

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①1 N° de publication : **2 871 520**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②1 N° d'enregistrement national : **04 06488**

⑤1 Int Cl⁷ : F 02 C 9/00

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 15.06.04.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 16.12.05 Bulletin 05/50.

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) : *EUROCOPTER Société par actions simplifiée* — FR.

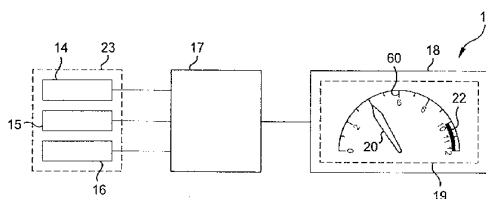
⑦2 Inventeur(s) : CERTAIN BERNARD.

⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire(s) : GPI & ASSOCIES.

⑤4 INDICATEUR DE PILOTAGE PERMETTANT DE PREDIRE L'EVOLUTION DES PARAMETRES DE SURVEILLANCE D'UN TURBOMOTEUR.

⑤7 La présente invention concerne un indicateur de pilotage (13), destiné à un aéronef pourvu d'au moins un turbomoteur. Il comporte un ensemble de capteurs (23) délivrant des informations relatives à différents paramètres de surveillance dudit turbomoteur à savoir le régime de rotation Ng de rotation du générateur de gaz, la température T4 d'éjection des gaz à l'entrée de la turbine libre et le couple moteur Cm. Cet indicateur (13) est de plus muni d'un moyen de traitement (17) des informations issues des capteurs et d'un moyen d'affichage (18) pourvu d'un écran de visualisation (19). De plus, le moyen de traitement (17) détermine une valeur estimée d'un paramètre limitant, ce paramètre limitant étant le paramètre de surveillance le plus proche de sa limite.



FR 2 871 520 - A1



Indicateur de pilotage permettant de prédire l'évolution des
paramètres de surveillance d'un turbomoteur.

La présente invention concerne un indicateur de pilotage pour un aéronef pourvu d'au moins un turbomoteur permettant de
5 prédire l'évolution des paramètres de surveillance de ce turbomoteur lors des phases d'accélération dénommées phases transitoires. Un tel indicateur est plus spécifiquement adapté à un giravion et notamment à un hélicoptère.

Le pilotage d'un hélicoptère s'effectue grâce à la surveillance
10 de nombreux instruments sur le tableau de bord, instruments qui sont pour la plupart représentatifs du fonctionnement de l'ensemble turbomoteur et de l'aéronef. Pour des raisons physiques, il existe de nombreuses limitations que le pilote doit prendre en compte à chaque instant de vol. Ces différentes
15 limitations dépendent généralement de la phase de vol et des conditions extérieures.

La plupart des hélicoptères construits actuellement sont équipés d'un ou deux turbomoteurs à turbine libre. La puissance est alors prélevée sur un étage basse pression de la turbine libre,
20 lequel étage est mécaniquement indépendant de l'ensemble du compresseur et de l'étage haute pression du turbomoteur. La turbine libre d'un turbomoteur tournant entre 20 000 et 50 000 tours par minute, une boîte de réduction est nécessaire pour la liaison au rotor principal dont le régime de rotation est
25 sensiblement compris entre 200 et 400 tours par minute: il s'agit de la boîte de transmission principale.

Les limitations thermiques du turbomoteur et les limitations en couple de la boîte de transmission principale permettent de définir trois régimes normaux d'utilisation du turbomoteur:

- le régime de décollage, utilisable pendant cinq à dix minutes, correspondant à un niveau de couple pour la boîte de transmission et un échauffement du turbomoteur admissibles pendant un temps limité sans dégradation notable : c'est la puissance maximale au décollage (PMD),

- le régime maximal continu pendant lequel, à aucun moment, ne sont dépassées les possibilités de la boîte de transmission, ni celles résultant de l'échauffement maximal admissible en continu devant les aubages à haute pression du premier étage de la turbine : c'est la puissance maximale en continu (PMC),

- le régime maximal en transitoire, buté ou non par la régulation : on parle alors de puissance maximale en transitoire (PMT).

Il existe aussi des régimes de surpuissance en urgence sur les appareils multimoteurs, utilisés en cas de panne d'un turbomoteur:

- le régime d'urgence pendant lequel les possibilités de la boîte de transmission sur les étages d'entrée et les possibilités thermiques du turbomoteur sont utilisées au maximum : on parle de puissance de super urgence (PSU) utilisable pendant trente secondes consécutives, au maximum, et trois fois pendant un vol. L'utilisation de la PSU entraîne la dépose et la révision du turbomoteur;

- le régime d'urgence pendant lequel les possibilités de la boîte de transmission sur les étages d'entrée et les possibilités du turbomoteur sont largement utilisées : on parle alors de puissance maximale d'urgence (PMU) utilisable

pendant deux minutes après la PSU ou deux minutes trente secondes consécutives, au maximum ;

5 - le régime d'urgence pendant lequel les possibilités de la boîte de transmission sur les étages d'entrée et les possibilités thermiques du turbomoteur sont utilisées sans endommagement : on parle de puissance intermédiaire d'urgence (PIU) utilisable trente minutes ou en continu pour le reste du vol après la panne du turbomoteur.

10 Le motoriste établit, par calculs ou par essais, les courbes de puissance disponible d'un turbomoteur en fonction de l'altitude et de la température, et cela pour chacun des régimes définis ci-dessus.

15 Les limitations indiquées sont généralement surveillées par l'intermédiaire des trois paramètres : le régime du générateur de gaz, le couple moteur et la température d'éjection des gaz à l'entrée de turbine libre respectivement dénommés Ng, Cm et T4 par l'homme du métier.

20 On connaît, par le document FR2749545, un indicateur de pilotage qui identifie, parmi les paramètres de surveillance du turbomoteur, celui qui est le plus proche de sa limite. Les informations relatives aux limitations à respecter sont ainsi regroupées sur un affichage unique, en permettant, d'une part, d'effectuer une synthèse et de présenter uniquement le résultat de cette synthèse afin de simplifier la tâche du pilote et, d'autre part, de gagner de la place sur la planche de bord. On obtient ainsi un
25 « paramètre limitant », parmi lesdits paramètres de surveillance du turbomoteur, dont la valeur actuelle est la plus proche de la valeur limite pour ledit paramètre. Pour cette raison, on désignera également ci-après un tel indicateur par l'expression « instrument
30 de première limitation », en abrégé « IPL ».

Cet IPL permet donc de connaître la valeur actuelle à un instant donné du paramètre limitant. Cependant, au moment de sa manœuvre, le pilote ne peut pas savoir si le paramètre limitant dépassera ou non sa limite.

5 La présente invention a donc pour objet de proposer un indicateur de pilotage permettant de prédire l'évolution des paramètres de surveillance d'un aéronef afin de permettre au pilote de modifier sa manœuvre si nécessaire.

10 Selon l'invention, un indicateur de pilotage, destiné à un aéronef pourvu d'au moins un turbomoteur pour la propulsion voire même pour la sustentation, comporte un ensemble de capteurs délivrant des informations respectivement relatives à un ensemble de paramètres de surveillance dudit aéronef. Cet indicateur est de plus muni d'un moyen de traitement des informations issues de
15 l'ensemble de capteurs et d'un moyen d'affichage pourvu d'un écran de visualisation.

L'invention est remarquable dans la mesure où le moyen de traitement détermine une valeur estimée d'un paramètre limitant, ce paramètre limitant étant le paramètre de surveillance le plus
20 proche de sa limite. Cette valeur estimée, affichée sur l'écran de visualisation par exemple par l'intermédiaire d'une première aiguille, représente une prédiction de l'évolution du paramètre limitant.

Avantageusement, l'ensemble de paramètres de surveillance
25 dudit aéronef comprend des paramètres de surveillance du turbomoteur, à savoir un premier régime de rotation du générateur de gaz, une température des gaz à l'entrée de la turbine libre et un couple moteur mesurés respectivement par un premier, un deuxième et un troisième capteur de l'ensemble de capteurs.

De cette manière, le pilote de l'aéronef sait par avance si l'un des paramètres de surveillance du turbomoteur va dépasser la limite fixée par le constructeur. Dans ces conditions, il sera à même de modifier sa manœuvre pour préserver le turbomoteur d'une dégradation néfaste à la sécurité du vol.

Selon l'invention, lors d'une accélération du turbomoteur, le moyen de traitement calcule la valeur estimée à partir de la loi prédictive en accélération suivante, où IPT, IPL, k et $dIPL/dt$ correspondent respectivement à la valeur estimée, la valeur actuelle du paramètre limitant, un coefficient multiplicateur et la variation de la valeur actuelle au cours d'un intervalle de temps :

$$IPT = IPL + (k \frac{dIPL}{dt})^4$$

La puissance quatrième du terme $(k \frac{dIPL}{dT})$ permet de limiter l'impact d'un éventuel bruit. De cette manière, on évite un ballottement de la première aiguille qui pourrait rendre inexploitable l'information transmise au pilote par l'indicateur de pilotage selon l'invention.

Par ailleurs, lors d'une phase de décélération du turbomoteur, il n'est pas nécessaire de prédire l'évolution des paramètres de surveillance du turbomoteur. En effet, le but de l'invention est de permettre au pilote d'anticiper une manœuvre afin de préserver le turbomoteur. Or, une chute consécutive de la valeur d'un de ces trois paramètres de surveillance ne peut être provoquée que par une panne du turbomoteur. Dans ce cas, seul le dispositif de régulation, principal ou de secours, du débit carburant pourrait résoudre le problème. De ce fait, lors de cette phase transitoire, le moyen de traitement considère que la valeur estimée est identique à la valeur actuelle du paramètre limitant.

En outre, pour que la loi prédictive en accélération soit représentative, le coefficient multiplicateur est compris entre 0 et 0,5. Ce dernier dépendant du turbomoteur concerné, il est déterminé par essai par le constructeur.

5 De plus, le coefficient multiplicateur varie selon la nature du paramètre limitant. De façon préférentielle, il possède les caractéristiques suivantes :

10 - le paramètre limitant étant le premier régime de rotation N_g du générateur de gaz, le coefficient multiplicateur k est sensiblement égal à 0,376,

- le paramètre limitant étant la température T_4 d'éjection des gaz à l'entrée de la turbine libre, le coefficient multiplicateur k est sensiblement égal à 0,18.

15 - le paramètre limitant étant le couple moteur C_m , le coefficient multiplicateur k est sensiblement égal à 0,088.

L'indicateur de pilotage basé sur la loi prédictive en accélération décrite précédemment fonctionne correctement notamment pour des manœuvres normales. Cependant, l'analyse des résultats d'essais nous enseigne que lors de manœuvres brutales, par exemple une augmentation importante du pas des pales du rotor principal d'un hélicoptère, la valeur estimée peut être exagérément élevée.

Pour éviter ce phénomène, le moyen de traitement borne la valeur estimée en déterminant une valeur estimée maximale.

25 Comme pour le coefficient multiplicateur, cette valeur estimée maximale, dépendant du turbomoteur, est déterminée par essai par le constructeur.

Si le paramètre limitant est le premier régime de rotation Ng du générateur de gaz, la valeur estimée maximale est égale au régime de rotation Ng du générateur de gaz majoré:

- 5 - de 10 % lorsque le premier régime de rotation Ng est inférieur à 87%,
- de 1 % lorsque le premier régime de rotation Ng est supérieur à 100%,
- 10 - d'un pourcentage diminuant linéairement de 10% à 1% lorsque le premier régime de rotation Ng évolue de 87% à 100%.

Si le paramètre limitant est la température T4 d'éjection des gaz, la valeur estimée maximale est égale à la température T4 majorée:

- de 50°C lorsque la température T4 est inférieure à 650°C,
- 15 - de 10°C lorsque la température T4 est supérieure à 830°C,
- à d'une température diminuant linéairement de 50°C à 10°C lorsque la température T4 évolue de 650°C à 830°C.

Si le paramètre limitant est ledit couple moteur Cm, la valeur estimée maximale est égale au couple moteur Cm majoré:

- 20 - de 40 % lorsque le couple moteur Cm est inférieur à 40%,
- de 2 % lorsque le couple moteur Cm est supérieur à 100%,
- d'un pourcentage diminuant linéairement de 40% à 2% lorsque le couple moteur Cm évolue de 40% à 100%.

25 Enfin, dans une variante de l'invention, la valeur actuelle est affichée sur l'écran de visualisation, par l'intermédiaire d'un moyen

de préférence identique à celui utilisé pour afficher la valeur estimée, une deuxième aiguille par exemple.

Par ailleurs, lorsque la valeur estimée franchit un seuil limite maximal, le moyen de traitement émet avantageusement un signal
5 d'alerte, une alarme sonore et/ou visuelle, pour attirer l'attention du pilote.

L'invention et ses avantages apparaîtront avec plus de détails dans le cadre de la description, qui suit avec un exemple de réalisation donné à titre illustratif en référence aux figures
10 annexées qui représentent :

- la figure 1, une vue schématique d'un indicateur de pilotage selon l'invention,
- la figure 2, une vue schématique de l'écran de visualisation dudit écran de visualisation,
- 15 - la figure 3, un diagramme représentant l'évolution du paramètre limitant et de la valeur estimée en fonction du temps,
- la figure 4, un diagramme représentant l'évolution de la dérivée du paramètre limitant et la loi prédictive à deux
20 instants distincts,
- la figure 5, un diagramme démontrant la nécessité de borner la valeur estimée dans certains cas, et
- la figure 6, un diagramme présentant les majorations maximales de la valeur estimée.

25 Les éléments présents dans plusieurs figures distinctes sont affectés d'une seule et même référence.

La figure 1 présente une vue schématique d'un indicateur de pilotage 13 selon l'invention.

Il est pourvu d'un ensemble de capteurs 23 comportant un premier 14, un deuxième 15 et un troisième 16 capteur qui
5 délivrent, indépendamment les uns des autres, à un moyen de traitement 17 des informations relatives à différents paramètres de surveillance d'au moins un turbomoteur d'un aéronef. Ces derniers sont respectivement le premier régime de rotation Ng du
10 générateur de gaz, la température T4 des gaz à l'entrée de la turbine libre et le couple moteur Cm.

Le moyen de traitement 17 ramène les valeurs des paramètres de surveillance à une échelle comparable. La valeur, ainsi mise à l'échelle, du paramètre de surveillance le plus proche de sa limite constitue alors la valeur actuelle d'un paramètre
15 dénommé paramètre limitant.

En outre, le moyen de traitement 17 calcule aussi la valeur estimée du paramètre limitant, c'est-à-dire la valeur que devrait atteindre le paramètre limitant à l'issue d'une phase transitoire.

Pour ce faire, lors d'une accélération du turbomoteur, il
20 utilise la loi prédictive en accélération suivante où IPT, IPL, k et dIPL/dt correspondent respectivement à la valeur estimée, la valeur actuelle du paramètre limitant, un coefficient multiplicateur et la variation de ladite valeur actuelle au cours d'un intervalle de temps :

$$25 \quad IPT = IPL + \left(k \frac{dIPL}{dt}\right)^4$$

Lors d'une décélération du turbomoteur, le moyen de traitement 17 considère que la valeur estimée est égale à la valeur actuelle du paramètre limitant.

En outre, pour que la loi prédictive en accélération soit représentative, le coefficient multiplicateur k est compris entre 0 et 0,5. Ce dernier variant d'un type de turbomoteur à l'autre, il est déterminé par essai par le constructeur.

5 D'autre part, le coefficient multiplicateur k dépend aussi de la nature du paramètre limitant. De façon préférentielle, il est sensiblement égal à :

- 0,376 lorsque le paramètre limitant est le premier régime de rotation N_g ,

10 - 0,18 lorsque le paramètre limitant est la température T_4 ,

- 0,088 lorsque le paramètre limitant est le couple moteur C_m .

Par ailleurs, le moyen de traitement 17 transmet les valeurs actuelle et estimée à un moyen d'affichage 18. Ce dernier est
15 pourvu d'un écran de visualisation 19 comportant un intervalle 22 et des graduations 60 numérotées, allant par exemple de 0 à 12. Une première aiguille 20 permet d'indiquer la valeur estimée. Toutefois, sans sortir du cadre de la présente invention, la valeur
20 estimée peut être affichée sous toute autre forme, analogique ou digitale, une pluralité de plots s'allumant ou s'éteignant par exemple.

Conformément à la figure 1, lors d'une phase stabilisée, la première aiguille 20 correspond par exemple à la graduation 4.

25 Par contre, en référence à la figure 2, l'aéronef entame une manœuvre nécessitant une accélération du turbomoteur.

La première aiguille 20, représentant la valeur estimée, se déplace sensiblement vers la droite et indique qu'à la fin de la

manœuvre le paramètre limitant atteindra une valeur correspondant à la graduation 11, par exemple.

On remarque que cette première aiguille 20 se trouve alors dans l'intervalle 22. Cela indique au pilote qu'au moins un des
5 paramètres de surveillance du turbomoteur dépassera un seuil limite maximal fixé par le constructeur. Dans ces conditions, le pilote est à même de modifier sa manœuvre afin de ne pas occasionner un éventuel dommage au turbomoteur.

Le seuil limite maximal, fixée par le constructeur, correspond
10 par exemple à la graduation 10, c'est-à-dire au début de l'intervalle 22. De façon avantageuse, le moyen de traitement 17 émet un signal d'alerte, une alarme sonore et/ou visuelle, pour attirer l'attention du pilote lorsque la valeur estimée franchit le seuil limite maximal.

15 La figure 3 présente un diagramme représentant l'évolution du paramètre limitant et l'évolution de la valeur estimée en fonction du temps au cours d'une accélération du turbomoteur.

Une courbe CT1 montre l'évolution de la valeur actuelle du paramètre limitant. La valeur actuelle augmente progressivement
20 puis oscille de façon transitoire avant de se stabiliser à une valeur finale F.

Une courbe CT2 montre l'évolution de la valeur estimée. Sa géométrie est sensiblement identique à celle de la courbe CT1. Cependant, la prédiction réalisée permet d'obtenir la valeur finale
25 F de façon prématurée ce qui, comme nous l'avons vu précédemment, aide considérablement le pilote d'un point de vue décisionnaire.

La figure 4 présente un diagramme représentant l'évolution de la dérivée du paramètre limitant (courbe C1) en fonction du

paramètre limitant au cours d'une accélération du turbomoteur et la loi prédictive en accélération à deux instants distincts (courbe C2' à l'instant A et courbe C2 à l'instant B).

5 A l'instant A, la valeur actuelle du paramètre limitant vaut A0 et la valeur estimée A'. Cette valeur estimée n'est pas encore représentative de la valeur finale F du paramètre limitant. Cependant, elle donne une indication correcte dans la mesure où elle est comprise entre la valeur actuelle A0 et la valeur finale F du paramètre limitant.

10 A partir de l'instant B, la prédiction réalisée par le moyen de traitement 17, via la loi prédictive en accélération décrite ci-dessus, est précise puisque la valeur estimée B' est alors très proche de la valeur finale F. De ce fait, le pilote peut avoir une vue précise et réaliste de la situation à venir.

15 Néanmoins, lors d'une manœuvre brutale entraînant par exemple une forte accélération du turbomoteur, la prédiction peut avoir une précision insuffisante en déterminant inutilement une valeur estimée élevée.

20 Pour illustrer cette possibilité, on peut se référer à la figure 5 où les courbes C11 et C21 représentent respectivement l'évolution de la dérivée du paramètre limitant en fonction du paramètre limitant et loi prédictive en accélération à l'instant B.

25 L'accélération du turbomoteur étant forte, contrairement au cas précédant, la valeur estimée B' à l'instant B est nettement plus élevée que la valeur finale F du paramètre limitant.

Pour remédier à cet inconvénient, en référence à la figure 6, le moyen de traitement 17 borne la valeur estimée en la limitant à une valeur estimée maximale.

Pour ce faire, ce moyen de traitement 17 utilise le diagramme de la figure 6 qui représente une majoration en fonction du paramètre limitant, ce dernier pouvant être un des trois paramètres de surveillance du turbomoteur. La valeur estimée maximale est alors égale à la valeur actuelle du paramètre limitant à laquelle est ajoutée ladite majoration.

On distingue dans ce diagramme, une première 30, une deuxième 40 et une troisième 50 zones. Pour les première 30 et troisième 50 zones, la majoration est constante et vaut respectivement M1 et M2. Pour la deuxième zone 40, la majoration diminue linéairement de M1 à M2.

Les majorations M1 et M2 dépendent du turbomoteur ainsi que de la nature du paramètre limitant. Elles sont de ce fait déterminées par essais par le constructeur.

Si le paramètre limitant est le premier régime de rotation N_g du générateur de gaz, la valeur estimée maximale est de façon avantageuse sensiblement égale au régime de rotation N_g majoré :

- de 10% lorsque le premier régime de rotation N_g est inférieur à 87%,

- de 1% lorsque le premier régime de rotation N_g est supérieur à 100%,

- d'un pourcentage diminuant linéairement de 10% à 1% lorsque le premier régime de rotation N_g évolue de 87% à 100%.

De même, si le paramètre limitant est la température T_4 des gaz à l'entrée de la turbine libre, la valeur estimée maximale est de façon avantageuse sensiblement égale à la température T_4 majorée :

- de 50°C lorsque la température T4 est inférieure à 650°C,
- de 10°C lorsque la température T4 est supérieure à 830°C,
- d'un pourcentage diminuant linéairement de 50°C à 10°C lorsque la température T4 évolue de 650°C à 830°C.

5 Si le paramètre limitant est le couple moteur Cm, la valeur estimée maximale est de façon avantageuse sensiblement égale au couple moteur Cm majoré :

- de 40% lorsque le couple moteur Cm est inférieur à 40%,
 - de 2% lorsque couple moteur Cm est supérieur à 100%,
- 10 - d'un pourcentage diminuant linéairement de 40% à 2% lorsque couple moteur Cm évolue de 40% à 100%.

Enfin, dans une variante de l'invention, non décrite par une figure, la valeur actuelle du paramètre limitant est affichée sur l'écran de visualisation par l'intermédiaire d'un moyen de préférence identique à celui utilisé pour afficher la valeur estimée.

15 S'il s'agit d'une aiguille, une deuxième aiguille correspondra alors à la valeur actuelle, les première 20 et seconde aiguilles ayant de plus des couleurs différentes pour être visuellement différenciées.

Naturellement, la présente invention est sujette à de nombreuses variations quant à sa mise en œuvre. Bien qu'un mode de réalisations ait été décrit, on comprend bien qu'il n'est pas concevable d'identifier de manière exhaustive tous les modes possibles. Il est bien sûr envisageable de remplacer un moyen décrit par un moyen équivalent sans sortir du cadre de la présente invention.

20

25

REVENDEICATIONS

1. Indicateur de pilotage (13), destiné à un aéronef pourvu d'au moins un turbomoteur pour la propulsion voire même pour la sustentation, comprenant un ensemble de capteurs (23) délivrant des informations relatives à un ensemble de paramètres de surveillance dudit aéronef, comprenant de plus un moyen de traitement (17) des informations issues dudit ensemble de capteurs et un moyen d'affichage (18) pourvu d'un écran de visualisation (19),
- 5
- 10 caractérisé en ce que ledit moyen de traitement (17) détermine une valeur estimée d'un paramètre limitant, ledit paramètre limitant étant le paramètre de surveillance le plus proche de sa limite.

2. Indicateur de pilotage selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit ensemble de paramètres de surveillance dudit aéronef comprend des paramètres de surveillance dudit turbomoteur, à savoir un premier régime de rotation (N_g) du générateur de gaz, une température (T_4) des gaz à l'entrée de la turbine libre et un couple moteur (C_m) mesurés respectivement par un premier (14), un deuxième (15) et un troisième (16) capteur dudit ensemble de capteurs (23).
- 15
- 20

3. Indicateur de pilotage selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que, lors d'une décélération du turbomoteur, ledit moyen de traitement (17) considère que la valeur estimée est égale à la valeur actuelle dudit paramètre limitant.
- 25

4. Indicateur de pilotage selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que, lors d'une accélération du turbomoteur, ledit moyen de traitement (17) calcule ladite valeur estimée à partir de la loi prédictive en accélération suivante, où IPT, IPL, k et dIPL/dt correspondent respectivement à ladite valeur estimée, la valeur
5 actuelle du paramètre limitant, un coefficient multiplicateur et la variation de ladite valeur actuelle au cours d'un intervalle de temps :

$$IPT = IPL + (k \frac{dIPL}{dt})^4$$

5. Indicateur de pilotage selon la revendication 4,

10 caractérisé en ce que ledit coefficient multiplicateur (k) est compris entre 0 et 0,5.

6. Indicateur de pilotage selon la revendication 5,

caractérisé en ce que, le paramètre limitant étant le premier régime de rotation (Ng) du générateur de gaz dudit turbomoteur, ledit
15 coefficient multiplicateur (k) est sensiblement égal à 0,376.

7. Indicateur de pilotage selon la revendication 5,

caractérisé en ce que, le paramètre limitant étant la température (T4) des gaz à l'entrée de la turbine libre dudit turbomoteur, ledit coefficient multiplicateur (k) est sensiblement égal à 0,18.

20 8. Indicateur de pilotage selon la revendication 5,

caractérisé en ce que, le paramètre limitant étant le couple moteur (Cm) dudit turbomoteur, ledit coefficient multiplicateur (k) est sensiblement égal à 0,088.

9. Indicateur de pilotage selon l'une quelconque des
25 revendications 4 à 5,

caractérisé en ce que, ledit moyen de traitement (17) borne ladite valeur estimée en déterminant une valeur estimée maximale.

10. Indicateur de pilotage selon la revendication 9,

caractérisé en ce que, ledit paramètre limitant étant le premier régime de rotation (N_g) du générateur de gaz dudit turbomoteur, ladite valeur estimée maximale est égale audit régime de rotation (N_g) du générateur de gaz majoré:

- de 10 % lorsque ledit premier régime de rotation (N_g) est inférieur à 87%,
- 10 - de 1 % lorsque ledit premier régime de rotation (N_g) est supérieur à 100%,
- d'un pourcentage diminuant linéairement de 10% à 1% lorsque ledit premier régime de rotation (N_g) évolue de 87% à 100%.

15 11. Indicateur de pilotage selon la revendication 9,

caractérisé en ce que, ledit paramètre limitant étant la température (T_4) des gaz à l'entrée de la turbine libre dudit turbomoteur, ladite valeur estimée maximale est égale à ladite température (T_4) majorée:

- 20 - de 50°C lorsque ladite température (T_4) est inférieure à 650°C,
- de 10°C lorsque ladite température (T_4) est supérieure à 830°C,
- d'une température diminuant linéairement de 50°C à 10°C
- 25 lorsque ladite température (T_4) évolue de 650°C à 830°C.

12. Indicateur de pilotage selon la revendication 9

caractérisé en ce que, ledit paramètre limitant étant ledit couple moteur (Cm) dudit turbomoteur, ladite valeur estimée maximale est égale audit couple moteur (Cm) majoré :

- 5 - de 40 % lorsque ledit couple moteur (Cm) est inférieur à 40%,
- de 2 % lorsque ledit couple moteur (Cm) est supérieur à 100%,
- d'un pourcentage diminuant linéairement de 40% à 2% lorsque ledit couple moteur (Cm) évolue de 40% à 100%.

10 13. Indicateur de pilotage selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que ledit moyen de traitement (17) émet un signal d'alerte lorsque ladite valeur estimée franchit un seuil limite maximal.

15 14. Indicateur de pilotage selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que ladite valeur estimée est affichée sur ledit écran de visualisation.

20 15. Indicateur de pilotage selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que la valeur actuelle dudit paramètre limitant est affichée sur ledit écran de visualisation.

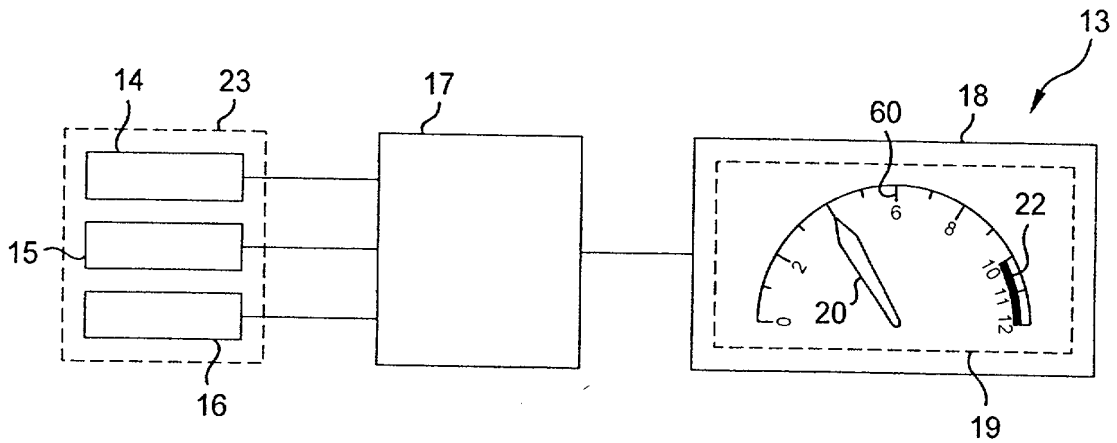


Fig. 1

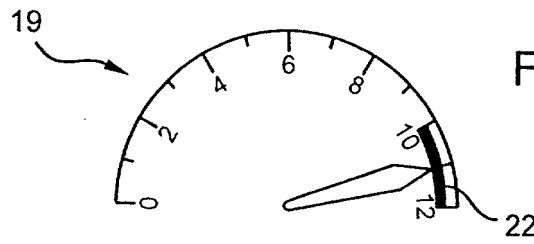


Fig. 2

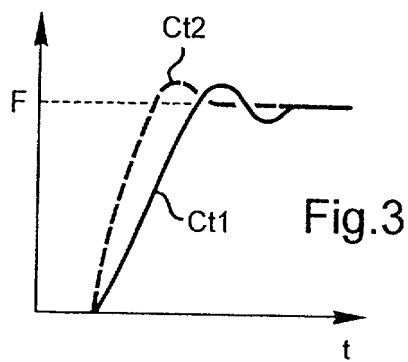


Fig. 3

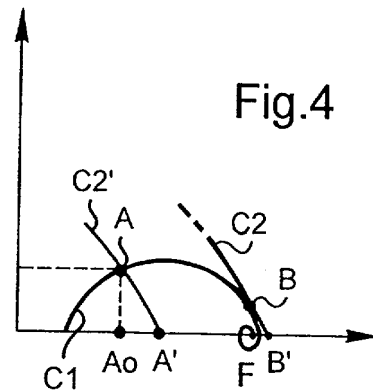


Fig. 4

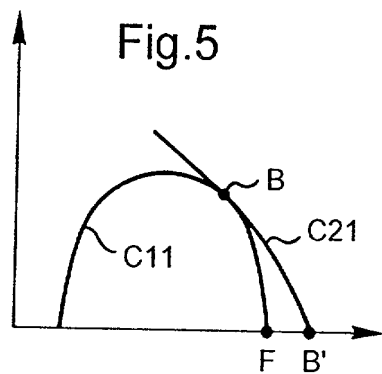


Fig. 5

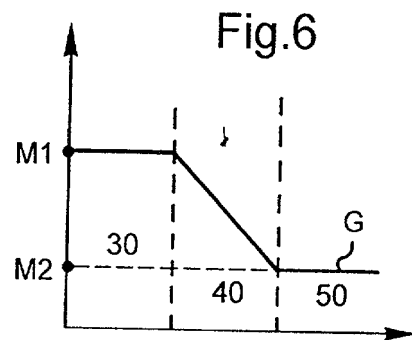


Fig. 6

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0406488 FA 653809**

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 27-01-2005

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

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2731069 A1	30-08-1996	AT 181430 T	15-07-1999
		DE 69602927 D1	22-07-1999
		DE 69602927 T2	16-12-1999
		EP 0811183 A1	10-12-1997
		ES 2135873 T3	01-11-1999
		WO 9626472 A1	29-08-1996

FR 2749545 A1	12-12-1997	CA 2206850 A1	07-12-1997
		DE 69709489 D1	14-02-2002
		DE 69709489 T2	22-08-2002
		EP 0816226 A1	07-01-1998
		US 5915273 A	22-06-1999

US 5050081 A	17-09-1991	AUCUN	

DE 4125372 C1	13-08-1992	AUCUN	
