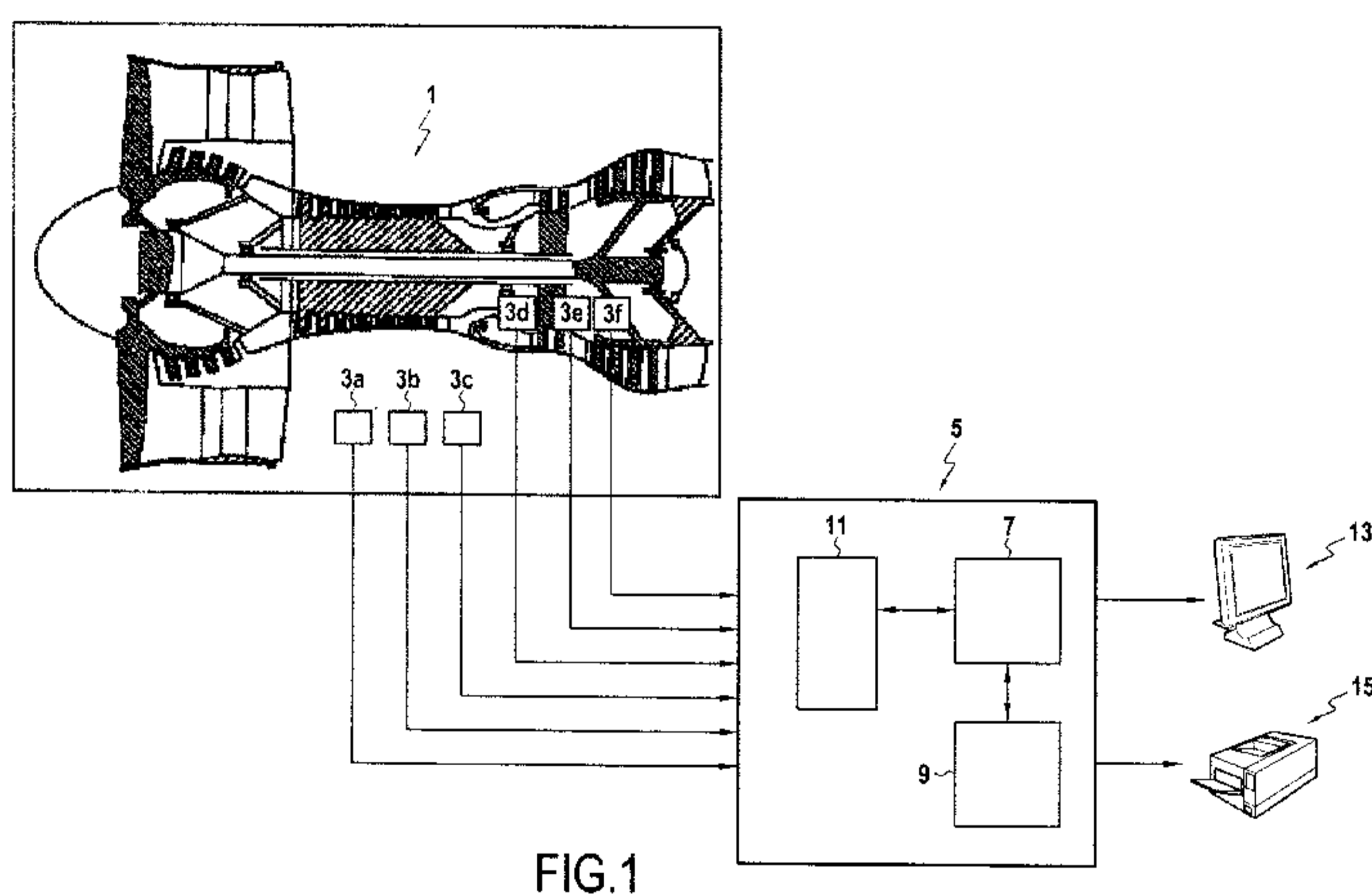


FIG.1

(57) Abstract : The invention relates to a method and system for identifying defects in an aircraft engine (1), comprising: means (5) for defining a set of standardized indicators representative of the operation of the aircraft engine (1); means (5) for constructing an anomaly vector representative of engine (1) behaviour as a function of the set of standardized indicators; means (5), used when an abnormality is revealed by the anomaly vector, for selecting a subset of reference vectors having directions belonging to a pre-determined neighbourhood of the direction of the anomaly vector, said subset of reference vectors being selected from among a set of reference vectors associated with aircraft engine defects and determined according to criteria established by expert assessment; and means (5) for identifying the defects associated with said subset of reference vectors.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]

WO 2010/076469 A1 

L'invention concerne un procédé et un système d'identification de défaillances dans un moteur (1) d'aéronef comportant: des moyens (5) pour définir un ensemble d'indicateurs standardisés représentatifs du fonctionnement dudit moteur (1) d'aéronef; des moyens (5) pour construire un vecteur d'anomalie représentatif d'un comportement dudit moteur (1) en fonction dudit ensemble d'indicateurs standardisés; des moyens (5) pour sélectionner en cas d'anormalité révélée par ledit vecteur d'anomalie, un sous-ensemble de vecteurs de références ayant des directions appartenant à un voisinage déterminé de la direction dudit vecteur d'anomalie, ledit sous-ensemble de vecteurs de références étant sélectionné parmi un ensemble de vecteurs de références associés à des défaillances dudit moteur d'aéronef et déterminé selon des critères établis par expertise; et des moyens (5) pour identifier les défaillances associées audit sous- ensemble de vecteurs de références.

Identification de défaillances dans un moteur d'aéronef.

Domaine de l'invention

La présente invention se rapporte au domaine de surveillance
5 d'un moteur d'aéronef. En particulier, l'invention concerne une
identification de défaillances et détection de composants fautifs dans un
moteur d'aéronef.

Dans de nombreuses industries, telles que l'aéronautique ou le
spatial, il est important de pouvoir identifier les défaillances d'un moteur
10 d'aéronef à partir des mesures décrivant l'état instantané du moteur pour
éventuellement déduire le composant physique en faute. Cependant, ces
mesures temporelles sont exprimées en unités physiques différentes et
peuvent varier de vol en vol de façon quelconque ce qui complique
l'analyse et le traitement de ces mesures.

15 Il existe des outils de « scoring » qui cherchent à substituer à
des mesures temporelles pouvant être exprimées en unités différentes,
des scores de qualités. Ces outils sont basés sur des calculs de
vraisemblances conduisant à des systèmes de maîtrise de qualité.
Cependant, les outils de « scoring » sont difficiles à appliquer dans un
20 domaine multi-varié tel que la surveillance d'un moteur d'aéronef. De plus,
ces scores correspondent à des valeurs relatives qui ne peuvent pas être
facilement transformées dans un environnement réel compréhensible par
les experts moteur.

Par ailleurs, il existe des outils de classification ou de
25 labellisation qui en général accompagnent des solutions de maîtrise
statistique de procédés industriels. Toutefois, ces outils de classification
doivent être calibrés sur des bases de données de fautes de tailles
conséquentes très difficiles à obtenir, très coûteuses, et qui réclament un
important temps de calcul. Particulièrement, ces outils de classification
30 sont extrêmement difficiles à appliquer dans le domaine des moteurs

d'aéronefs. En effet, heureusement il y a très peu de vraies pannes dans un moteur d'aéronef et donc il est très difficile de construire une grande base de données de défaillances.

5 Objet et résumé de l'invention

La présente invention concerne un procédé d'identification de défaillances dans un moteur d'aéronef comportant les étapes suivantes :

- définir un ensemble d'indicateurs standardisés représentatifs du fonctionnement dudit moteur d'aéronef,
- 10 -construire un vecteur d'anomalie représentatif d'un comportement dudit moteur en fonction dudit ensemble d'indicateurs standardisés,
- sélectionner en cas d'anormalité révélée par ledit vecteur d'anomalie, un sous-ensemble de vecteurs de références ayant des directions appartenant à un voisinage déterminé de la direction dudit vecteur
- 15 d'anomalie, ledit sous-ensemble de vecteurs de références étant sélectionné parmi un ensemble de vecteurs de références associés à des défaillances dudit moteur d'aéronef et déterminé selon des critères établis par expertise, et
- identifier les défaillances associées audit sous-ensemble de vecteurs de
- 20 références.

Ce procédé permet une interprétation facile des vecteurs d'anomalies et de références qui correspondent à des signatures représentées dans un référentiel physique compréhensible par des experts du moteur. De plus, il est possible de s'appuyer sur un recueil de

25 connaissances auprès des experts, et non pas sur une très couteuse et difficile à construire base de données de défaillances ou de fautes. Ceci permet d'identifier les défaillances de manière compréhensible et rapide à moindre coût.

Selon un aspect de la présente invention, la sélection dudit

30 sous-ensemble de vecteurs de références comporte les étapes suivantes :

- 5 -calculer des distances géodésiques entre la direction dudit vecteur d'anomalie et les directions desdits vecteurs de références sur une sphère dans un espace de dimension égale au nombre d'indicateurs dudit ensemble d'indicateurs standardisés moins le nombre de relations linéaire entre ces indicateurs,
- 10 -comparer lesdites distances géodésiques deux-à-deux,
- classer les vecteurs de références selon un ordre croissant de leurs distances géodésiques par rapport audit vecteur d'anomalie, et
- former ledit sous-ensemble de vecteurs de références à partir des premiers vecteurs de références ayant un ordre de classement inférieur à un rang déterminé.

15 Ceci permet de facilement sélectionner les signatures des défaillances les plus proches même dans un espace de grande dimension en limitant la dimension du problème à un sous-espace engendré par les vecteurs de références sélectionnés.

Selon une particularité de la présente invention, ladite sphère est de rayon 1.

Selon un autre aspect de la présente invention, l'identification des défaillances comporte les étapes suivantes :

- 20 -définir pour chaque vecteur de référence, une probabilité d'occurrence a priori suivant des critères établis par expertise, et
- calculer pour chaque vecteur de référence, une probabilité d'occurrence a posteriori en fonction de ladite probabilité d'occurrence a priori et desdites distances géodésiques.

25 Ceci permet de facilement identifier les défaillances les plus probables.

Selon une particularité de la présente invention, ledit ensemble d'indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_n$ comporte des indicateurs $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_m$ identifiés suivant des critères établis par expertise.

Ainsi, l'expert moteur reste à tout moment capable d'interagir et d'interpréter les signatures d'anomalies.

Selon une autre particularité de la présente invention, ledit ensemble d'indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_n$ comporte en outre des
 5 indicateurs dynamiques construits en fonction des indicateurs à des instants présents et passés $\tilde{y}(t) = f(\tilde{y}(s); s \leq t)$ représentatifs des comportements temporels dudit moteur d'aéronef.

Ainsi, il est possible de capter le comportement dynamique et le mode d'évolution du moteur d'aéronef.

10 Avantageusement, la construction dudit vecteur d'anomalie comporte les étapes suivantes:

-former un vecteur indicateur \tilde{y} à partir dudit ensemble d'indicateurs,
 -construire ledit vecteur d'anomalie z en renormalisant ledit vecteur indicateur \tilde{y} selon la formule suivante :

15
$$z = \Sigma^{-1/2}(\tilde{y} - \mu),$$

où μ est la moyenne des vecteurs indicateurs et Σ est une matrice de covariance dont on calcule une pseudo-inverse Σ^{-1} et une racine $\Sigma^{-1/2}$ par décomposition en valeurs singulières.

20 Ceci permet de faciliter l'interprétation et les calculs en relation avec les vecteurs d'anomalies.

En outre, le procédé comporte les étapes suivantes :

-calculer une norme dudit vecteur d'anomalie selon une distance de Mahalanobis :

$$d^2 = \|z\|^2 = (\tilde{y} - \mu)^T \Sigma^{-1} (\tilde{y} - \mu),$$

25 -détecter une anomalie dudit moteur d'aéronef suivant un seuil de déclenchement défini en fonction de la distribution statistique de ladite norme du vecteur d'anomalie.

Ainsi, la norme du vecteur d'anomalie correspond à un score global représentatif d'un comportement anormal facile à détecter dans une distribution statistique connue qui peut être approximée par un χ^2 .

Avantageusement, ledit ensemble de vecteurs de références est
5 construit conformément à des comportements caricaturaux des indicateurs en cas d'anomalie.

Ainsi, les vecteurs de références peuvent être facilement construits tout en gardant une signification compréhensible pour les experts.

10 Le procédé selon l'invention comporte en outre les étapes suivantes :

- établir une grille de décision suivant des critères établis par expertise,
- déduire selon des règles bayésiennes des probabilités de défaillances par composant à partir desdites probabilités d'occurrences a posteriori et de
15 ladite grille de décision, et
- détecter des composants physiques fautifs qui sont responsables desdites défaillances selon lesdites probabilités de défaillances par composant.

Ceci permet de facilement remonter à l'équipement fautif permettant une maintenance rapide et efficace du moteur d'aéronef.

20 Ladite grille de décision peut être formée d'une matrice de probabilités conditionnelles qu'un composant soit fautif sachant qu'une défaillance est observée et d'une série de coefficients correspondants à des probabilités a priori des défaillances de chaque composant.

Ainsi, la grille de décision peut être facilement construite à
25 partir des connaissances des experts.

Avantageusement, ladite grille de décision est corroborée par un apprentissage automatique.

Ceci permet de construire une grille de décision plus précise et plus robuste.

L'invention vise également un système d'identification de défaillances dans un moteur d'aéronef comportant:

- des moyens pour définir un ensemble d'indicateurs standardisés représentatifs du fonctionnement dudit moteur d'aéronef,
- 5 -des moyens pour construire un vecteur d'anomalie représentatif d'un comportement dudit moteur en fonction dudit ensemble d'indicateurs standardisés,
- des moyens pour sélectionner en cas d'anormalité révélée par ledit vecteur d'anomalie, un sous-ensemble de vecteurs de références ayant
10 des directions appartenant à un voisinage déterminé de la direction dudit vecteur d'anomalie, ledit sous-ensemble de vecteurs de références étant sélectionné parmi un ensemble de vecteurs de références associés à des défaillances dudit moteur d'aéronef et déterminé selon des critères établis par expertise, et
- 15 -des moyens pour identifier les défaillances associées audit sous-ensemble de vecteurs de références.

L'invention vise aussi un programme d'ordinateur comportant des instructions pour la mise en œuvre du procédé d'identification de défaillances selon les étapes ci-dessus lorsqu'il est exécuté par des
20 moyens de traitement.

Brève description des dessins

D'autres particularités et avantages du dispositif et du procédé selon l'invention ressortiront mieux à la lecture de la description faite ci-
25 après, à titre indicatif mais non limitatif, en référence aux dessins annexés sur lesquels :

-la figure 1 illustre des moyens matériels mis en œuvre dans le système ou procédé d'identification de défaillances dans un moteur d'aéronef selon l'invention ;

-la figure 2 est un organigramme illustrant les étapes principales d'identification de défaillances du moteur d'aéronef de la figure 1 ; et

5 -la figure 3 est un organigramme illustrant les étapes principales de détection des composants fautifs dans le moteur d'aéronef de la figure 1.

Description détaillée de modes de réalisation

10 La figure 1 illustre des moyens matériels mis en œuvre dans le système ou procédé d'identification de défaillances dans un moteur d'aéronef 1 selon l'invention.

Ce système comprend plusieurs capteurs 3a-3f pour mesurer des données temporelles concernant le moteur 1 et son environnement. Le système comprend aussi des moyens de traitement 5 de l'information
15 tel un calculateur ou ordinateur pouvant être utilisé pour l'exécution d'un programme informatique conçu pour mettre en œuvre le procédé selon l'invention. Les moyens de traitement 5 comprennent les moyens matériels que l'on trouve habituellement dans un ordinateur. Plus particulièrement, ces moyens de traitement 5 comprennent une unité
20 centrale 7 qui exécute les séquences d'instructions du programme selon le procédé de l'invention, une mémoire centrale 9 qui stocke les données et programmes en cours d'exécution, des supports ou moyens de stockage 11 de données numériques conservant les données, des périphériques d'entrées (capteurs 3a-3f, clavier, souris, ...) ainsi que des périphériques
25 de sorties (écran 13, imprimante 15,...) pour percevoir le résultat de l'identification des défaillances.

Conformément à l'invention, la figure 2 illustre les étapes principales implémentées par les moyens de traitement 5 pour identifier les défaillances dans le moteur 1 d'aéronef.

A l'étape E1, les moyens de traitement 5 sont configurés pour recueillir et numériser au cours du temps des mesures temporelles acquises par les capteurs 3a-3f sur le moteur 1 d'aéronef et son environnement.

5 A l'étape E2, les moyens de traitement 5 sont configurés pour définir des indicateurs standardisés.

En effet, on peut calculer à partir des mesures temporelles des indicateurs $y_1, \dots, y_j, \dots, y_m$ spécifiques à des éléments du moteur 1. A titre d'exemple, un indicateur peut correspondre au délai nécessaire pour qu'un
10 arbre du moteur atteigne l'accélération maximale après chaque démarrage du moteur, un autre indicateur peut être le gradient des températures des gaz d'échappement du moteur, etc.

On notera que les indicateurs peuvent être spécifiques à des éléments physiques indiquant un élément particulier du moteur 1 ou à des
15 éléments logiques indiquant une tâche spécifique de tout un ensemble d'éléments du moteur 1.

Ces indicateurs $y_1, \dots, y_j, \dots, y_m$ peuvent être calculés suivant des critères d'expertise à partir par exemple, d'un document établi par les experts moteur appelé AMDEC (Analyse des modes de défaillance, de
20 leurs effets et de leur criticité). Ce document liste les défaillances, les équipements concernés, les causes, les conséquences, mais aussi les indicateurs calculés à partir des mesures précédentes permettant de relever le phénomène avec pour chacun une description des effets observés.

25 Ensuite, ces indicateurs $y_1, \dots, y_j, \dots, y_m$ peuvent être standardisés par exemple, par une technique classique de normalisation en fonction d'une moyenne et d'un écart-type calculés a priori sur une série de données précédemment numérisées.

En variante, on peut définir des indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_j, \dots, \tilde{y}_m$ indépendants vis-à-vis du contexte extérieur et qui prennent aussi en compte les relations d'interdépendances stochastiques entre les indicateurs eux-mêmes.

5 En effet, chaque mesure recueillie lors d'un vol est réalisée dans des conditions externes ou internes particulières. Ces conditions qui peuvent avoir un impact sur la lecture des indicateurs peuvent être mesurées et enregistrées en tant que données exogènes. Les conditions
10 externes peuvent comprendre les températures et pressions extérieures, l'attitude et la vitesse relative de l'avion, le lieu de vol (au dessus de la mer, le désert, la terre, etc.), les conditions météo (pluie, neige, gel, etc.), l'hygrométrie, etc. Les conditions internes peuvent concerner l'utilisation spécifique du moteur (vitesse de l'arbre, température des gaz
15 d'échappement, type du carburant, etc.). A titre d'exemple de données exogènes, la température d'huile juste avant le démarrage du moteur peut être considérée comme une donnée de contexte qui différencie deux types de démarrages (démarrage à froid ou démarrage à chaud).

Ainsi, on peut identifier à partir des mesures temporelles réalisées par les capteurs 3a-3f, un ensemble de données exogènes
20 $X = (x_1, \dots, x_n)$ représentatives du contexte extérieur intervenant sur les indicateurs $y_1, \dots, y_j, \dots, y_m$. Ceci peut être réalisé suivant des critères d'expertise par une analyse de dépendance qui permet de lister les données contextuelles liées aux indicateurs.

Ensuite, pour chaque indicateur, on construit une régression
25 des observations sur un espace engendré par les autres indicateurs, les données de contexte, des expressions issues de l'analyse des experts et d'autres fonctions implémentées par exemple, sous la forme d'un modèle à noyaux. L'espace construit, sur lequel on projette les observations est de bien plus grande dimension que le nombre d'indicateurs initiaux.

Autrement dit, on construit pour chaque indicateur donné y_j , un espace de projection $E^{(j)} = \sigma(Y^{(j)}, X)$. Cet espace de projection est engendré par l'ensemble de données exogènes $X = (x_1, \dots, x_h)$ et par des transformations analytiques d'un sous-ensemble d'indicateurs

5 $Y^{(j)} = (y_1, \dots, y_{j-1}, y_{j+1}, \dots, y_m)$ comprenant tous les indicateurs initiaux sauf l'indicateur donné y_j . Les transformations analytiques expriment des relations physiques entre les indicateurs et peuvent être définies par les experts. Ces transformations analytiques peuvent comporter en plus d'une transformation identité, des transformations ou fonctions linéaires ou non

10 linéaires apportant des informations sur des corrélations entre les différents indicateurs. Après, on calcule pour chaque indicateur donné y_j , un estimateur correspondant \hat{y}_j en projetant selon une technique de régression l'indicateur donné y_j sur l'espace de projection $E^{(j)} = \sigma(Y^{(j)}, X)$ formant de cette manière un ensemble d'estimateurs

15 $\hat{Y} = (\hat{y}_1, \dots, \hat{y}_j, \dots, \hat{y}_m)$.

Enfin, on peut normaliser chaque estimateur \hat{y}_j en fonction d'une valeur de référence de l'indicateur correspondant y_j et d'un résidu ou écart entre chaque estimateur donné \hat{y}_j et l'indicateur correspondant y_j pour former les indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_j, \dots, \tilde{y}_m$

20 représentatif du fonctionnement du moteur 1.

A partir de ces indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_j, \dots, \tilde{y}_m$ construits selon les méthodes ci-dessus ou par une toute autre méthode, il s'agit maintenant de diagnostiquer une anomalie puis de déduire une défaillance spécifique et éventuellement le composant physique concerné.

25 Cependant, avant de diagnostiquer des anomalies, il est possible en plus des indicateurs $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_m$ identifiés par expertise d'ajouter des indicateurs du passé immédiat (tendance, courbure, accélération,

forme...) pour capter aussi le comportement dynamique du moteur et donc son mode d'évolution.

En effet, l'observation successive des indicateurs peut engendrer une information dynamique sur les indicateurs. Etant donné
5 que les indicateurs standardisés peuvent être comparés (ce qui n'est pas le cas pour les indicateurs initiaux), il est possible de combiner de manière dynamique les indicateurs standardisés identifiés par expertise.

Ainsi, on peut définir un ensemble d'indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_n$ représentatifs des comportements temporels du moteur 1
10 d'aéronef et comportant des indicateurs $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_m$ identifiés par expertise et des indicateurs dynamiques construits en fonction des indicateurs $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_m$ identifiés par expertise à des instants présents et passés $\tilde{y}(t) = f(\tilde{y}(s); s \leq t)$.

L'étape E3 concerne la construction d'une signature d'anomalie
15 représentative du comportement du moteur 1. Plus particulièrement, les moyens de traitement 5 sont configurés pour construire un vecteur d'anomalie (ou une signature d'anomalie) en fonction de l'ensemble d'indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_n$.

La construction du vecteur d'anomalie peut être réalisé en
20 formant d'abord un vecteur indicateur \tilde{y} de dimension n à partir de l'ensemble d'indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_n$. Ensuite, on peut construire le vecteur d'anomalie standardisé z en renormalisant le vecteur indicateur \tilde{y} .

On notera que pour des indicateurs standardisés calculés par
25 des résidus obtenus selon une technique de minimisation des moindres carrés, le vecteur indicateur \tilde{y} peut être raisonnablement normalisé selon une distribution gaussienne multi-variée.

Plus particulièrement, on retranche la moyenne μ des vecteurs indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_n$ pour que le vecteur soit centré, on calcule la matrice de covariance Σ , et ensuite on forme le vecteur d'anomalie en redressant le vecteur indicateur \tilde{y} par la matrice de covariance Σ selon la formule suivante : $z = \Sigma^{-1/2}(\tilde{y} - \mu)$ en utilisant la racine d'une pseudo inverse de Σ calculée par décomposition en valeurs singulières $\Sigma = USU^T$ avec $U^T U = I$ et $S = \text{diag}(\sigma_1^2, \dots, \sigma_{n-k}^2, \tilde{0}, \dots)$. Ainsi, le vecteur d'anomalie standardisé z peut approximativement suivre une distribution gaussienne normale sur le complémentaire du noyau de Σ de dimension $k \geq 0$ identifié par les valeurs singulières considérées comme approximativement nulles.

L'étape E4, est un test d'anormalité. En effet, les moyens de traitement 5 sont configurés pour diagnostiquer si le vecteur ou signature d'anomalie révèle une anomalie.

Les signatures normales sont assez plates alors que les anormalités sont représentées par des variations importantes et facilement interprétables.

Ainsi, on peut détecter une anomalie en calculant la norme du vecteur d'anomalie par exemple, selon la distance de Mahalanobis exprimée par la formule suivante:

$$d^2 = \|z\|^2 = (\tilde{y} - \mu)^T \Sigma^{-1} (\tilde{y} - \mu),$$

où μ est la moyenne des vecteurs indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_n$ et Σ est la matrice de covariance.

Avantageusement, la distribution statistique de la distance de Mahalanobis est connue et peut être approximée par un $\chi^2_{(n-k)}$. Par ailleurs, les niveaux 3σ (σ étant l'écart-type) et 6σ par rapport à la valeur moyenne peuvent être directement obtenues par un calcul analytique. Par conséquent, il est facile de détecter une anormalité du moteur d'aéronef

suivant un seuil de déclenchement défini en fonction de la distribution statistique de la norme du vecteur d'anomalie.

Ainsi, la norme du vecteur d'anomalie peut être considérée comme un score global représentatif d'un comportement anormal facile à
5 détecter.

On notera qu'en cas d'anormalité, il est aussi possible de visualiser le type de défaillance en réalisant une projection deux-dimensionnelles des vecteurs d'anomalies.

A l'issue du test de l'étape E4, on passe bien entendu à l'étape
10 suivante E5 uniquement au cas où le vecteur d'anomalie révèle une anormalité.

L'étape E5 concerne la sélection des signatures de références correspondantes à des défaillances répertoriées du moteur d'aéronef.

Plus particulièrement, les moyens de traitement 5 sont
15 configurés pour sélectionner en cas d'anormalité révélée par le vecteur d'anomalie, un sous-ensemble de vecteurs ou signatures de références ayant des directions appartenant à un voisinage déterminé de la direction du vecteur d'anomalie. Le sous-ensemble de vecteurs de références est
20 sélectionné parmi un ensemble prédéterminé de vecteurs (ou signatures) de références associés à des défaillances du moteur d'aéronef et déterminé selon des critères établis par expertise.

L'ensemble de vecteurs de références peut être construit conformément à des comportements caricaturaux des indicateurs en cas
d'anomalie.

25 En effet, les experts, lors de la conception de l'AMDEC peuvent lister toutes sortes de défaillances possibles en attribuant à chaque défaillance une probabilité d'occurrence a priori et donnent des éléments suffisants pour définir le comportement caricatural des indicateurs en cas
d'anomalies. Le comportement caricatural est en général décrit de
30 manière informelle de la forme : « cette valeur est très élevée », « cette

autre valeur croît très lentement », « cela peut être faible lorsque la dernière valeur est élevée », et ainsi de suite.

Ces comportements caricaturaux peuvent être traduits de manière connue sous la forme de scores et conduisent à construire une
5 liste de défaillances connues. De plus, sous une hypothèse de contexte standard, cette liste permet de construire des exemples de défaillances classifiées. Ces exemples peuvent être mis sous forme de vecteurs qu'on normalise pour construire une matrice standardisée comportant sur
10 chaque ligne un vecteur de référence standardisé. De la sorte, l'AMDEC permet de définir des vecteurs de références décrivant de manière caricaturale les défaillances répertoriées dans un référentiel réel compréhensible par les experts du moteur. De plus, l'AMDEC permet de définir une probabilité d'occurrence a priori associée à chaque vecteur de référence.

15 On notera qu'étant donné que les définitions de défaillances sont caricaturales, on ne peut tenir compte que de la direction des vecteurs de références. Ainsi, la classification ou la sélection du sous-ensemble de vecteurs de références peut être réalisée en comparant le vecteur d'anomalie aux vecteurs de références sur une $(n-k-1)$ -sphère
20 dans un espace vectoriel de dimension $n-k$ égale au nombre d'indicateurs de l'ensemble d'indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_n$ moins le nombre de relations linéaire k entre ces indicateurs.

Ceci peut être réalisé en calculant des distances géodésiques entre la projection du vecteur d'anomalie et les projections des vecteurs
25 de références sur la sphère. En effet, le calcul des distances entre des vecteurs perd tout sens dans un espace de dimension supérieur à cinq.

Plus particulièrement, on calcule les distances géodésiques entre la direction du vecteur d'anomalie et les directions des vecteurs de références sur la sphère. Ainsi, la direction du vecteur d'anomalie peut

être comparée aux directions des vecteurs de référence par un calcul de distance géodésique sur une sphère de rayon 1.

La distance géodésique θ^2 entre le vecteur d'anomalie z et un vecteur de référence standardisé t (standard template, en anglais) peut être approximée suivant un produit scalaire normalisé selon la formule suivante :

$$\theta_t^2 \approx 2 \left(1 - \frac{t^T \cdot z}{\|t\| \|z\|} \right)$$

Bien entendu, on ne peut pas utiliser la notion de distance en tant que paramètre de distribution dans un espace de dimension élevée.

Cependant, on peut comparer ces distances géodésiques deux-à-deux ce qui permet de classer les vecteurs de références par exemple, selon un ordre croissant de leurs distances géodésiques par rapport au vecteur d'anomalie. Alors, on peut former le sous-ensemble de vecteurs de références à partir des premiers vecteurs de références ayant un ordre de classement inférieur à un rang déterminé. Par exemple, on peut choisir les premiers 3, 4 ou 5 vecteurs de références pour former un sous-ensemble de quelques vecteurs de références représentatifs des défaillances les plus probables.

A l'étape E6, les moyens de traitement 5 sont configurés pour identifier les défaillances associées au sous-ensemble de vecteurs de références sélectionné précédemment.

Plus particulièrement, les distances géodésiques servent à identifier les défaillances les plus probables. En effet, comme il est toujours possible de sélectionner les principaux vecteurs de références les plus proches du vecteur d'anomalie, on peut limiter le modèle de probabilité sur la sous-sphère correspondante de plus petite dimension et utiliser les distances géodésiques pour calculer une probabilité d'occurrence locale a posteriori. On utilise pour cela un modèle de

mélange de gaussiennes sur la sphère. Le rayon des gaussiennes dépend des a priori des experts.

Ainsi, on peut calculer pour chaque vecteur de référence, une probabilité d'occurrence a posteriori $P(f)$ de défaillance f en fonction
 5 d'une probabilité d'occurrence a priori pour chaque défaillance f définie par expertise lors de la conception de l'AMDEC et les distances géodésiques utilisées pour le classement du sous-ensemble de vecteurs de références.

La probabilité d'occurrence a posteriori $P(f)$ peut être calculée
 10 selon un modèle de probabilité paramétré par un coefficient de pondération λ_t défini par expertise pour chaque vecteur de référence t , selon la formule suivante :

$$\sum_t \lambda_t \exp(-\theta_t^2 / 2\sigma_t^2),$$

où θ_t est la distance géodésique entre le vecteur d'anomalie z et le
 15 vecteur de référence t ; et σ_t^2 est calculé selon la probabilité d'occurrence a priori associée au vecteur de référence t .

Ainsi, la norme d^2 du vecteur d'anomalie indique le niveau d'anormalité et la distance géodésique θ^2 permet d'identifier les défaillances les plus probables. Ceci est réalisé en s'appuyant sur un
 20 recueil des connaissances auprès des experts, et non pas sur une base de données de défaillances.

La figure 3 illustre les étapes principales implémentées par les moyens de traitement 5 pour détecter les composants fautifs dans le moteur 1 d'aéronef.

25 En effet, après avoir identifié les défaillances en calculant pour chacune une probabilité d'occurrence, on peut utiliser cette dernière pour détecter les composants fautifs. Pour cela on exploite une grille de décision définie par expertise et donnant pour chacun des composants

physiques analysés une probabilité de faute quand une défaillance précise est observée.

Ainsi, à l'étape E7, les moyens de traitement 5 sont configurés pour établir une grille de décision suivant des critères établis par expertise. La grille de décision peut être formée d'une matrice $Q = (q_{f,c})$ de probabilités conditionnelles $q_{f,c} = P(c/f)$ qu'un composant c soit fautif, sachant qu'une défaillance f est observée et d'une série de coefficients correspondants à des probabilités a priori des défaillances de chaque composant c . La matrice $Q = (q_{f,c})$ est une matrice positive symétrique.

Par ailleurs, on notera que la grille de décision peut être corroborée en lançant un apprentissage automatique. Le rôle principal de cet apprentissage se limite uniquement à vérifier les expertises évitant ainsi la construction d'une base de données.

A l'étape E8, les moyens de traitement 5 sont configurés pour déduire selon des règles bayésiennes des probabilités $P(c)$ de défaillances par composant c à partir des probabilités d'occurrences a posteriori $P(f)$ et de la grille de décision $Q = (q_{f,c})$.

Ainsi, pour chaque composant c , on peut estimer une probabilité de défaillance $P(c)$ donnée par la formule suivante :

$$P(c) = \frac{\beta_c \sum_f (2q_{f,c} - 1) P(f)}{\sum_f (2q_{f,c} - 1) P(f)}$$
 où β_c est un coefficient de normalisation qui correspond à une occurrence a priori du composant fautif. Par ailleurs, le résultat de la formule est tronqué entre 0 et 1.

Finalement, à l'étape E9, les moyens de traitement 5 sont configurés pour détecter des composants physiques fautifs qui sont responsables des défaillances selon les probabilités de défaillances par composant calculées à l'étape précédente.

On notera que lorsqu'une anomalie est détectée, le calcul à l'étape E6 des probabilités d'occurrences a posteriori $P(f)$ de défaillances

permet de facilement schématiser la probabilité de chaque défaillance sur une table ou une image. En outre, la détection des composants fautifs de l'étape E9 permet de construire une autre image où chaque défaillance est remplacée par un nom réel du composant. Ces images peuvent alors être
5 facilement consultées par les experts.

Ainsi, la présente invention permet d'abord de diagnostiquer une anomalie pour ensuite classifier les défaillances associées à cette anomalie en utilisant une méthode ouverte interprétable par les experts moteurs.

10 De plus, le découplage de la détection d'anormalité et de la classification des défaillances permet de détecter de nouveaux types de défaillances non répertoriées par les experts, de les analyser et de les entrer à leur tour dans la liste des défaillances possibles.

Par ailleurs, selon une implémentation préférée, les différentes
15 étapes du procédé selon l'invention sont exécutées au moyen d'instructions de code de programme.

En conséquence, l'invention vise aussi un produit programme d'ordinateur, ce programme étant susceptible d'être mis en œuvre dans les moyens de traitement ou un système informatique, ce programme
20 comportant des instructions de code adaptées à la mise en œuvre d'un procédé selon l'invention tel que décrit ci-dessus.

Ce programme peut utiliser n'importe quel langage de programmation, et être sous la forme de code source, code objet, ou de code intermédiaire entre code source et code objet, tel que dans une
25 forme partiellement compilée, ou dans n'importe quelle autre forme souhaitable.

L'invention vise aussi un support d'informations lisible par un ordinateur, et comportant des instructions d'un programme d'ordinateur tel que mentionné ci-dessus.

Le support d'informations peut être n'importe quelle entité ou dispositif capable de stocker le programme. Par exemple, le support peut comporter un moyen de stockage, tel qu'une ROM, par exemple un CD ROM ou une ROM de circuit microélectronique, ou un autre moyen
5 d'enregistrement.

D'autre part, le support d'informations peut être un support transmissible tel qu'un signal électrique ou optique, qui peut être acheminé via un câble électrique ou optique, par radio ou par d'autres
moyens.

10 Alternativement, le support d'informations peut être un circuit intégré dans lequel le programme est incorporé, le circuit étant adapté pour exécuter ou pour être utilisé dans l'exécution du procédé en question.

REVENDEICATIONS

1. Procédé pour identifier des défaillances dans un moteur (1) d'aéronef, caractérisé en ce qu'il comporte les étapes suivantes :
- recueillir par des capteurs (3a-3f) des mesures temporelles sur ledit
5 moteur (1) d'aéronef et son environnement,
 - calculer par des moyens de traitement (5) à partir desdites mesures temporelles des indicateurs spécifiques à des éléments dudit moteur (1) d'aéronef,
 - définir par les moyens de traitement (5) à partir desdits indicateurs
10 spécifiques un ensemble d'indicateurs standardisés représentatifs du fonctionnement dudit moteur (1) d'aéronef,
 - construire par les moyens de traitement (5) un vecteur d'anomalie représentatif d'un comportement dudit moteur (1) en fonction dudit ensemble d'indicateurs standardisés,
 - 15 -sélectionner par les moyens de traitement (5) en cas d'anormalité révélée par ledit vecteur d'anomalie, un sous-ensemble de vecteurs de références ayant des directions appartenant à un voisinage déterminé de la direction dudit vecteur d'anomalie, ledit sous-ensemble de vecteurs de références étant sélectionné parmi un ensemble de vecteurs de références associés à
20 des défaillances dudit moteur (1) d'aéronef et déterminé selon des critères établis par expertise, et
 - identifier par les moyens de traitement (5) les défaillances associées audit sous-ensemble de vecteurs de références,
 - et en ce que la sélection dudit sous-ensemble de vecteurs de références
25 comporte :
 - calculer par les moyens de traitement (5) des distances géodésiques entre la projection dudit vecteur d'anomalie et les projections desdits vecteurs de références sur une sphère dans un espace de dimension égale au nombre d'indicateurs dudit ensemble d'indicateurs standardisés moins
30 le nombre de relations linéaire entre ces indicateurs,

- comparer par les moyens de traitement (5) lesdites distances géodésiques deux-à-deux,
 - classer par les moyens de traitement (5) les vecteurs de références selon un ordre croissant de leurs distances géodésiques par rapport audit
 - 5 vecteur d'anomalie, et
 - former par les moyens de traitement (5) ledit sous-ensemble de vecteurs de références à partir des premiers vecteurs de références ayant un ordre de classement inférieur à un rang déterminé.
- 10 2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que ladite sphère est de rayon 1.
3. Procédé selon la revendication 1 ou la revendication 2, caractérisé en ce qu'il comporte les étapes suivantes :
- 15 -définir par les moyens de traitement (5) pour chaque vecteur de référence, une probabilité d'occurrence a priori suivant des critères établis par expertise,
 - calculer par les moyens de traitement (5) pour chaque vecteur de référence, une probabilité d'occurrence a posteriori en fonction de ladite
 - 20 probabilité d'occurrence a priori et desdites distances géodésiques.
4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que ledit ensemble d'indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_m$ comporte des indicateurs $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_n$ identifiés par les moyens de traitement (5) suivant des
- 25 critères établis par expertise.
5. Procédé selon la revendication 4, caractérisé en ce que ledit ensemble d'indicateurs standardisés $\tilde{y}_1, \dots, \tilde{y}_m$ comporte en outre des indicateurs dynamiques construits par les moyens de traitement (5) en fonction des

indicateurs à des instants présents et passés $\tilde{y}(t) = f(\tilde{y}(s); s \leq t)$ représentatifs des comportements temporels dudit moteur d'aéronef.

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que la construction dudit vecteur d'anomalie comporte :

-former par les moyens de traitement (5) un vecteur indicateur \tilde{y} à partir dudit ensemble d'indicateurs,

-construire par les moyens de traitement (5) ledit vecteur d'anomalie z en renormalisant ledit vecteur indicateur \tilde{y} selon la formule suivante :

$$z = \Sigma^{-1/2}(\tilde{y} - \mu),$$

où μ est la moyenne des vecteurs indicateurs et $\Sigma^{-1/2}$ est la racine d'une pseudo-inverse Σ^{-1} d'une matrice de covariance Σ .

7. Procédé selon la revendication 6, caractérisé en ce qu'il comporte les étapes suivantes :

-calculer par les moyens de traitement (5) une norme dudit vecteur d'anomalie selon une distance de Mahalanobis :

$$d^2 = \|z\|^2 = (\tilde{y} - \mu)^T \Sigma^{-1} (\tilde{y} - \mu),$$

-détecter par les moyens de traitement (5) une anomalie dudit moteur d'aéronef suivant un seuil de déclenchement défini en fonction de la distribution statistique de ladite norme du vecteur d'anomalie.

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce que ledit ensemble de vecteurs de références est construit conformément à des comportements caricaturaux des indicateurs en cas d'anomalie.

9. Procédé selon la revendication 3, caractérisé en ce qu'il comporte en outre :

-établir par les moyens de traitement (5) une grille de décision suivant des critères établis par expertise,

5 -déduire par les moyens de traitement (5) selon des règles bayésiennes des probabilités de défaillances par composant à partir desdites probabilités d'occurrences a posteriori et de ladite grille de décision, et

10 -détecter par les moyens de traitement (5) des composants physiques fautifs qui sont responsables desdites défaillances selon lesdites probabilités de défaillances par composant.

10. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce que ladite grille de décision est formée d'une matrice de probabilités conditionnelles qu'un composant soit fautif, sachant qu'une défaillance est observée et d'une
15 série de coefficients correspondants à des probabilités a priori des défaillances de chaque composant.

11. Procédé selon la revendication 9 ou la revendication 10, caractérisé en ce que ladite grille de décision est corroborée par un apprentissage
20 automatique.

12. Système d'identification de défaillances dans un moteur (1) d'aéronef, caractérisé en ce qu'il comporte:

25 -des capteurs (3a-3f) pour recueillir des mesures temporelles sur ledit moteur (1) d'aéronef et son environnement,

-des moyens (5) pour calculer à partir desdites mesures temporelles des indicateurs spécifiques à des éléments dudit moteur (1) d'aéronef,-des moyens (5) pour définir à partir desdits indicateurs spécifiques un ensemble d'indicateurs standardisés représentatifs du fonctionnement
30 dudit moteur (1) d'aéronef,

- des moyens (5) pour construire un vecteur d'anomalie représentatif d'un comportement dudit moteur (1) en fonction dudit ensemble d'indicateurs standardisés,
- des moyens (5) pour sélectionner en cas d'anormalité révélée par ledit vecteur d'anomalie, un sous-ensemble de vecteurs de références ayant des directions appartenant à un voisinage déterminé de la direction dudit vecteur d'anomalie, ledit sous-ensemble de vecteurs de références étant sélectionné parmi un ensemble de vecteurs de références associés à des défaillances dudit moteur d'aéronef et déterminé selon des critères établis par expertise, et
- des moyens (5) pour identifier les défaillances associées audit sous-ensemble de vecteurs de références et en ce que les moyens pour sélectionner le sous-ensemble de vecteurs de références comportent :
 - des moyens (5) pour calculer des distances géodésiques entre la projection dudit vecteur d'anomalie et les projections desdits vecteurs de références sur une sphère dans un espace de dimension égale au nombre d'indicateurs dudit ensemble d'indicateurs standardisés moins le nombre de relations linéaire entre ces indicateurs,
 - des moyens (5) pour comparer lesdites distances géodésiques deux-à-deux,
 - des moyens (5) pour classer les vecteurs de références selon un ordre croissant de leurs distances géodésiques par rapport audit vecteur d'anomalie, et
 - des moyens (5) pour former ledit sous-ensemble de vecteurs de références à partir des premiers vecteurs de références ayant un ordre de classement inférieur à un rang déterminé.

13. Système selon la revendication 12, caractérisé en ce qu'il comporte :

-des moyens (5) pour définir pour chaque vecteur de référence, une probabilité d'occurrence a priori suivant des critères établis par expertise,
-des moyens (5) pour calculer pour chaque vecteur de référence, une probabilité d'occurrence a posteriori en fonction de ladite probabilité
5 d'occurrence a priori et desdites distances géodésiques.

14. Système selon la revendication 12, caractérisé en ce qu'il comporte en outre :

-des moyens (5) pour établir une grille de décision suivant des critères
10 établis par expertise,

-des moyens (5) pour déduire selon des règles bayésiennes des probabilités de défaillances par composant à partir desdites probabilités d'occurrences a posteriori et de ladite grille de décision, et

-des moyens (5) pour détecter des composants physiques fautifs qui sont
15 responsables desdites défaillances selon lesdites probabilités de défaillances par composant.

15. Programme d'ordinateur comportant des instructions pour la mise en œuvre du procédé d'identification de défaillances selon les revendications
20 1 à 11 lorsqu'il est exécuté par des moyens de traitement.

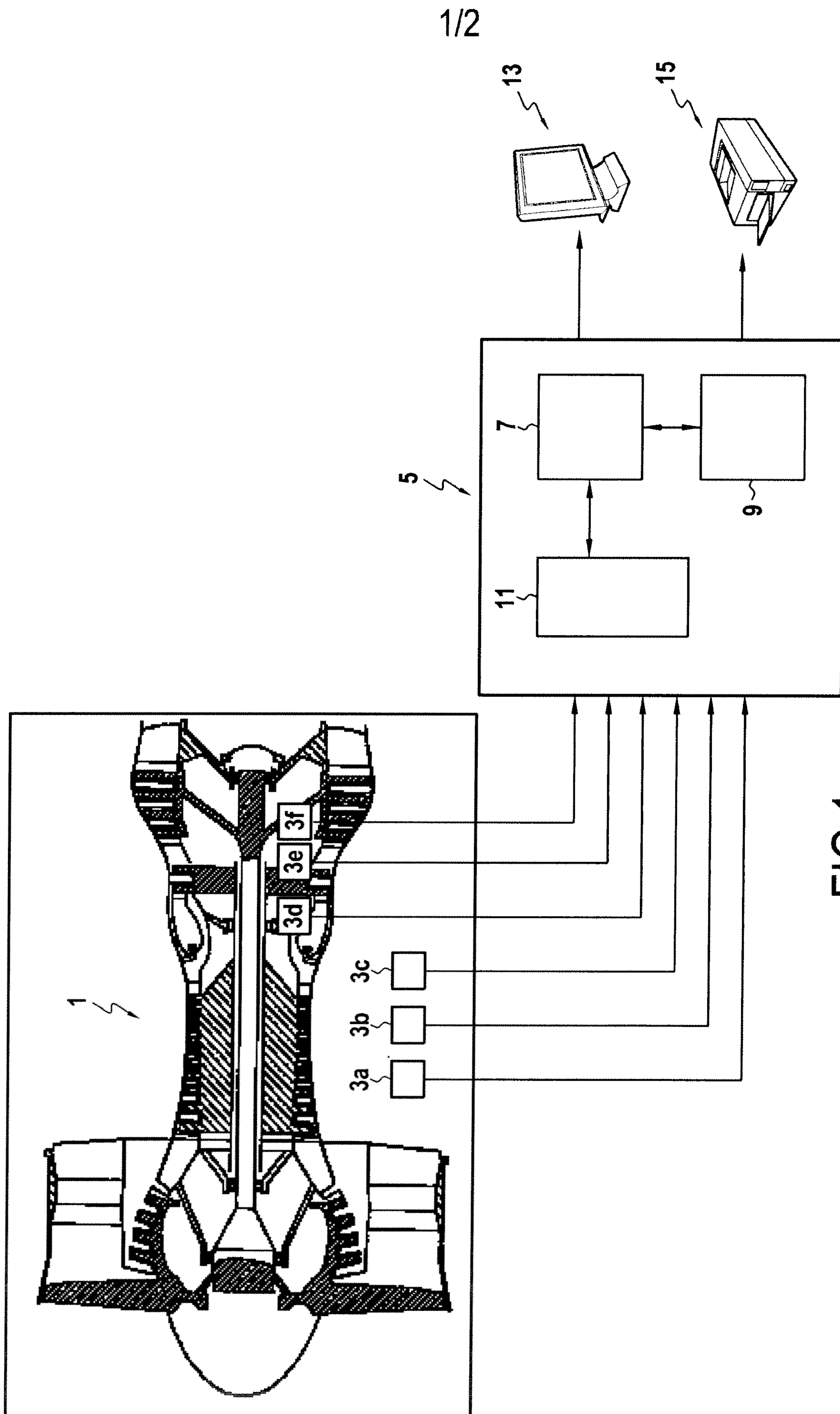
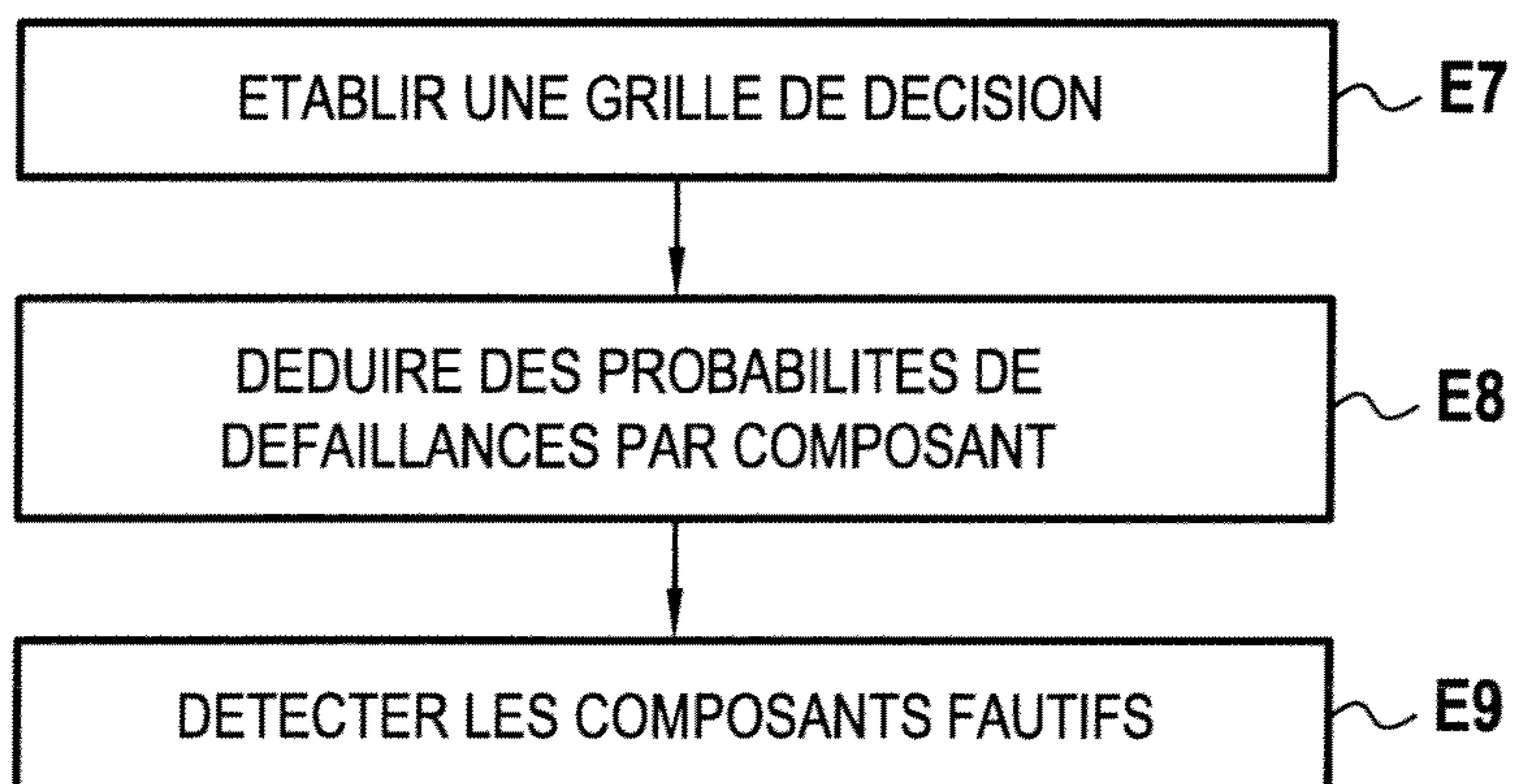
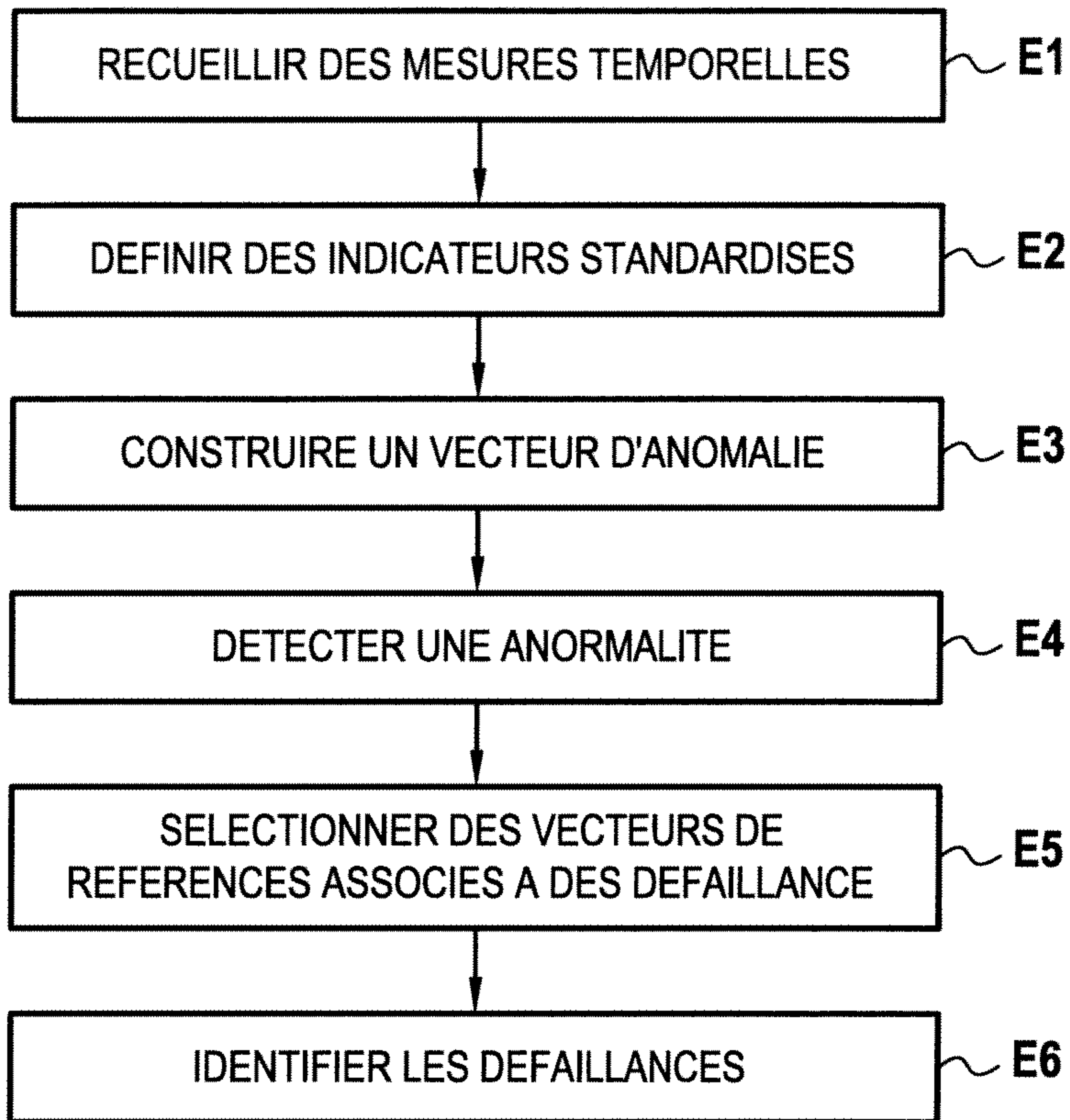


FIG. 1

2/2



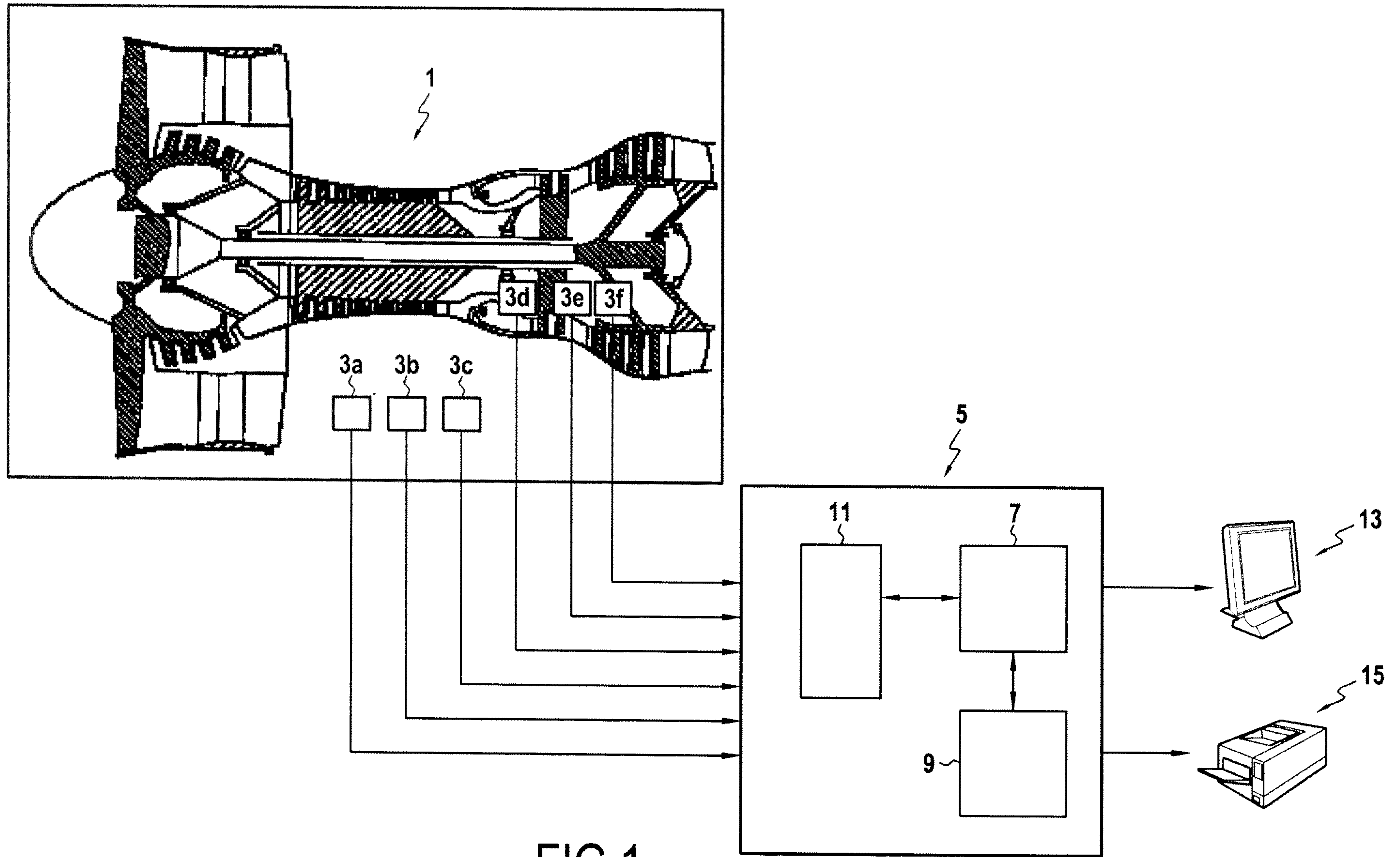


FIG.1