

12)

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22) Date de dépôt : 22.09.05.

30) Priorité :

43) Date de mise à la disposition du public de la demande : 23.03.07 Bulletin 07/12.

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

60) Références à d'autres documents nationaux apparentés :

71) Demandeur(s) : AIRBUS Société par actions simplifiée — FR.

72) Inventeur(s) : REMY SEBASTIEN.

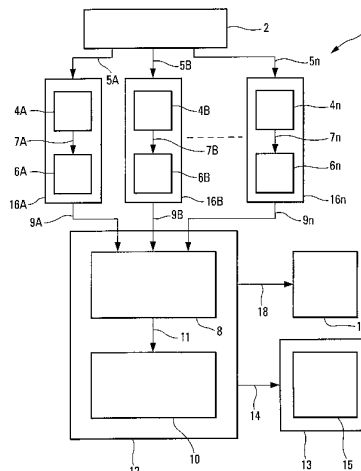
73) Titulaire(s) :

74) Mandataire(s) : CABINET BONNETAT.

54) PROCÉDE ET DISPOSITIF POUR FOURNIR A UN PILOTE D'UN AERONEF MULTIMOTEUR DES INFORMATIONS RELATIVES AUXDITS MOTEURS.

57) - Procédé et dispositif pour fournir à un pilote d'un aéronef multimoteur des informations relatives auxdits moteurs.

- Le dispositif (1) comporte des moyens (6A, 6B, 6n) qui déterminent, pour chacun des moteurs de l'aéronef, une température flexible minimale individuelle et des moyens (8) qui déterminent une température flexible minimale globale à partir desdites températures minimales individuelles, permettant de calculer une poussée maximale disponible.



La présente invention concerne un procédé et un dispositif pour fournir à un pilote d'un aéronef qui est muni d'une pluralité de moteurs, des informations relatives aux moteurs dudit aéronef.

5 Plus précisément, la présente invention a pour objet de fournir des informations relatives à la puissance maximale que les moteurs de l'aéro-
nef peuvent délivrer pour des conditions extérieures (température, altitude) particulières.

On sait qu'à chaque moteur est associée pour chaque régime certifié une poussée maximale, en particulier une poussée maximale de décollage dite "jour froid". Cette poussée maximale est maintenue jusqu'à une
10 température extérieure fictive appelée "point de cassure". Pour surveiller un moteur, on tient généralement compte, en plus de cette poussée maximale, d'une température d'échappement des gaz de type EGT ("Exhaust Gas Temperature" en anglais) qui représente la température des
15 gaz au niveau de la turbine basse pression du moteur. Au-delà du point de cassure, pour chaque régime certifié, cette température (EGT) est maintenue constante, ce qui correspond à une poussée moteur qui décroît quand la température extérieure augmente. Cette température (EGT) est mesurée
20 par l'intermédiaire d'une sonde et est utilisée pour surveiller la détérioration du moteur en service. A cet effet, une valeur limite de température (connue sous l'expression "red line" en anglais, c'est-à-dire ligne rouge) est définie lors des essais de certification du moteur et est déclarée aux
25 autorités de certification. Quand un moteur en service atteint cette valeur limite de température, il doit être déposé pour être remis en condition, ou si cela est possible, être reprogrammé pour un régime certifié inférieur, correspondant à une température d'échappement des gaz inférieure, ce

qui a pour conséquence bien entendu de faire baisser la poussée maximale que le moteur peut alors fournir.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé pour fournir à un pilote d'un aéronef qui
5 est muni d'une pluralité de moteurs, des informations relatives aux moteurs dudit aéronef, permettant de remédier aux inconvénients précités.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé est remarquable en ce que :

- 10 a) on détermine l'altitude effective et la température extérieure effective d'un aéroport sur lequel se trouve ledit aéronef ;
- b) pour chacun des moteurs dudit aéronef, on détermine, à l'aide de ladite altitude effective et de ladite température extérieure effective, une limite de température ambiante pour laquelle le moteur fournit une poussée maximale prédéterminée (la poussée maximale de décollage jour
15 froid précitée) s'il fonctionne à une valeur limite prédéterminée de température d'échappement des gaz (la valeur "red line" précitée) ;
- c) pour chacun desdits moteurs, on détermine, à partir de la limite de température ambiante correspondante déterminée à l'étape b), une température flexible minimale individuelle du moteur ; et
- 20 d) à partir des températures flexibles minimales individuelles ainsi déterminées pour tous les moteurs de l'aéronef, on détermine une température flexible minimale globale.

De façon avantageuse, dans une étape supplémentaire, on détermine, à partir de ladite température flexible minimale globale déterminée à
25 l'étape d), une poussée maximale disponible illustrant la poussée maximale que les moteurs de l'aéronef sont en mesure de fournir au niveau dudit aéroport à ladite température extérieure effective.

Ainsi, grâce à l'invention, le pilote dispose de la poussée maximale que les différents moteurs de l'aéronef peuvent fournir un jour donné sur un aéroport donné.

De plus, avantageusement, dans une étape supplémentaire, on présente à un pilote de l'aéronef, au moins sur un écran de visualisation, au moins la température flexible minimale globale déterminée à l'étape d), et éventuellement ladite poussée maximale disponible.

En outre, de façon avantageuse, dans une étape supplémentaire :

- on compare ladite température flexible minimale globale déterminée à l'étape d) à une température flexible, sélectionnée par un pilote de l'aéronef en vue de la régulation des moteurs dudit aéronef ; et
- on vérifie que cette température flexible reste supérieure à ladite température flexible minimale globale.

On sait qu'une telle température flexible est entrée par le pilote dans le système de régulation du moteur et a pour but de faire croire au moteur qu'il fonctionne à une température ambiante extérieure plus chaude que la température effective, ce qui a pour conséquence de faire baisser la poussée du moteur et donc sa température de fonctionnement.

Dans un mode de réalisation préféré, à l'étape b), on détermine, pour chacun des moteurs de l'aéronef, la limite de température ambiante comme la température extérieure fictive pour laquelle, à la poussée maximale, la température d'échappement des gaz est égale à sa valeur limite.

En outre, avantageusement, à l'étape c), si la limite de température ambiante est inférieure à la température d'un point de cassure et inférieure à la température extérieure, on détermine, pour chacun des moteurs de l'aéronef, la température flexible minimale individuelle T1 à l'aide de l'expression suivante :

$$T1 = T2 + T3 - T4$$

dans laquelle :

- T2 est la température extérieure ;
- T3 est la température du point de cassure précité ; et
- T4 est la limite de température ambiante.

Par ailleurs, de façon avantageuse, à l'étape d), pour déterminer la
5 température flexible minimale globale :

- on compare entre elles les différentes températures flexibles minimales individuelles ; et
- on sélectionne, comme température flexible minimale globale, la température flexible minimale individuelle la plus élevée (correspondant
10 donc à la poussée moteur la plus faible).

Ainsi, on est sûr de ne dépasser la valeur limite précitée ("red line") sur aucun des moteurs de l'aéronef.

La présente invention concerne également un dispositif pour fournir à un pilote d'un aéronef qui est muni d'une pluralité de moteurs, des
15 informations relatives aux moteurs dudit aéronef, par exemple un avion de transport.

Selon l'invention, ledit dispositif est remarquable en ce qu'il comporte :

- des premiers moyens pour déterminer l'altitude effective et la température
20 extérieure effective d'un aéroport sur lequel se trouve ledit aéronef ;
- une pluralité de deuxièmes moyens, dont chacun est formé de manière à déterminer, pour l'un des moteurs dudit aéronef auquel il est associé, à l'aide de ladite altitude effective et de ladite température extérieure effective, une limite de température ambiante pour laquelle le moteur
25 fournit une poussée maximale prédéterminée s'il fonctionne à une valeur limite prédéterminée de température d'échappement des gaz ;
- une pluralité de troisièmes moyens, dont chacun est formé de manière à déterminer, pour l'un desdits moteurs auquel il est associé, à partir de

la limite de température ambiante correspondante, une température flexible minimale individuelle du moteur ; et

- des quatrièmes moyens pour déterminer une température flexible minimale globale, à partir des températures flexibles minimales individuelles ainsi déterminées pour tous les moteurs de l'aéronef.

Dans un mode de réalisation particulier, ledit dispositif comporte de plus :

- des cinquièmes moyens pour déterminer, à l'aide de ladite température flexible minimale globale, une poussée maximale disponible illustrant la poussée maximale que les moteurs de l'aéronef sont en mesure de fournir au niveau dudit aéroport à ladite température extérieure effective ; et/ou
- des sixièmes moyens pour présenter à un pilote de l'aéronef, au moins sur un écran de visualisation, au moins la température flexible minimale globale déterminée par lesdits quatrièmes moyens.

Dans un mode de réalisation préféré, les deuxième et troisième moyens associés à au moins l'un desdits moteurs font partie d'une unité de régulation dudit moteur.

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.

La figure 2 illustre schématiquement une partie des informations obtenues grâce à un dispositif conforme à l'invention sur un avion bimoteur.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est destiné à fournir à un pilote d'un aéronef A qui est muni d'une pluralité de moteurs 3A, 3B, ..., 3n, par exemple un avion de

transport bimoteur ou quadrimoteur, des informations relatives aux moteurs 3A, 3B, ..., 3n dudit aéronef A.

Pour ce faire, ledit dispositif 1 comporte, selon l'invention :

- un ensemble 2 de moyens usuels pour déterminer :
 - 5 ▪ d'une part, l'attitude effective de l'aéroport (non représenté) sur lequel se trouve ledit aéronef A ; et
 - d'autre part, la température extérieure effective sur ledit aéroport ;
- une pluralité de moyens 4A, 4B, ..., 4n, dont chacun est associé à l'un des moteurs 3A, 3B, ..., 3n de l'aéronef A et est relié respectivement
10 par l'intermédiaire de liaisons 5A, 5B, 5n audit ensemble 2. Chacun desdits moyens 4A, 4B, ..., 4n est formé de manière à déterminer pour le moteur auquel il est associé, à l'aide des informations (altitude effective et température extérieure effective) reçues dudit ensemble 2, une
15 limite de température ambiante dite "OATL" (pour "Outside Air Temperature Limit" en anglais) pour laquelle le moteur associé fournit une poussée maximale prédéterminée (la poussée maximale usuelle de décollage jour froid) s'il fonctionne à une valeur limite prédéterminée de EGT (la valeur limite usuelle dite "red line") ;
- une pluralité de moyens 6A, 6B, ..., 6n, dont chacun est associé à l'un
20 desdits moteurs 3A, 3B, ..., 3n et est relié par l'intermédiaire d'une liaison 7A, 7B, ..., 7n à l'un desdits moyens 4A, 4B, ..., 4n. Chacun desdits moyens 6A, 6B, ..., 6n est formé de manière à déterminer pour le moteur auquel il est associé, à partir de la limite de température ambiante correspondante reçue du moyen 4A, 4B, ..., 4n auquel il est relié,
25 lié, une température flexible minimale individuelle pour le moteur 3A, 3B, ..., 3n associé ; et
- des moyens 8 pour déterminer une température flexible minimale globale, à partir des températures flexibles minimales individuelles reçues

desdits moyens 6A, 6B, ..., 6n par l'intermédiaire de liaisons 9A, 9B, ..., 9n.

En outre, dans un mode de réalisation préféré, ledit dispositif 1 comporte, de plus, des moyens 10 :

- 5 – qui sont reliés par l'intermédiaire d'une liaison 11 auxdits moyens 8 ; et
- qui sont formés de manière à déterminer, à l'aide de la température flexible minimale globale reçue desdits moyens 8, une poussée maximale disponible illustrant la poussée maximale que les moteurs 3A, 3B, ..., 3n de l'aéronef A sont en mesure de fournir au niveau dudit aé-
- 10 roport à ladite température extérieure effective.

Ainsi, grâce au dispositif 1 conforme à l'invention, le pilote de l'aéronef A dispose de la poussée maximale que les différents moteurs 3A, 3B, ..., 3n, de l'aéronef A peuvent fournir un jour donné sur un aéroport donné.

15 On notera de plus que, grâce à l'invention, la poussée maximale disponible évolue continûment, ce qui permet à une compagnie aérienne de maximiser la performance opérationnelle de ses avions.

Dans un mode de réalisation particulier, lesdits moyens 8 et 10 peuvent être regroupés dans une unité centrale 12.

20 En outre, dans un mode de réalisation préféré, ledit dispositif 1 comporte, de plus, des moyens d'affichage 13 qui sont par exemple reliés par l'intermédiaire d'une liaison 14 à ladite unité centrale 12 et qui sont susceptibles de présenter, sur au moins un écran de visualisation 15 de l'aéronef A, des informations issues de ladite unité centrale 12, et en particulier la température flexible minimale globale déterminée par lesdits

25 moyens 8. Bien entendu, lesdits moyens d'affichage 13 peuvent également présenter d'autres informations au pilote de l'aéronef A, et notamment la poussée maximale disponible déterminée par lesdits moyens 10.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation préféré, lesdits moyens 4A, 4B, 4n déterminent la limite de température ambiante (limite "OATL" précitée) à chaque fois de la façon suivante :

- à poussée maximale de décollage "jour froid" constante, la température EGT d'échappement des gaz augmente avec la température extérieure ;
- par extrapolation de cette caractéristique, la limite OATL est la température extérieure fictive pour laquelle, à la poussée maximale de décollage "jour froid", la température EGT est égale à la valeur limite précitée dite "red line".

En outre, lesdits moyens 6A, 6B, 6n déterminent la température flexible minimale individuelle à chaque fois de la façon suivante :

- si la limite OATL est supérieure ou égale au point de cassure, il n'y a pas de température flexible minimale individuelle, et le moteur peut fournir la poussée maximale du régime certifié considéré pour les conditions extérieures du jour ; et
- si la limite OATL est inférieure au point de cassure, la température flexible minimale individuelle est obtenue de la façon suivante :
 - si la température extérieure est inférieure ou égale à la limite OATL, il n'y a pas de température flexible minimale individuelle, et le moteur peut fournir la poussée maximale du régime certifié considéré pour les conditions extérieures du jour ; et
 - si la température extérieure est supérieure à la limite OATL, la température flexible minimale individuelle s'obtient à l'aide de l'expression suivante :

température flexible minimale individuelle =
température extérieure + température du point de cassure – limite OATL.

Dans un mode de réalisation particulier, les moyens 4A, 4B, 4n et les moyens 6A, 6B, 6n qui sont associés à un même moteur 3A, 3B, 3n

sont, à chaque fois, intégrés dans une unité de régulation usuelle 16A, 16B, 16n dudit moteur 3A, 3B, 3n.

Par ailleurs, pour déterminer la température flexible minimale globale, lesdits moyens 8 :

- 5 – comparent automatiquement entre elles les différentes températures flexibles minimales individuelles reçues ; et
- sélectionnent automatiquement, comme température flexible minimale globale, la température flexible minimale individuelle la plus élevée (correspondant donc à la poussée moteur la plus faible).

10 Ainsi, on est sûr de ne dépasser la valeur limite précitée ("red line") sur aucun des moteurs 3A, 3B, 3n de l'aéronef A.

Il est également envisageable, pour déterminer la température flexible minimale globale, que le dispositif 1 affiche les différentes températures flexibles minimales individuelles sur un écran de visualisation, par exemple sur l'écran de visualisation 15, et que le pilote sélectionne alors la température flexible minimale globale et en informe ledit dispositif 1 à l'aide d'un élément approprié (par exemple un clavier d'ordinateur) qui fait de préférence partie desdits moyens 8.

20 Sur la figure 2, on a représenté une partie des informations obtenues grâce à l'invention sur l'exemple d'un avion A muni de deux moteurs 3A et 3B agencés sur ses ailes 19A et 19B, à savoir :

- 25 – pour chacun desdits moteurs 3A et 3B, des informations I1A, I1B qui correspondent respectivement aux températures flexibles minimales individuelles engendrées par les unités de régulation 16A et 16B associées ;
- une information I2 représentant la température flexible minimale globale pour tout l'avion A, déterminée par les moyens 8 ; et

- une information I3 (déterminée par les moyens 10) représentant la performance maximale disponible sur l'avion A au jour donné avec ces deux moteurs 3A et 3B.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, ledit dispositif 1 comporte, de plus, des moyens 17 qui sont par exemple reliés par l'intermédiaire d'une liaison 18 à ladite unité centrale 12 et qui sont destinés :

- à comparer ladite température flexible minimale globale déterminée par les moyens 8 à une température flexible, sélectionnée par un pilote de l'aéronef A en vue de la régulation des moteurs 3A, 3B, 3n dudit aéronef A ; et
- à vérifier que cette température flexible reste supérieure à ladite température flexible minimale globale.

On sait qu'une telle température flexible qui est entrée par le pilote dans le système de régulation de chaque moteur 3A, 3B, 3n a pour but de faire croire au moteur 3A, 3B, 3n qu'il fonctionne à une température ambiante extérieure plus chaude que la température effective, ce qui a pour conséquence de faire baisser la poussée du moteur 3A, 3B, 3n et donc sa température de fonctionnement.

On notera de plus que, grâce au dispositif 1 conforme à l'invention, un moteur reste en service plus longtemps avant d'être déposé, ce qui permet aux compagnies aériennes une exploitation plus longue dans les meilleures conditions de fonctionnement.

REVENDEICATIONS

1. Procédé pour fournir à un pilote d'un aéronef (A) qui est muni d'une pluralité de moteurs (3A, 3B), des informations relatives aux moteurs (3A, 3B) dudit aéronef (A),

5 caractérisé en ce que :

a) on détermine l'altitude effective et la température extérieure effective d'un aéroport sur lequel se trouve ledit aéronef (A) ;

10 b) pour chacun des moteurs (3A, 3B) dudit aéronef (A), on détermine, à l'aide de ladite altitude effective et de ladite température extérieure effective, une limite de température ambiante pour laquelle le moteur (3A, 3B) fournit une poussée maximale prédéterminée s'il fonctionne à une valeur limite prédéterminée de température d'échappement des gaz ;

15 c) pour chacun desdits moteurs (3A, 3B), on détermine, à partir de la limite de température ambiante correspondante déterminée à l'étape b), une température flexible minimale individuelle du moteur (3A, 3B) ; et

d) à partir des températures flexibles minimales individuelles ainsi déterminées pour tous les moteurs (3A, 3B) de l'aéronef (A), on détermine une température flexible minimale globale.

2. Procédé selon la revendication 1,

20 caractérisé en ce que, dans une étape supplémentaire, on détermine, à partir de ladite température flexible minimale globale déterminée à l'étape d), une poussée maximale disponible illustrant la poussée maximale que les moteurs (3A, 3B) de l'aéronef (A) sont en mesure de fournir au niveau dudit aéroport à ladite température extérieure effective.

25 3. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2,

caractérisé en ce que, dans une étape supplémentaire, on présente à un pilote de l'aéronef (A), au moins sur un écran de visualisation (15), au moins la température flexible minimale globale déterminée à l'étape d).

4. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que, dans une étape supplémentaire :

- on compare ladite température flexible minimale globale déterminée à l'étape d) à une température flexible minimale fictive, sélectionnée par un pilote de l'aéronef (A) en vue de la régulation des moteurs (3A, 3B) dudit aéronef (A) ; et
- on vérifie que cette température flexible reste supérieure à ladite température flexible minimale globale.

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape b), on détermine, pour chacun des moteurs (3A, 3B) de l'aéronef (A), la limite de température ambiante comme la température extérieure fictive pour laquelle, à la poussée maximale, la température d'échappement des gaz est égale à sa valeur limite.

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape c), si la limite de température ambiante est inférieure à la température d'un point de cassure et inférieure à la température extérieure, on détermine, pour chacun des moteurs de l'aéronef, la température flexible minimale individuelle T1 à l'aide de l'expression suivante :

$$T1 = T2 + T3 - T4$$

dans laquelle :

- T2 est la température extérieure ;
- T3 est la température d'un point de cassure ; et
- T4 est la limite de température ambiante.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'à l'étape d), pour déterminer la température flexible minimale globale :

- on compare entre elles les différentes températures flexibles minimales individuelles ; et

- on sélectionne, comme température flexible minimale globale, la température flexible minimale individuelle la plus élevée.

8. Dispositif pour fournir à un pilote d'un aéronef (A) qui est muni d'une pluralité de moteurs (3A, 3B), des informations relatives aux moteurs (3A, 3B) dudit aéronef (A),
5 caractérisé en ce qu'il comporte :

- des premiers moyens (2) pour déterminer l'altitude effective et la température extérieure effective d'un aéroport sur lequel se trouve ledit aéronef (A) ;
- 10 – une pluralité de deuxièmes moyens (4A, 4B, 4n), dont chacun est formé de manière à déterminer, pour l'un des moteurs (3A, 3B) dudit aéronef (A) auquel il est associé, à l'aide de ladite altitude effective et de ladite température extérieure effective, une limite de température ambiante pour laquelle le moteur (3A, 3B) fournit une poussée maximale prédéterminée s'il fonctionne à une valeur limite prédéterminée de
15 température d'échappement des gaz ;
- une pluralité de troisièmes moyens (6A, 6B, 6n), dont chacun est formé de manière à déterminer, pour l'un desdits moteurs (3A, 3B) auquel il est associé, à partir de la limite de température ambiante correspondante, une température flexible minimale individuelle du moteur (3A,
20 3B) ; et
- des quatrièmes moyens (8) pour déterminer une température flexible minimale globale, à partir des températures flexibles minimales individuelles ainsi déterminées pour tous les moteurs (3A, 3B) de l'aéronef
25 (A).

9. Dispositif selon la revendication 8, caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, des cinquièmes moyens (10) pour déterminer, à l'aide de ladite température flexible minimale globale, une poussée maximale disponible illustrant la poussée maximale que les

moteurs (3A, 3B) de l'aéronef (A) sont en mesure de fournir au niveau dudit aéroport à ladite température extérieure effective.

10. Dispositif selon l'une des revendications 8 et 9, caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, des sixièmes moyens (13) pour
5 présenter à un pilote de l'aéronef (A), au moins sur un écran de visualisation (15), au moins la température flexible minimale globale déterminée par lesdits quatrièmes moyens (8).

11. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 8 à 10, caractérisé en ce que les deuxième et troisième moyens associés à au
10 moins l'un desdits moteurs font partie d'une unité de régulation (16A, 16B, 16n) dudit moteur (3A, 3B).

12. Aéronef muni d'une pluralité de moteurs (3A, 3B), caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) susceptible de mettre en œuvre le procédé spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 7.

15 13. Aéronef muni d'une pluralité de moteurs (3A, 3B), caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 8 à 11.

1/2

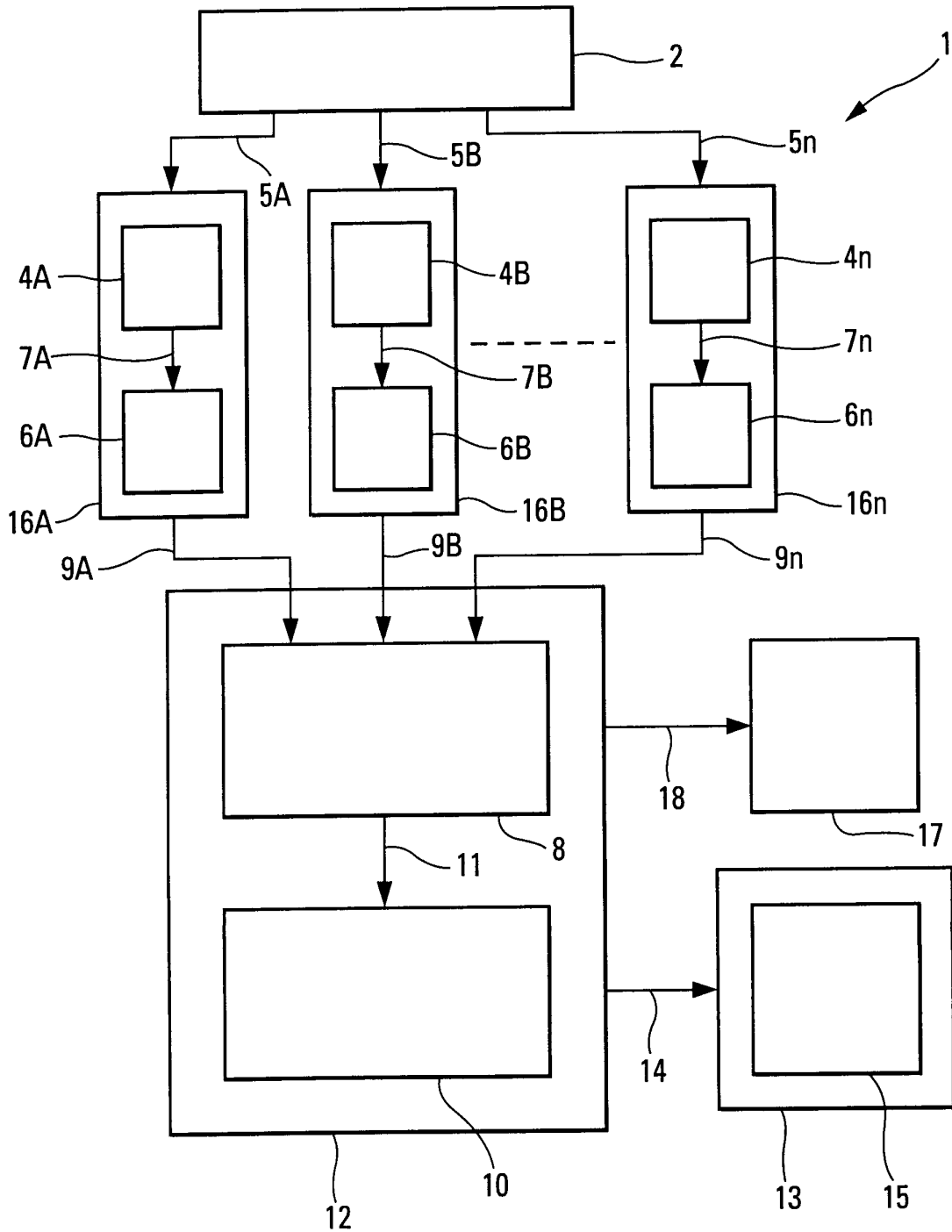


Fig. 1

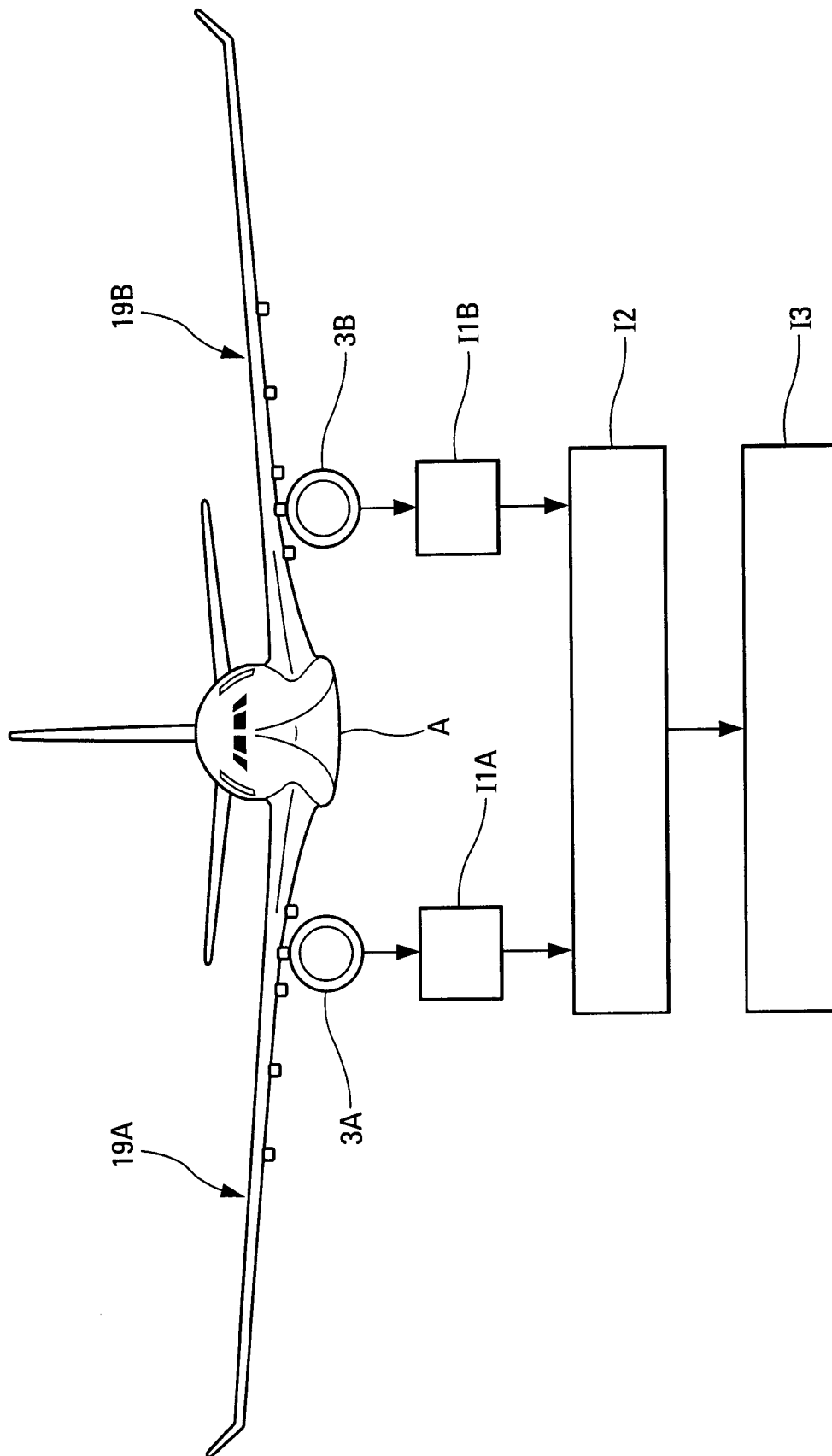


Fig. 2



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

N° d'enregistrement
national

FA 670035
FR 0509700

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
A	US 2004/267414 A1 (BARTEL MATTHIAS) 30 décembre 2004 (2004-12-30) * le document en entier * -----	1-13	B64D31/04
A	US 3 721 120 A (HOWELL J,US ET AL) 20 mars 1973 (1973-03-20) * le document en entier * -----	1-13	
A	US 5 142 860 A (STRANGE ET AL) 1 septembre 1992 (1992-09-01) * le document en entier * -----	1-13	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64D F02C G01M
		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
		22 juin 2006	Pedersen, K
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0509700 FA 670035**

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

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du 22-06-2006

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

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2004267414 A1	30-12-2004	DE 10329252 A1 EP 1491745 A2	13-01-2005 29-12-2004
US 3721120 A	20-03-1973	CA 998472 A1 DE 2156670 A1 FR 2114766 A5 GB 1351314 A IT 941155 B JP 50038769 B	12-10-1976 27-07-1972 30-06-1972 24-04-1974 01-03-1973 12-12-1975
US 5142860 A	01-09-1992	AUCUN	