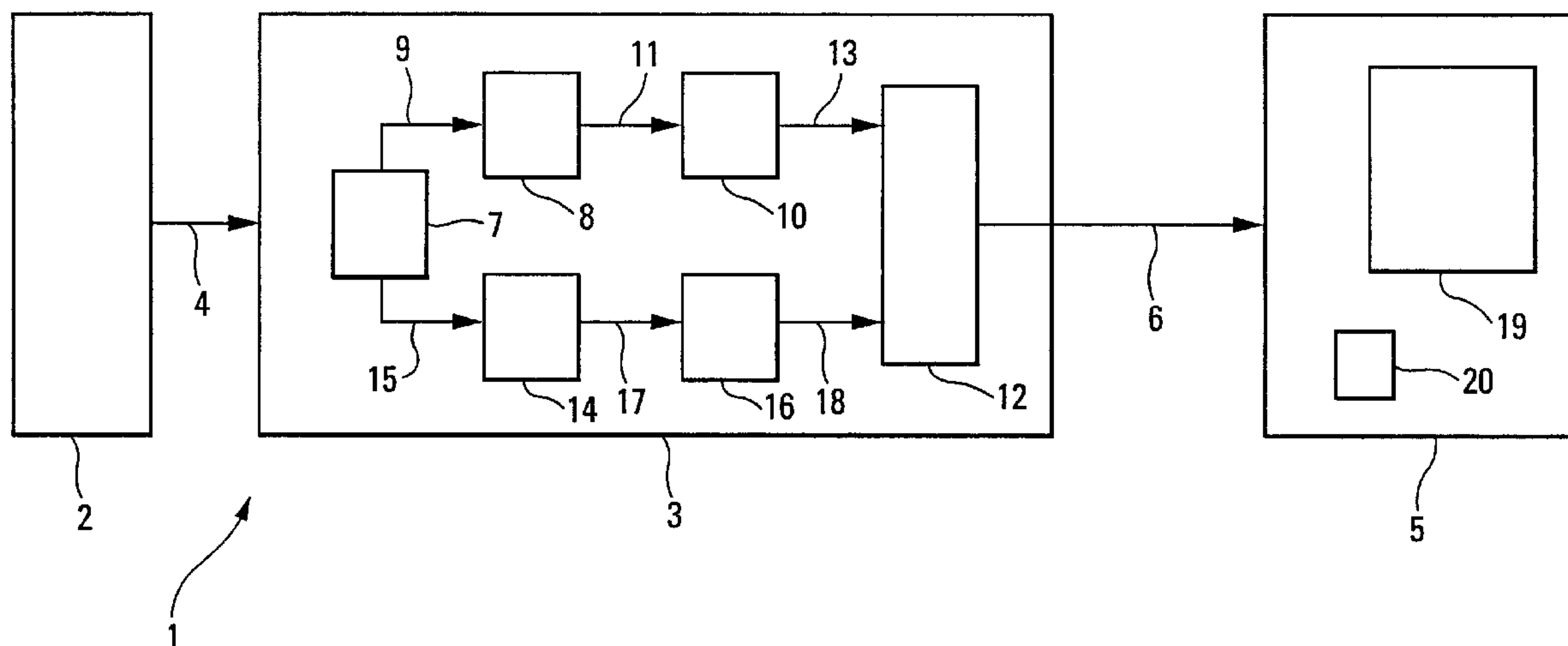




(22) Date de dépôt/Filing Date: 2005/06/20
 (41) Mise à la disp. pub./Open to Public Insp.: 2005/12/28
 (45) Date de délivrance/Issue Date: 2013/12/03
 (30) Priorité/Priority: 2004/06/28 (FR04 07034)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *G07C 5/08* (2006.01),
B64C 19/00 (2006.01), *B64D 15/20* (2006.01)
 (72) Inventeur/Inventor:
 PETIT, GERARD, FR
 (73) Propriétaire/Owner:
 AVIONS DE TRANSPORT REGIONAL, FR
 (74) Agent: ROBIC

(54) Titre : PROCÉDE ET DISPOSITIF DE DETECTION DE DEGRADATION DE PERFORMANCES D'UN AERONEF
 (54) Title: PROCESS AND DEVICE FOR DETECTING DETERIORATION IN AIRCRAFT PERFORMANCE LEVELS



(57) Abrégé/Abstract:

- Le dispositif (1) comporte un ensemble (2) de sources d'informations, une unité centrale (3) reliée audit ensemble (2) de sources d'informations et susceptible de détecter une dégradation de performances d'un aéronef, et des moyens d'avertissement (5) reliés à l'unité centrale (3), ladite unité centrale (3) comprenant des moyens (7, 8) pour calculer au moins une masse actuelle et une traînée actuelle de l'aéronef et, à partir de ladite masse actuelle, une traînée théorique dudit aéronef, des moyens (10) pour mettre en oeuvre au moins un premier ensemble de comparaisons, qui est relatif à la traînée et qui comprend au moins une comparaison entre ladite traînée actuelle et ladite traînée théorique, et des moyens (12) pour déterminer si une dégradation de performances de l'aéronef existe, au moins à partir dudit premier ensemble de comparaisons.



A B R É G É

- Le dispositif (1) comporte un ensemble (2) de sources d'informations, une unité centrale (3) reliée audit ensemble (2) de sources d'informations et susceptible de détecter une dégradation de performances d'un aéronef, et des moyens d'avertissement (5) reliés à l'unité centrale (3), ladite unité centrale (3) comprenant des moyens (7, 8) pour calculer au moins une masse actuelle et une traînée actuelle de l'aéronef et, à partir de ladite masse actuelle, une traînée théorique dudit aéronef, des moyens (10) pour mettre en œuvre au moins un premier ensemble de comparaisons, qui est relatif à la traînée et qui comprend au moins une comparaison entre ladite traînée actuelle et ladite traînée théorique, et des moyens (12) pour déterminer si une dégradation de performances de l'aéronef existe, au moins à partir dudit premier ensemble de comparaisons.

Procédé et dispositif de détection de dégradation de performances d'un aéronef.

La présente invention concerne un procédé et un dispositif de détection de dégradation de performances d'un aéronef.

On sait que, malgré une certification conforme aux règlements, des aéronefs, notamment des avions de transport, peuvent rencontrer des situations qui dégradent de façon importante l'aérodynamique, sans que l'équipage en ait conscience. Une telle situation peut entraîner un effet de surprise qui peut être la cause d'une réaction non adaptée de l'équipage, et ceci d'autant plus que, lorsque la dégradation des performances aérodynamiques devient importante, les qualités de vol sont modifiées et le contrôle de l'aéronef devient beaucoup plus difficile.

Les causes de dégradation des performances, les plus connues, sont notamment le givrage, l'absence de dégivrage au sol d'une cellule givrée, la neige, la pluie givrante, l'application de fluide de dégivrage ou anti-givrage, la captation sur des bords d'attaque d'insectes, la perte d'une partie d'un bord d'attaque ou d'un panneau de la voilure.

Quand un aéronef est confronté à l'une des situations précitées engendrant une dégradation de ses performances, sa résistance à l'avancement dans l'air augmente et la traînée croît. Dans un tel cas, si la puissance n'est pas modifiée, l'aéronef perd de la vitesse lorsqu'il est en maintien d'altitude, ou le taux de montée baisse lorsqu'il est en maintien de vitesse, ce qui peut bien entendu devenir très dangereux et n'est pas acceptable.

La présente invention a pour objet d'aider l'équipage dans de telles situations susceptibles d'être dangereuses. Elle concerne un procédé pour détecter, de façon simple, rapide et précise, une dégradation de perfor-

mances d'un aéronef, en particulier une dégradation de performances due à des conditions de givrage sévère sur l'aéronef.

A cet effet, ledit procédé selon l'invention pour détecter une dégradation de performances d'un aéronef est remarquable en ce que l'on réalise, de façon automatique et répétitive, la suite d'étapes suivante :

a) on calcule au moins :

- une masse actuelle de l'aéronef ;

- à partir de ladite masse actuelle, une traînée théorique dudit aéronef ;

et

- une traînée actuelle dudit aéronef, ladite traînée actuelle $CX_{a/c}$ étant calculée à partir de l'expression suivante :

$$CX_{a/c} = \frac{2.T}{R.S.TAS^2} - G$$

dans laquelle :

- R est une valeur constante ;
- S représente la surface de la voilure de l'aéronef ;
- TAS est une vitesse air calculée ;
- G est une valeur dépendant de TAS ; et
- T est une valeur de traction ;

b) on met en œuvre au moins un premier ensemble de comparaisons, qui est relatif à la traînée et qui comprend au moins une comparaison entre ladite traînée actuelle et ladite traînée théorique ; et

c) on détermine si une dégradation de performances de l'aéronef existe, au moins à partir dudit premier ensemble de comparaisons.

Avantageusement, si une dégradation de performances de l'aéronef est détectée à cette étape c), on émet au moins un message d'alerte correspondant à une étape d) suivante.

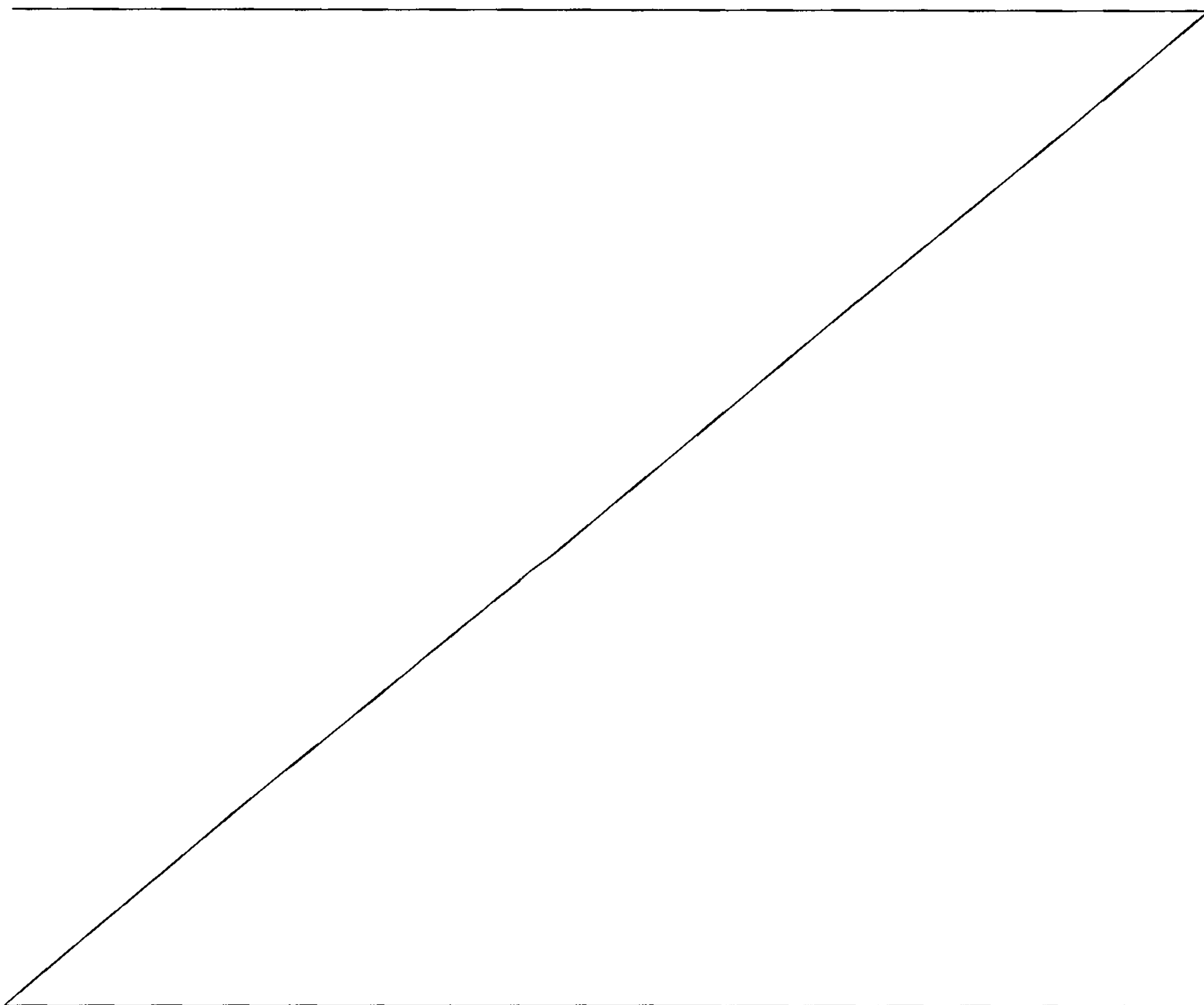
Ainsi, grâce à l'invention, on est en mesure de détecter de façon

2a

simple et rapide une dégradation de performances d'un aéronef, en prenant en compte des valeurs de traînée, dont une traînée théorique qui est calculée à partir de la masse estimée de l'aéronef, et d'avertir l'équipage lors d'une telle détection. Ce dernier peut alors prendre en connaissance de cause toutes les mesures nécessaires pour remédier à une telle situation susceptible d'être dangereuse.

Dans un mode de réalisation préféré, à l'étape a) :

- on calcule ladite masse actuelle de l'aéronef, à partir de la masse initiale avant le vol et d'une consommation de carburant au cours du vol, qui



dépend au moins de l'altitude de l'aéronef au cours du vol et du type dudit aéronef ; et/ou

– on calcule ladite traînée théorique CX_{th} , à partir de l'expression suivante :

$$5 \quad CX_{th} = f1(CZ^2) + f2(RE) + \Delta CX_f$$

dans laquelle :

- CZ est une valeur de traînée dépendant de la masse actuelle de l'aéronef ;
- $f1(CZ^2)$ est une fonction dépendant de CZ^2 ;
- 10 ▪ $f2(RE)$ est une fonction dépendant du nombre de Reynolds RE ; et
- ΔCX_f est une valeur dépendant de CZ^2 et CZ ; et/ou

– on calcule ladite traînée actuelle $CX_{a/c}$, à partir de l'expression suivante :

$$CX_{a/c} = \frac{2.T}{R.S.TAS^2} - G$$

15 dans laquelle :

- R est une constante ;
- S représente la surface de la voilure de l'aéronef ;
- TAS est une vitesse air calculée ;
- G est une valeur dépendant de TAS ; et
- 20 ▪ T est une valeur de traction.

La présente invention peut être mise en œuvre quelle que soit la phase de vol de l'aéronef. Toutefois, dans un mode de réalisation préféré, on vérifie si l'aéronef est en vol de croisière ou non, notamment en vérifiant si un mode de capture usuel d'altitude est engagé sur ledit aéronef.

25 Avantageusement, lorsque, grâce à la vérification précédente, il s'avère que l'aéronef n'est pas en vol de croisière, à l'étape c), on détermine si une dégradation de performances de l'aéronef existe, uniquement à partir dudit premier ensemble de comparaisons relatif à la traînée.

Dans ce cas, de façon avantageuse, on détecte une dégradation de performances de l'aéronef, si l'une des deux conditions A et B suivantes, relatives audit premier ensemble de comparaisons, est réalisée :

– condition A : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX1$, pendant une durée
5 prédéterminée ;

– condition B : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX2$; et
• $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX3$

pour lesquelles :

– $CX_{a/c}$ est la traînée actuelle calculée de l'aéronef ;

10 – CX_{th} est la traînée théorique calculée de l'aéronef ;

– $\Delta CX1$, $\Delta CX2$ et $\Delta CX3$ sont des valeurs de traînée prédéterminées ;

– $\Delta CX2$ est par exemple égal à $\Delta CX1$;

– $\Delta CX_{a/c}$ est un écart de traînée actuelle entre deux instants différents
prédéterminés ; et

15 – ΔCX_{th} est un écart de traînée théorique entre deux instants différents
prédéterminés.

Par ailleurs, lorsque, grâce à la vérification précitée, il s'avère que l'aéronef est en vol de croisière :

– à l'étape a), on calcule de plus une vitesse de croisière théorique à par-
20 tir de ladite masse actuelle de l'aéronef, et on mesure une vitesse ac-
tuelle de l'aéronef ;

– à l'étape b), on met en œuvre un second ensemble de comparaisons,
qui est relatif à la vitesse et qui comprend au moins une comparaison
entre ladite vitesse actuelle et ladite vitesse de croisière théorique ; et

25 – à l'étape c), on détermine si une dégradation de performances de l'aéro-
nef existe, également à partir dudit second ensemble de comparaisons
relatif à la vitesse, donc à partir à la fois desdits premier et second en-
sembles de comparaisons relatifs respectivement à la traînée et à la vi-
tesse.

Dans ce cas, avantageusement, à l'étape a), on calcule ladite vitesse de croisière théorique, à partir de la masse actuelle de l'aéronef, d'une altitude mesurée de l'aéronef et d'un écart de température entre une température standard et une température mesurée.

5 De plus, de façon avantageuse, à l'étape c), on détecte une dégradation de performances de l'aéronef en vol de croisière, si l'une des deux conditions C et D suivantes, relatives auxdits premier et second ensembles de comparaisons, est réalisée :

– condition C : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX4$; et

10 • $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS1$,
pendant une durée prédéterminée ;

– condition D : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX4$; et

• $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS1$; et

• $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX5$

15 pour lesquelles, en plus des paramètres précités :

– $\Delta CX4$ et $\Delta CX5$ sont des valeurs de traînée prédéterminées ;

– IAS est la vitesse mesurée de l'aéronef ;

– IAS_{th} est la vitesse de croisière théorique calculée ; et

– $\Delta IAS1$ est un écart de vitesse prédéterminé.

20 Lorsqu'aucune des conditions C et D précitées n'est réalisée en vol de croisière, avantageusement, à l'étape c), on détecte une dégradation de performances de l'aéronef, si l'une des deux conditions E et F suivantes, relatives auxdits premier et second ensembles de comparaisons, est réalisée :

25 – condition E : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX6$; et

• $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS2$,
pendant une durée prédéterminée ;

– condition F : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX6$;

• $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS2$; et

- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_7$

pour lesquelles, en plus des paramètres précités :

- ΔCX_6 et ΔCX_7 sont des valeurs de traînée prédéterminées ;
- ΔCX_6 est inférieur à ΔCX_4 ;
- 5 – ΔCX_7 est par exemple égal à ΔCX_5 ;
- ΔIAS_2 est un écart de vitesse prédéterminé ; et
- ΔIAS_2 est supérieur à ΔIAS_1 .

En outre, de façon avantageuse, si aucune des conditions C, D, E et F précitées n'est réalisée en vol de croisière, on vérifie si l'une des deux
10 conditions G et H suivantes, relatives auxdits premier et second ensembles de comparaisons, est réalisée :

– condition G :

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_8$; et
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_3$,

15 pendant une durée prédéterminée,

– condition H :

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_8$;
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_3$; et
- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_9$,

20 pour lesquelles :

- ΔCX_8 et ΔCX_9 sont des valeurs de traînée prédéterminée, ΔCX_8 étant inférieure à ΔCX_6 ; et
- ΔIAS_3 est un écart de vitesse prédéterminé, qui est inférieur à ΔIAS_1 et à ΔIAS_2 ; et

25 – si l'une desdites conditions G et H est réalisée, on émet à l'étape d) un message indiquant que la vitesse de croisière est faible.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, lorsque l'on détecte une dégradation de performances, quelle que soit la phase de vol :

- on compare une vitesse mesurée IAS (en particulier la vitesse indiquée par un anémomètre) à une vitesse opérationnelle minimale MSIS calculée, relative à des conditions de givrage sévère ; et
- si ladite vitesse IAS est inférieure à ladite vitesse MSIS, on émet un message requérant une augmentation de vitesse.

En outre, avantageusement :

- on réalise les étapes a) à c) précitées, uniquement si des volets et le train d'atterrissage de l'aéronef sont rétractés ; et/ou
- on réalise les étapes b) et c) précitées, uniquement si au moins une condition de givrage précisée ci-dessous est réalisée et si en plus une température d'air statique mesurée est supérieure à une valeur prédéterminée.

La présente invention concerne également un dispositif de détection et d'avertissement de dégradation de performances d'un aéronef, ledit dispositif comportant :

- un ensemble de sources d'informations ;
- une unité centrale reliée audit ensemble de sources d'informations et susceptible de détecter une dégradation de performances d'un aéronef, ladite unité centrale comportant :

- des moyens pour calculer au moins une masse actuelle de l'aéronef, une traînée actuelle dudit aéronef et, à partir de ladite masse actuelle, une traînée théorique dudit aéronef, lesdits moyens étant formés de manière à calculer ladite traînée actuelle $CX_{a/c}$, à partir de l'expression suivante :

$$CX_{a/c} = \frac{2.T}{R.S.TAS^2} - G$$

dans laquelle :

- R est une valeur constante ;
- S représente la surface de la voilure de l'aéronef ;

- TAS est une vitesse air calculée ;
 - G est une valeur dépendant de TAS ; et
 - T est une valeur de traction ;
 - des moyens pour mettre en œuvre au moins un premier ensemble de comparaisons, qui est relatif à la traînée et qui comprend au moins une comparaison entre ladite traînée actuelle et ladite traînée théorique ; et
 - des moyens pour déterminer si une dégradation de performances de l'aéronef existe, au moins à partir dudit premier ensemble de comparaisons ; et
- des moyens d'avertissement reliés à ladite unité centrale.

En outre, avantageusement, ladite unité centrale comporte, de plus :

- des moyens pour calculer une vitesse de croisière théorique, à partir de ladite masse actuelle de l'aéronef ;
- des moyens pour mesurer une vitesse actuelle de l'aéronef ;
- des moyens pour réaliser un second ensemble de comparaisons, qui est relatif à la vitesse et qui comprend au moins une comparaison entre ladite vitesse actuelle et ladite vitesse de croisière théorique ; et
- des moyens pour déterminer si une dégradation de performances de l'aéronef existe, également à partir dudit second ensemble de comparaisons relatif à la vitesse.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré :

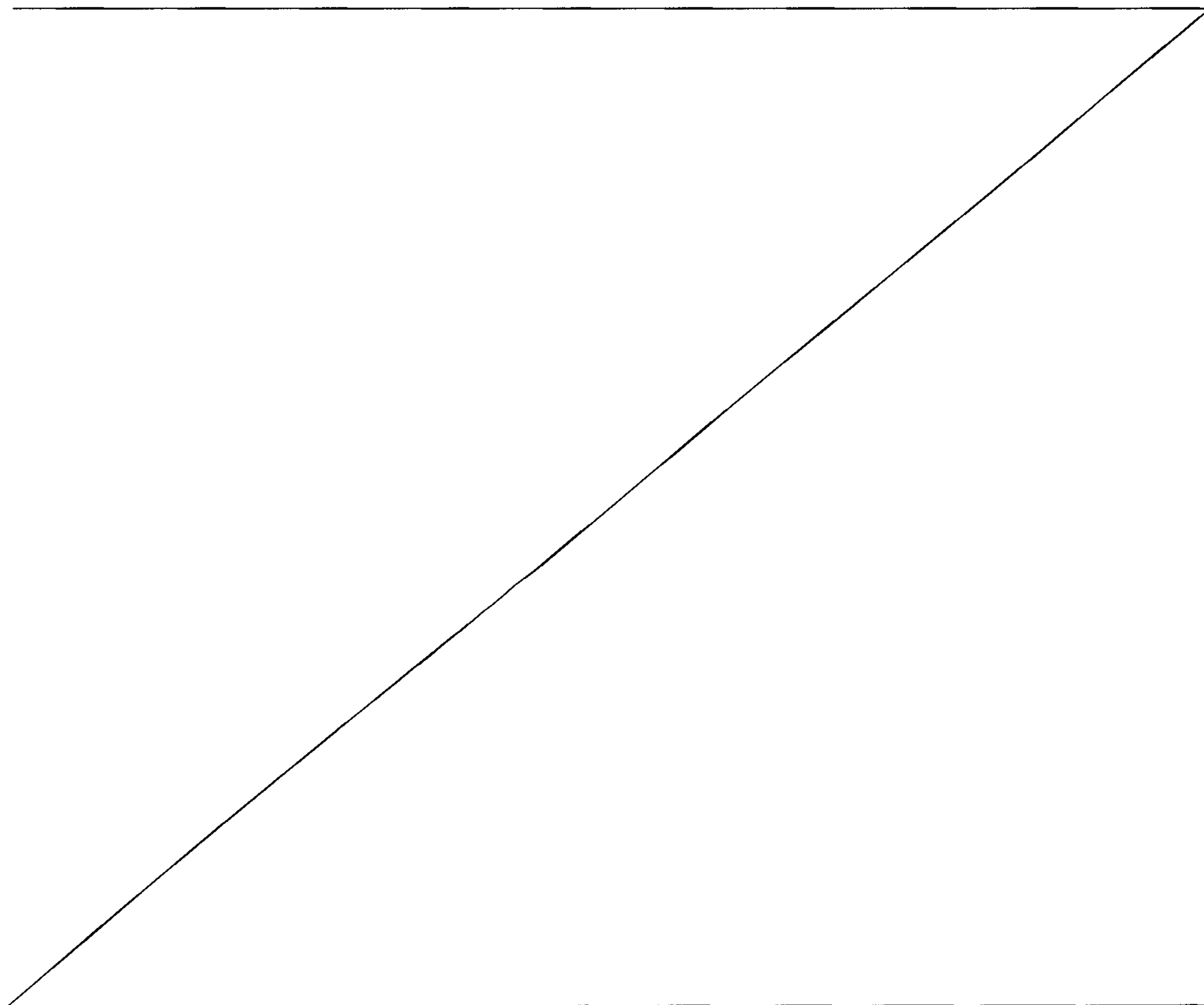
- ledit ensemble de sources d'informations comporte une unité d'acquisition de données de vol, de type FDAU ("Flight Data Acquisition Unit" en anglais) qui, de façon usuelle, réalise l'acquisition de données pour un enregistreur de données de vol, de type FDR ("Flight Data Recorder" en anglais) ; et/ou

8a

- lesdits moyens d'avertissement, qui sont destinés à avertir l'équipage d'une dégradation de performances ou d'une vitesse faible, comportent une unité d'interface de performance d'aéronef, de type APIU ("Aircraft Performance Interface Unit" en anglais) qui, de façon usuelle, réalise la gestion de la signalisation, ainsi que l'enregistrement des messages dans un enregistreur de données de vol de type FDR précité.

Lesdits moyens d'avertissement peuvent être de type visuel et/ou de type sonore.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment



l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 est le schéma synoptique d'un dispositif conforme à l'invention.

5 La figure 2 est un diagramme permettant de mettre en évidence les étapes successives d'un procédé mis en œuvre par le dispositif conforme à l'invention.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est un dispositif de détection et d'avertissement de
10 dégradation de performances d'un aéronef non représenté, en particulier d'un avion de transport. Bien que non exclusivement, ledit dispositif 1 est destiné plus particulièrement à détecter une dégradation de performances dues à un problème de givrage sévère ou excessif sur l'aéronef.

Pour ce faire, ledit dispositif 1 qui est embarqué sur l'aéronef, est
15 du type comportant :

- un ensemble 2 de sources d'informations ;
- une unité centrale 3 reliée par l'intermédiaire d'une liaison 4 audit ensemble 2 de sources d'informations et susceptible de détecter une dégradation de performances dudit aéronef ; et
- 20 – des moyens d'avertissement 5 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 6 à ladite unité centrale 3.

Selon l'invention, ladite unité centrale 3 comporte :

- des moyens 7 pour calculer au moins une masse actuelle W de l'aéronef ;
- 25 – des moyens 8 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 9 auxdits moyens 7, pour calculer une traînée actuelle $CX_{a/c}$ dudit aéronef et, à partir de ladite masse actuelle W , une traînée théorique CX_{th} dudit aéronef ;

- des moyens 10 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 11 aux-dits moyens 8, pour mettre en œuvre au moins un premier ensemble de comparaisons, qui est relatif à la traînée et qui comprend au moins une comparaison entre ladite traînée actuelle $CX_{a/c}$ et ladite traînée théorique CX_{th} ; et
- des moyens 12 qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 13 aux-dits moyens 10, pour déterminer si une dégradation de performances de l'aéronef existe, au moins à partir dudit premier ensemble de comparaisons.

10 Ainsi, grâce à l'invention, ledit dispositif 1 est en mesure, d'une part, de détecter de façon simple et rapide une dégradation de performances d'un aéronef, en prenant en compte des valeurs de traînée $CX_{a/c}$ et CX_{th} , dont la traînée théorique CX_{th} est calculée à partir de la masse estimée W de l'aéronef, et d'autre part, d'avertir l'équipage lors d'une telle

15 détection, par l'intermédiaire desdits moyens d'avertissement 5.

 Dans un mode de réalisation particulier, lesdits moyens 7 calculent ladite masse actuelle W de l'aéronef, à partir de la masse initiale W_0 avant le vol et d'une consommation de carburant au cours du vol qui dépend au moins de l'altitude de l'aéronef au cours dudit vol et du type dudit

20 aéronef. Ce calcul est réalisé, par exemple à chaque seconde, à partir du décollage de l'aéronef jusqu'à son atterrissage final. Pour ce faire, ladite masse initiale W_0 peut être entrée par un membre d'équipage dans le dispositif 1, à l'aide par exemple d'un rotateur actionnable faisant partie dudit ensemble 2. Quant à la consommation de carburant, elle peut être présentée sur un tableau, en fonction de l'altitude et éventuellement de la

25 vitesse de l'aéronef (à moins de prendre en compte une vitesse maximale prédéterminée pour chacune des différentes phases de vol), ledit tableau pouvant être enregistré directement dans lesdits moyens 7 ou dans une base de données non représentée dudit dispositif 1.

En outre, lesdits moyens 8 calculent ladite traînée théorique CXth, à partir de l'expression suivante :

$$CXth = f1(CZ^2) + f2(RE) + \Delta CXf$$

dans laquelle :

- 5 – CZ est une valeur de traînée précisée ci-dessous, dépendant de la masse actuelle W calculée ;
- f1(CZ²) est une fonction dépendant de CZ² ;
- f2(RE) est une fonction dépendant du nombre de Reynolds RE ; et
- ΔCXf est une valeur dépendant de CZ² et CZ.

10 Les fonctions f1(CZ²) et f2(RE) peuvent être présentées sous forme de tableaux qui peuvent être définis de manière empirique. De plus :

- ladite valeur CZ peut être calculée à l'aide de l'expression suivante :

$$CZ = \frac{2.W.g}{\rho.S.TAS^2}$$

dans laquelle :

- 15 ▪ g est l'accélération de la pesanteur ;
- ρ est la densité de l'air ;
- S est la surface de la voilure de l'aéronef ; et
- TAS est une vitesse air calculée de façon usuelle ; et
- ladite valeur ΔCXf peut être calculée à l'aide de l'expression suivante :

$$20 \quad \Delta CXf = A1.CZ^2 + A2.CZ + A3$$

avec A1, A2 et A3 des coefficients prédéterminés, définis par exemple de manière empirique.

Par ailleurs, lesdits moyens 8 calculent ladite traînée actuelle CXa/c, à partir de l'expression suivante :

$$25 \quad CXa/c = \frac{2.T}{R.S.TAS^2} - G$$

dans laquelle :

- R est une valeur constante (constante des gaz parfaits) ;

- S représente la surface de la voilure de l'aéronef ;
 - TAS est la vitesse air calculée ;
 - G est une valeur dépendant de TAS et d'une altitude géométrique Z_g ;
et
- 5 – T est une valeur de traction.

La présente invention peut être mise en œuvre quelle que soit la phase de vol (montée, croisière, descente) de l'aéronef. Toutefois, cette mise en œuvre dépend de la phase de vol. Comme on le verra plus en détail ci-dessous, en phase de croisière, on prendra en compte des valeurs
10 de traînée de l'aéronef ainsi que des valeurs de vitesse précisées ci-dessous, alors que dans les autres phases de vol, on prendra uniquement en compte lesdites valeurs de traînée.

Aussi, ladite unité centrale 3 comporte, de plus :

- des moyens 14, qui sont reliés par une liaison 15 auxdits moyens 7,
15 pour calculer une vitesse de croisière théorique IAS_{th}, à partir de ladite masse actuelle W de l'aéronef ;
- des moyens qui sont par exemple intégrés dans l'ensemble 2, pour mesurer une vitesse actuelle IAS de l'aéronef ; et
- des moyens 16 qui sont reliés par une liaison 17 auxdits moyens 14,
20 pour réaliser un second ensemble de comparaisons, qui est relatif à la vitesse et qui comprend au moins une comparaison entre ladite vitesse actuelle IAS et ladite vitesse de croisière théorique IAS_{th}.

De plus, lesdits moyens 12 qui ont pour objet de déterminer si une dégradation de performances de l'aéronef existe, peuvent également tenir
25 compte (selon la phase de vol) dudit second ensemble de comparaisons relatif à la vitesse, reçu par l'intermédiaire d'une liaison 18 desdits moyens 16.

Lesdits moyens 14 calculent ladite vitesse de croisière théorique IAS_{th}, à partir de la masse actuelle W de l'aéronef, d'une altitude mesurée

Zp de l'aéronef, et d'un écart de température ΔISA entre une température standard Tstd et une température d'air statique mesurée SAT.

Dans un mode de réalisation préféré, lesdits moyens 14 utilisent pour ce faire l'expression suivante :

$$5 \quad IAS_{th} = a_0 + a_1.W + a_2.W^2 + a_3.\Delta ISA + a_4.W.\Delta ISA + a_5.\Delta ISA^2 + a_6.Z_p \\ + a_7.Z_p.W + a_8.Z_p.\Delta ISA + a_9.Z_p^2$$

Les paramètres a_0 à a_9 sont des valeurs prédéterminées dépendant du type de l'aéronef considéré et définies par exemple de manière empirique.

10 Par ailleurs, le dispositif 1 conforme à l'invention comporte également des moyens faisant par exemple partie de l'ensemble 2, pour vérifier si l'aéronef est en vol de croisière ou non. A cet effet, ces moyens vérifient par exemple si un mode de capture d'altitude usuel est engagé sur ledit aéronef, et ceci depuis une durée prédéterminée, par exemple depuis
15 2 minutes.

Lorsque, grâce à la vérification précédente, il s'avère que l'aéronef n'est pas en vol de croisière (mode de capture d'altitude non engagé ou non engagé depuis la durée prédéterminée précitée), lesdits moyens 12 déterminent si une dégradation de performances de l'aéronef existe, uniquement à partir dudit premier ensemble de comparaisons relatif à la traînée, reçu desdits moyens 10.
20

Dans ce cas, lesdits moyens 12 détectent une dégradation de performances de l'aéronef, si l'une des deux conditions A et B suivantes, relatives audit premier ensemble de comparaisons, est réalisée :

- 25 – condition A : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_1$, pendant une durée prédéterminée, par exemple 30 secondes ;
- condition B : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_2$; et
• $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_3$

pour lesquelles :

- CXa/c est donc la traînée actuelle calculée de l'aéronef ;
- CXth est donc la traînée théorique calculée de l'aéronef ;
- $\Delta CX1$, $\Delta CX2$ et $\Delta CX3$ sont des valeurs de traînée prédéterminées ;
- $\Delta CX2$ est égal à $\Delta CX1$;
- 5 – $\Delta CXa/c$ est un écart de la traînée actuelle CXa/c entre deux instants différents prédéterminés t1 et t2, par exemple l'instant actuel t1 et un instant précédent t2 correspondant à une durée prédéterminée (par exemple 30 secondes) avant l'instant actuel t1. Ainsi, $\Delta CXa/c = CXa/c(t1) - CXa/c(t2)$; et
- 10 – $\Delta CXth$ est un écart de la traînée théorique CXth entre les deux instants différents t1 et t2 précités : $\Delta CXth = CXth(t1) - CXth(t2)$.

En revanche, lorsque, grâce à la vérification précitée, il s'avère que l'aéronef est en vol de croisière (mode de capture d'altitude engagé), les moyens 12 déterminent si une dégradation de performances de l'aéronef existe, également à partir dudit second ensemble de comparaisons relatif à la vitesse, reçu desdits moyens 16 (en plus dudit premier ensemble de comparaisons relatif à la traînée, reçu desdits moyens 10).

Dans ce cas, lesdits moyens 12 détectent une dégradation de performances de l'aéronef, si l'une des deux conditions C et D suivantes, relatives auxdits premier et second ensembles de comparaisons, est réalisée :

- condition C : • $CXa/c > CXth + \Delta CX4$; et
 - $IAS < IASth - \Delta IAS1$,
 pendant une durée prédéterminée, par exemple 30

25 secondes ;
- condition D : • $CXa/c > CXth + \Delta CX4$; et
 - $IAS < IASth - \Delta IAS1$; et
 - $\Delta CXa/c > \Delta CXth + \Delta CX5$

pour lesquelles, en plus des paramètres précités :

- $\Delta CX4$ et $\Delta CX5$ sont des valeurs de traînée prédéterminées ;
- IAS est donc la vitesse actuelle mesurée de l'aéronef ;
- IAS_{th} est donc la vitesse de croisière théorique calculée ; et
- $\Delta IAS1$ est un écart de vitesse prédéterminé ;

5 Lorsqu'aucune des conditions C et D précitées n'est réalisée en vol de croisière, lesdits moyens 12 vérifient des conditions E et F et détectent une dégradation de performances de l'aéronef, si l'une desdites deux conditions E et F suivantes, relatives auxdits premier et second ensembles de comparaisons, est réalisée :

- 10 - condition E : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX6$; et
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS2$,
- pendant une durée prédéterminée, par exemple
30 secondes ;
- condition F : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX6$;
- 15 • $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS2$; et
- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX7$

pour lesquelles, en plus des paramètres précités :

- $\Delta CX6$ et $\Delta CX7$ sont des valeurs de traînée prédéterminées ;
- $\Delta CX6$ est inférieur à $\Delta CX4$;

20 - $\Delta CX7$ est par exemple égal à $\Delta CX5$;

- $\Delta IAS2$ est un écart de vitesse prédéterminé ; et
- $\Delta IAS2$ est supérieur à $\Delta IAS1$.

 Si, lors de l'une des vérifications précitées, une dégradation de performances de l'aéronef est détectée, lesdits moyens d'avertissement 5

25 émettent au moins un message d'alerte correspondant approprié. Pour ce faire, lesdits moyens d'avertissement 5 peuvent comporter :

- au moins un écran de visualisation 19 pour un affichage de messages d'alertes ; et/ou
- des moyens sonores 20 usuels,

qui sont prévus dans le poste de pilotage de l'aéronef.

Par ailleurs, si aucune des conditions C, D, E et F précédente n'est réalisée en phase de croisière, lesdits moyens 12 vérifient si l'une des conditions G et H suivantes est réalisée :

5 – condition G :

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_8$; et

- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_3$,

pendant une durée prédéterminée,

– condition H :

10 • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_8$;

- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_3$; et

- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_9$,

dans lesquelles :

- ΔCX_8 et ΔCX_9 sont des valeurs de traînée prédéterminée ΔCX_8

15 étant inférieure à ΔCX_6 ; et

- ΔIAS_3 est un écart de vitesse prédéterminé, qui est inférieur à ΔIAS_1 et à ΔIAS_2 ; et

– si l'une desdites conditions G et H est réalisée, lesdits moyens d'avertissement 5 émettent un message indiquant que la vitesse de croisière est faible.

20

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, lorsque l'unité centrale 3 détecte une dégradation de performances :

- elle compare une vitesse mesurée IAS à une vitesse opérationnelle minimale MSIS calculée, relative à des conditions de givrage sévère ; et

25 – si ladite vitesse IAS est inférieure à ladite vitesse MSIS, lesdits moyens d'avertissement 5 émettent un message requérant une augmentation de vitesse.

Ladite vitesse MSIS est calculée à partir des expressions suivantes :

$$\begin{cases} \text{MSIS} = \text{MIS} + \text{VO} \\ \text{MIS} = \text{K.Vs} \\ \text{Vs} = \left(\gamma \cdot \text{R} \cdot \text{TO} \cdot 0.5 \left\{ \text{PO} / \text{P} \left[(1 + 0.2 \cdot \text{Ms}^2)^{\gamma / \gamma - 1} - 1 \right] + 1 \right\}^{(\gamma - 1) / \gamma} \right)^{1/2} \\ \text{Ms} = \left[(\text{W} \cdot \text{g}) / (0.7 \cdot \text{P} \cdot \text{S} \cdot \text{CZmax}) \right]^{1/2} \end{cases}$$

dans lesquelles, en plus des paramètres précités :

- VO est une valeur de vitesse prédéterminée ;
- K est un coefficient prédéterminé ;
- 5 – R est la constante des gaz parfaits ;
- TO est la température standard au niveau de la mer ;
- γ est une valeur prédéterminée ;
- P est la pression statique au niveau de l'aéronef ;
- PO est la pression statique au niveau de la mer ; et
- 10 – CZmax est une valeur prédéterminée.

Dans un mode de réalisation particulier :

- lesdits moyens 8 et 14 réalisent les calculs précités, généralement toutes les secondes, uniquement si des volets et le train d'atterrissage de l'aéronef sont rétractés. Une telle rétraction est vérifiée à l'aide de
- 15 moyens usuels faisant par exemple partie de l'ensemble 2 de sources d'informations ; et
- lesdits moyens 10, 12 et 16 réalisent les comparaisons et les traitements précités, uniquement si la température d'air statique SAT mesurée est supérieure à une valeur prédéterminée, par exemple 5°C, et si
- 20 l'une des conditions de givrage suivantes est réalisée :
 - une accrétion de givre a déjà été détectée durant le vol en cours ;
 - un indicateur lumineux de givrage est allumé ;
 - un système de dégivrage du fuselage de l'aéronef est en fonctionnement.

25 Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré :

- ledit ensemble 2 de sources d'informations comporte une unité d'acquisition de données de vol, de type FDAU ("Flight Data Acquisition Unit" en anglais) qui, de façon usuelle, réalise l'acquisition de données pour un enregistreur de données de vol non représenté, de type FDR
5 ("Flight Data Recorder" en anglais) ; et/ou
- lesdits moyens d'avertissement 5 comportent une unité d'interface de performance d'aéronef, de type APIU ("Aircraft Performance Interface Unit" en anglais) qui, de façon usuelle, réalise la gestion de la signalisation, ainsi que l'enregistrement des messages dans un enregistreur de
10 données de vol de type FDR précité.

Le procédé mis en œuvre par le dispositif 1 conforme à l'invention est présenté ci-après en référence au diagramme de la figure 2.

Ce procédé comporte :

- une étape préliminaire E1 d'entrée de la masse initiale W_0 dans le
15 dispositif 1 ;
- une étape de calcul E2 pour calculer la masse actuelle W (moyens 7) ;
- une étape de vérification E3 pour vérifier si des volets et le train d'atterrissage de l'aéronef sont rétractés. Si la réponse est négative ("N" pour "non"), on revient à l'étape E2, sinon ("O" pour "oui"), on passe à une
20 étape de calcul E4, puis à une étape de vérification E5 ;
- ladite étape de calcul E4 pour calculer :
 - la traînée actuelle $CX_{a/c}$;
 - la traînée théorique CX_{th} ;
 - l'écart de traînée actuelle $\Delta CX_{a/c}$;
 - 25 ▪ l'écart de traînée théorique ΔCX_{th} ;
 - la vitesse théorique de croisière IAS_{th} ; et
 - la vitesse opérationnelle minimale $MSIS$;
- ladite étape de vérification E5 pour vérifier si au moins l'une des conditions de givrage précitées est réalisée et si une température d'air stati-

que SAT mesurée est supérieure à une valeur prédéterminée. Si la réponse est négative, on revient à l'étape E2, sinon on passe à une étape de vérification E6 ;

- ladite étape de vérification E6 pour vérifier si l'aéronef est en vol de croisière ou non :
 - si non, on passe à une étape de vérification E7 ; et
 - si oui, on passe à une étape de vérification E8 ;
- ladite étape de vérification E7 pour vérifier si les conditions A et B précitées sont réalisées :
 - si oui, on passe à une étape E9, puis à une étape E10 ; et
 - si non, on revient à l'étape E2 ;
- ladite étape E9 d'émission d'un message alertant l'équipage d'une dégradation de performances (moyens d'avertissement 5) ;
- ladite étape E10 de comparaison de la vitesse IAS à la vitesse MSIS. Si la vitesse IAS est supérieure ou égale à la vitesse MSIS, on revient à l'étape E2, sinon on passe à une étape E11 ;
- ladite étape E11 d'émission d'un message requérant une augmentation de vitesse (moyens d'avertissement 5) ;
- ladite étape de vérification E8 pour vérifier en vol de croisière si les conditions C et D précitées sont réalisées :
 - si oui, on passe à ladite étape E9 ; et
 - si non, on passe à une étape E12 ;
- ladite étape de vérification E12 pour vérifier en vol de croisière si les conditions E et F précitées sont réalisées :
 - si oui, on passe à ladite étape E9 ; et
 - si non, on passe à une étape de vérification E13 ;
- ladite étape de vérification E13 pour vérifier en vol de croisière si la condition G précitée est réalisée :
 - si non, on revient à ladite étape E2 ; et

- si oui, on passe à une étape E14 ;
- ladite étape E14 d'émission d'un message indiquant que la vitesse de croisière est faible (moyens d'avertissement 5).

REVENDEICATIONS

1. Procédé pour détecter une dégradation de performances d'un aéronef, procédé selon lequel on réalise, de façon automatique et répétitive, la suite d'étapes suivante :

a) on calcule au moins :

- une masse actuelle de l'aéronef ;
- à partir de ladite masse actuelle, une traînée théorique dudit aéronef ;
- et
- une traînée actuelle dudit aéronef, ladite traînée actuelle $CX_{a/c}$ étant calculée à partir de l'expression suivante :

10

$$CX_{a/c} = \frac{2.T}{R.S.TAS^2} - G$$

dans laquelle :

- R est une valeur constante ;
- S représente la surface de la voilure de l'aéronef ;
- TAS est une vitesse air calculée ;
- G est une valeur dépendant de TAS ; et
- T est une valeur de traction ;

20

b) on met en œuvre au moins un premier ensemble de comparaisons, qui est relatif à la traînée et qui comprend au moins une comparaison entre ladite traînée actuelle et ladite traînée théorique ; et

c) on détermine si une dégradation de performances de l'aéronef existe, au moins à partir dudit premier ensemble de comparaisons.

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que, si une dégradation de performances de l'aéronef est détectée à l'étape c), on émet, à une étape d) suivante, au moins un message d'alerte correspondant.

3. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2, caractérisé en ce qu'à l'étape a), on calcule ladite masse actuelle de l'aéronef, à partir de la masse initiée avant le vol et d'une consommation de carburant au cours du vol qui dépend au moins de l'altitude de l'aéronef au cours du vol et du type dudit aéronef.

4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce qu'à l'étape a), on calcule ladite traînée théorique CX_{th} , à partir de l'expression suivante :

$$CX_{th} = f_1(CZ^2) + f_2(RE) + \Delta CX_f$$

dans laquelle :

- 10
- CZ est une valeur de traînée dépendant de la masse actuelle ;
 - $f_1(CZ^2)$ est une fonction dépendant de CZ^2 ;
 - $f_2(RE)$ est une fonction dépendant du nombre de Reynolds RE ; et
 - ΔCX_f est une valeur dépendant de CZ^2 et CZ.

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que l'on vérifie, de plus, si l'aéronef est en vol de croisière ou non.

6. Procédé selon la revendication 5, caractérisé en ce que, lorsque l'aéronef n'est pas en vol de croisière, à l'étape c), on détermine si une dégradation de performances de l'aéronef existe, uniquement à partir dudit premier ensemble de comparaisons relatif à la traînée.

- 20
7. Procédé selon la revendication 6, caractérisé en ce qu'à l'étape c), on détecte une dégradation de performances de l'aéronef, si l'une des deux conditions A et B suivantes, relatives audit premier ensemble de comparaisons, est réalisée :
- condition A :
 - $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_1$, pendant une durée prédéterminée ;
 - condition B :
 - $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_2$; et
 - $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_3$

pour lesquelles :

- $CX_{a/c}$ est la traînée actuelle calculée de l'aéronef ;
- CX_{th} est la traînée théorique calculée de l'aéronef ;
- $\Delta CX1$, $\Delta CX2$ et $\Delta CX3$ sont des valeurs de traînée prédéterminées ;
- $\Delta CX_{a/c}$ est un écart de traînée actuelle entre deux instants différents prédéterminés ; et
- ΔCX_{th} est un écart de traînée théorique entre deux instants différents prédéterminés.

8. Procédé selon la revendication 5, caractérisé en ce que, lorsque l'aéronef est en vol de croisière :

- 10 - à l'étape a), on calcule une vitesse de croisière théorique à partir de ladite masse actuelle de l'aéronef, et on mesure une vitesse actuelle de l'aéronef ;
- à l'étape b), on met en œuvre un second ensemble de comparaisons, qui est relatif à la vitesse et qui comprend au moins une comparaison entre ladite vitesse actuelle et ladite vitesse de croisière théorique ; et
- à l'étape c), on détermine si une dégradation de performances de l'aéronef existe, également à partir dudit second ensemble de comparaisons relatif à la vitesse.

9. Procédé selon la revendication 8, caractérisé en ce qu'à l'étape a), on calcule ladite vitesse de croisière théorique, à partir de la masse actuelle de l'aéronef, d'une altitude mesurée de l'aéronef et d'un écart de température entre

20 une température standard et une température mesurée.

10. Procédé selon l'une des revendications 8 et 9, caractérisé en ce qu'à l'étape c), on détecte une dégradation de performances de l'aéronef, si l'une des deux conditions C et D suivantes, relatives auxdits premier et second ensembles de comparaisons, est réalisée :

- condition C : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX4$; et
 - $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS 1$,
 pendant une durée prédéterminée ;

- condition D : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX4$; et
 - $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS 1$; et
 - $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX5$

pour lesquelles :

- $CX_{a/c}$ est la traînée actuelle calculée de l'aéronef ;
- CX_{th} est la traînée théorique calculée de l'aéronef ;
- $\Delta CX4$ et $\Delta CX5$ sont des valeurs de traînée prédéterminées ;
- IAS est la vitesse mesurée de l'aéronef ;
- IAS_{th} est la vitesse de croisière théorique calculée ;
- 10 - $\Delta IAS1$ est un écart de vitesse prédéterminé ;
- $\Delta CX_{a/c}$ est un écart de traînée actuelle entre deux instants différents prédéterminés ; et
- ΔCX_{th} est un écart de traînée théorique entre deux instants différents prédéterminés.

11. Procédé selon la revendication 10, caractérisé en ce qu'à l'étape c), on détecte une dégradation de performances de l'aéronef, si l'une des deux conditions E et F suivantes, relatives auxdits premier et second ensembles de comparaisons, est réalisée :

- condition E : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX6$; et
 - $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS2$,
 pendant une durée prédéterminée ;
- condition F : • $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX6$;
 - $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS2$; et
 - $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX7$

pour lesquelles :

- $CX_{a/c}$ est la traînée actuelle calculée de l'aéronef ;
- CX_{th} est la traînée théorique calculée de l'aéronef ;
- $\Delta CX6$ et $\Delta CX7$ sont des valeurs de traînée prédéterminées ;

- $\Delta CX6$ est inférieur à $\Delta CX4$;
- IAS est la vitesse mesurée de l'aéronef ;
- IAS_{th} est la vitesse de croisière théorique calculée ;
- $\Delta IAS2$ est un écart de vitesse prédéterminé ;
- $\Delta IAS2$ est supérieur à $\Delta IAS1$;
- $\Delta CX_{a/c}$ est un écart de traînée actuelle entre deux instants différents prédéterminés ; et
- ΔCX_{th} est un écart de traînée théorique entre deux instants différents prédéterminés.

10 12. Procédé selon la revendication 11, caractérisé en ce que, si aucune des conditions C, D, E et F n'est réalisée, on vérifie si l'une des deux conditions G et H suivantes, relatives auxdits premier et second ensembles de comparaisons, est réalisée :

- condition G :

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX8$; et
 - $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS3$,
- pendant une durée prédéterminée,

- condition H :

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX8$;
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS3$; et
- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX9$,

20

pour lesquelles :

▪ $\Delta CX8$ et $\Delta CX9$ sont des valeurs de traînée prédéterminée, $\Delta CX8$ étant inférieure à $\Delta CX6$; et

▪ $\Delta IAS3$ est un écart de vitesse prédéterminé, qui est inférieur à $\Delta IAS1$ et à $\Delta IAS2$; et

- si l'une desdites conditions G et H est réalisée, on émet à l'étape d) un message indiquant que la vitesse de croisière est faible.

13. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 12, caractérisé en ce que, lorsque l'on détecte une dégradation de performances :

- on compare une vitesse mesurée IAS à une vitesse opérationnelle minimale MSIS calculée, relative à des conditions de givrage sévère ; et
- si ladite vitesse IAS est inférieure à ladite vitesse MSIS, on émet un message requérant une augmentation de vitesse.

14. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 13, caractérisé en ce que l'on réalise les étapes a) à c), uniquement si des volets et le train d'atterrissage de l'aéronef sont rétractés.

10 15. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 14, caractérisé en ce que l'on réalise les étapes -b) et c), uniquement si au moins une condition de givrage est réalisée et si une température d'air statique mesurée est supérieure à une valeur prédéterminée.

16. Dispositif de détection et d'avertissement de dégradation de performances d'un aéronef, ledit dispositif (1) comportant :

- un ensemble (2) de sources d'informations ;
- une unité centrale (3) reliée audit ensemble (2) de sources d'informations et susceptible de détecter une dégradation de performances d'un aéronef, ladite unité centrale (3) comportant :

20 • des moyens (7, 8) pour calculer au moins une masse actuelle de l'aéronef, une traînée actuelle dudit aéronef et, à partir de ladite masse actuelle, une traînée théorique dudit aéronef, lesdits moyens (8) étant formés de manière à calculer ladite traînée actuelle $CX_{a/c}$, à partir de l'expression suivante :

$$CX_{a/c} = \frac{2.T}{R.S.TAS^2} - G$$

dans laquelle :

- R est une valeur constante ;

- S représente la surface de la voilure de l'aéronef ;
 - TAS est une vitesse air calculée ;
 - G est une valeur dépendant de TAS ; et
 - T est une valeur de traction ;
 - des moyens (10) pour mettre en œuvre au moins un premier ensemble de comparaisons, qui est relatif à la traînée et qui comprend au moins une comparaison entre ladite traînée actuelle et ladite traînée théorique ; et
 - des moyens (12) pour déterminer si une dégradation de performances de l'aéronef existe, au moins à partir dudit premier ensemble de comparaisons ; et
- 10 - des moyens d'avertissement (5) reliés à ladite unité centrale (3).

17. Dispositif selon la revendication 16, caractérisé en ce que ladite unité centrale (3) comporte, de plus :

- des moyens (14) pour calculer une vitesse de croisière théorique, à partir de ladite masse actuelle de l'aéronef ;
 - des moyens (2) pour mesurer une vitesse actuelle de l'aéronef ;
 - des moyens (16) pour réaliser un second ensemble de comparaisons, qui est relatif à la vitesse et qui comprend au moins une comparaison entre ladite vitesse actuelle et ladite vitesse de croisière théorique ; et
 - des moyens (12) pour déterminer si une dégradation de performances de l'aéronef existe, également à partir dudit second ensemble de comparaisons relatif à la vitesse.
- 20

18. Dispositif selon l'une des revendications 16 et 17, caractérisé en ce que ledit ensemble (2) de sources d'informations comporte une unité d'acquisition de données de vol.

19. Dispositif selon l'une des revendications 16 et 17, caractérisé en ce que lesdits moyens d'avertissement (5) comportent une unité d'interface de performance d'aéronef.

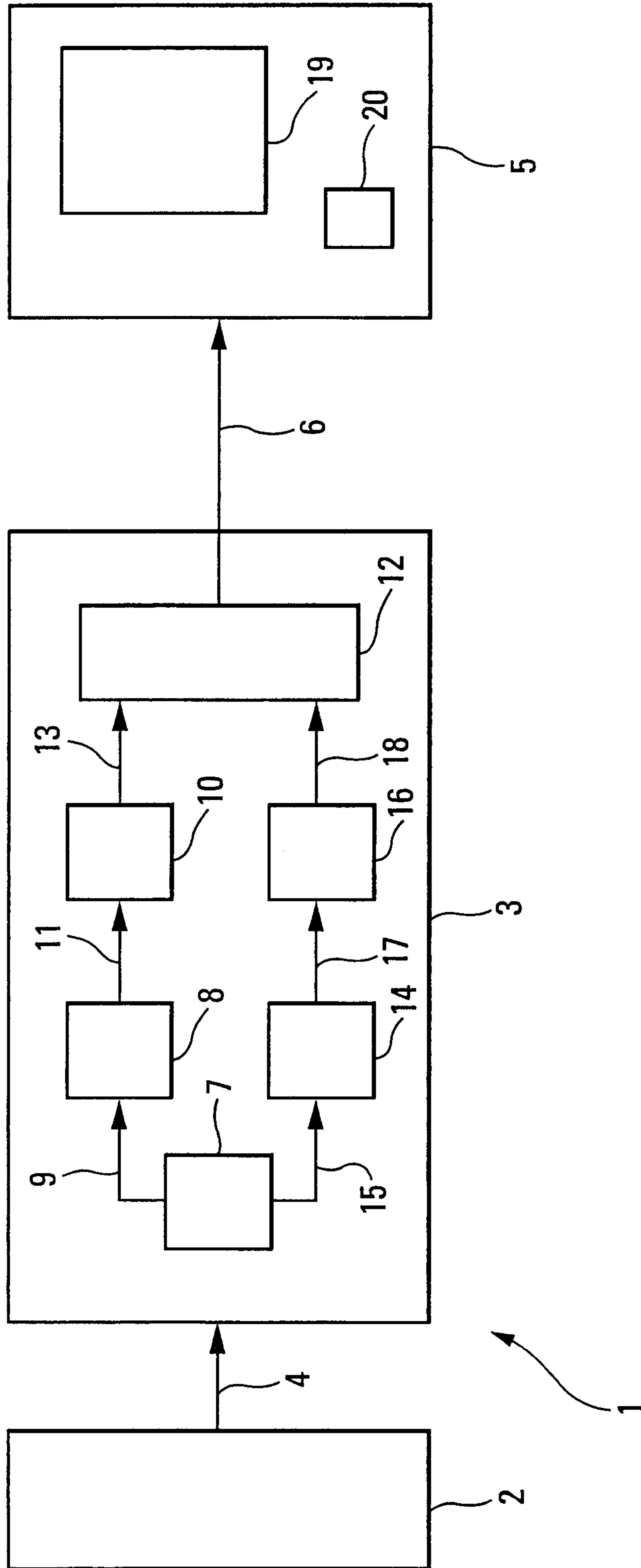


Fig. 1

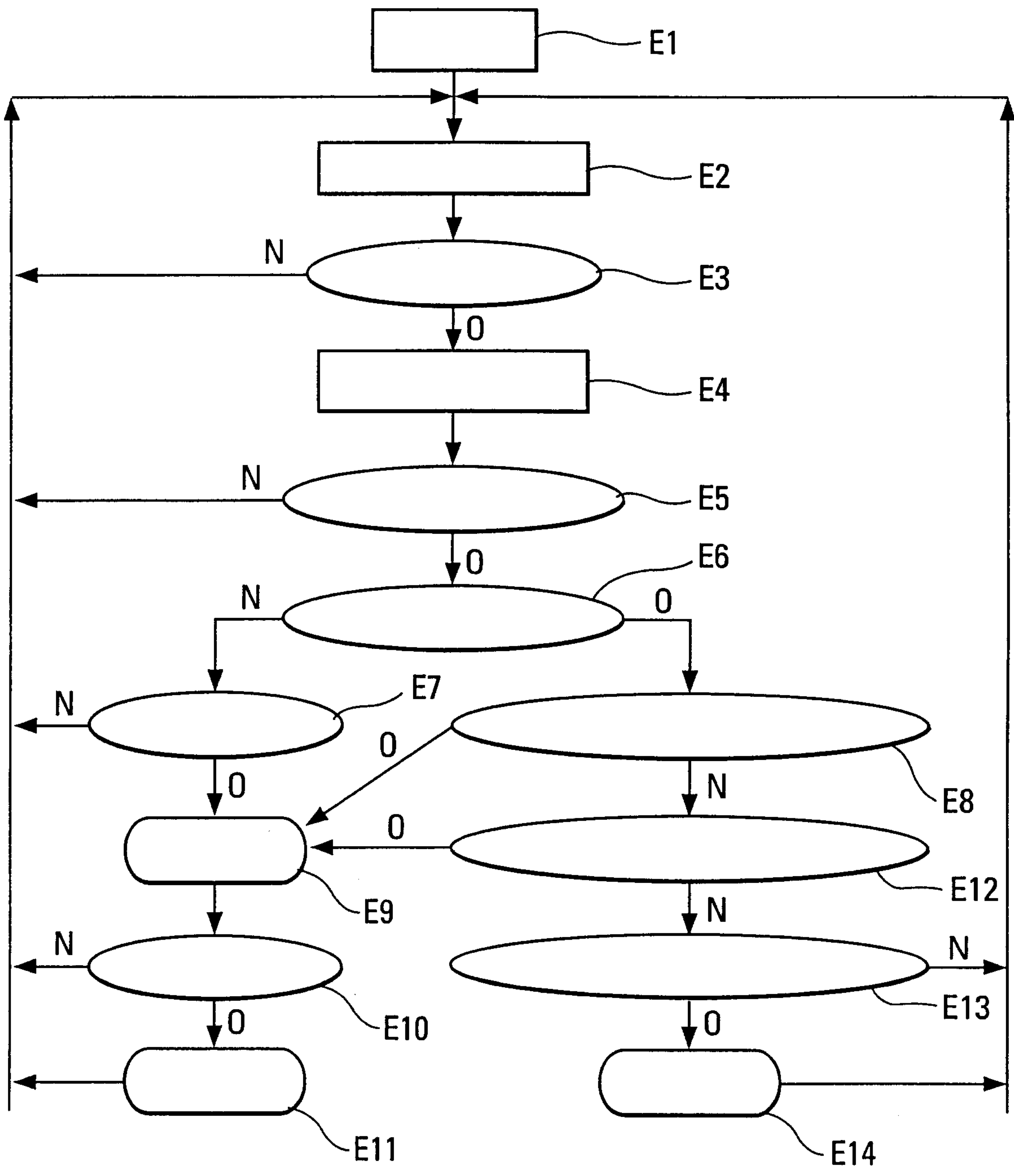


Fig. 2

