

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

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

2 986 649

②1 N° d'enregistrement national : 12 00346

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : G 09 B 9/44 (2013.01), F 02 C 9/26

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

⑫2 Date de dépôt : 06.02.12.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 09.08.13 Bulletin 13/32.

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.

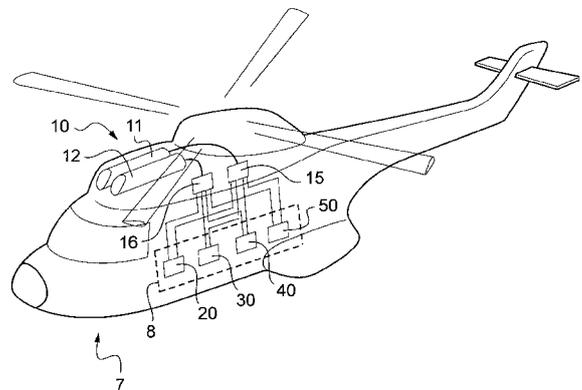
⑦2 Inventeur(s) : BEAUD SOUTH DARY et CAMHI EMMANUEL.

⑦3 Titulaire(s) : EUROCOPTER Société par actions simplifiée.

⑦4 Mandataire(s) : GPI & ASSOCIES.

⑤4 PROCÉDE DE SIMULATION DE PANNE SUR UN AERONEF.

⑤7 La présente invention concerne un procédé de simulation de panne pour un aéronef (7) muni d'une installation motrice (10) comprenant au moins deux turbomoteurs (11,12). Les deux turbomoteurs développent conjointement une puissance globale, chaque turbomoteur (11,12) étant capable de délivrer au moins une puissance d'urgence afin de compenser une panne totale des autres turbomoteurs (11,12). Ce dispositif permet de modifier, lors de la simulation d'une panne, la puissance globale fournie par l'installation motrice à l'aide d'un premier moyen de réglage (20). Un second moyen de réglage (30) permet de modifier également l'écart entre la puissance minimale obtenue lors de la panne simulée et la puissance globale stabilisée ainsi que le temps entre cette panne et la stabilisation de cette puissance globale.



FR 2 986 649 - A1



Procédé de simulation de panne sur un aéronef.

La présente invention concerne un procédé et un dispositif de simulation de panne pour un aéronef. Le procédé selon l'invention est notamment destiné à simuler, sur un aéronef à voilure  
5 tournante muni de deux turbomoteurs, une panne d'un turbomoteur.

Lors de ce type de panne, l'aéronef ne dispose plus que d'un seul turbomoteur fournissant de la puissance. Mais, avec un seul turbomoteur, un niveau de puissance correspondant au niveau de puissance maximum de deux turbomoteurs ne peut évidemment pas  
10 être atteint.

L'aéronef est alors dans un mode de fonctionnement dégradé dans lequel la puissance disponible est globalement inférieure à la puissance fournie par l'ensemble des deux turbomoteurs. Cependant, l'aéronef à voilure tournante a besoin, dans des  
15 phases particulières de vol, telles que le vol stationnaire ou l'atterrissage, d'une puissance importante.

Dans ce but, le mode de fonctionnement dégradé comprend plusieurs régimes de surpuissance en urgence :

- un premier régime d'urgence, associant une puissance de  
20 super urgence dénommée *OE130'*, utilisable pendant une durée de l'ordre de trente secondes consécutives, ce premier régime d'urgence pouvant être utilisé environ trois fois pendant un vol,

- un deuxième régime d'urgence, associant une puissance  
25 maximale d'urgence dénommée *OE12'*, utilisable pendant une durée de l'ordre de deux minutes, et

- un troisième régime d'urgence associant une puissance intermédiaire d'urgence dénommée *OEIcontinu*, utilisable pendant une durée couvrant par exemple la fin du vol.

Les durées d'utilisation du premier régime d'urgence *OEI30'* et du deuxième régime d'urgence *OEI2'*, sont limitées. Les puissances de ces deux régimes sont nettement supérieures à celle d'un fonctionnement normal d'un turbomoteur et l'utilisation de ces deux régimes impose par la suite une maintenance de l'aéronef. Par contre, le dépassement de ces temps d'utilisation préconisés peut générer des dégradations plus importantes voire immédiates sur le turbomoteur ou les moyens de transmission de puissance, par exemple à des rotors de sustentation, voire de propulsion.

Les régimes d'urgence *OEI30'*, *OEI2'* et *OEIcontinu* sont contrôlés par un boîtier électronique de contrôle du turbomoteur. Chaque turbomoteur est relié à un tel boîtier de contrôle, qui est couramment désigné par les initiales de sa dénomination anglaise EECU pour « Electronic Engine Control Unit ». Les boîtiers EECU possèdent également une liaison entre eux permettant d'échanger des informations sur le fonctionnement des turbomoteurs.

Les puissances associées à chaque régime d'urgence sont déterminées en fonction des conditions de vol, c'est-à-dire la pression et la température extérieures à l'aéronef, correspondant à la pression et la température de l'air alimentant les turbomoteurs, ainsi que la vitesse de l'aéronef et son altitude.

Afin d'entraîner les pilotes des aéronefs à ce type de panne et au fonctionnement dégradé associé, les aéronefs à voilure tournante disposent en général d'un mode dit « école ». Ce mode école permet de simuler la panne totale d'un turbomoteur.

Lors de l'activation du mode école, traditionnellement par un interrupteur au tableau de bord de l'aéronef, le boîtier de contrôle de chaque turbomoteur réduit la puissance des deux turbomoteurs afin que la puissance globale des deux turbomoteurs corresponde à la puissance de super urgence *OEI30'* du premier régime d'urgence. On utilisera dans la suite de la description l'expression « puissance globale réduite » pour désigner cette puissance combinée des deux turbomoteurs en mode école.

Deux configurations sont alors possibles dans le mode école afin d'obtenir cette puissance globale réduite. Tout d'abord, cette puissance peut être répartie de façon uniforme entre les deux turbomoteurs.

Le mode école peut également simuler plus précisément la panne totale d'un turbomoteur en particulier en plaçant ce premier turbomoteur à un régime de ralenti, dans lequel il fournit tout de même une puissance minimum. Dans ce cas, l'interrupteur au tableau de bord dispose de deux positions correspondant à chaque turbomoteur sur lequel peut être simulée la panne. La puissance du second turbomoteur est alors amenée à une valeur proche de la puissance intermédiaire d'urgence *OEIcontinu* du troisième régime d'urgence, en général 5% en dessous de cette puissance. Cette marge de 5% permet d'éviter de dégrader le turbomoteur et les moyens de transmission associés. Les 5% de puissance nécessaires pour obtenir la puissance globale réduite pour l'aéronef sont fournis par le premier turbomoteur au régime de ralenti.

Une fois le mode école activé, la puissance de l'aéronef est limitée à cette puissance globale réduite afin que le pilote s'entraîne dans ce mode de fonctionnement dégradé. Les régimes d'urgence *OEI30'*, *OEI2'* et *OEIcontinu* sont alors simulés dans ce mode de fonctionnement dégradé.

Cependant, le mode école comporte plusieurs inconvénients.

5 Tout d'abord, la masse de l'aéronef est figée, des abaques définissant, en fonction de cette masse, les domaines de vol autorisés pendant cet entraînement. De fait, cette masse de l'aéronef est prise en compte par les boîtiers de contrôle afin de déterminer la puissance globale réduite.

10 Ensuite, uniquement la panne totale d'un turbomoteur est simulée dans le mode école. On ne peut pas simuler par exemple une perte partielle de puissance d'un turbomoteur ou l'extinction accidentelle d'un turbomoteur.

De plus, le mode école simulant uniquement et exactement la panne totale d'un turbomoteur, l'entraînement ne peut pas être progressif pour s'adapter par exemple au niveau et à la progression des aptitudes d'un élève.

15 Enfin, la puissance développée par un turbomoteur tend à décroître dans le temps. De fait, la puissance développée par un turbomoteur neuf est supérieure à la puissance développée par un turbomoteur plus ancien. De fait, les puissances d'urgence disponibles dans un mode de fonctionnement dégradé sont différentes entre un turbomoteur neuf et un turbomoteur ancien.

20 De fait, une seule configuration est utilisable dans le mode école d'un aéronef, correspondant à une masse de l'aéronef et des puissances des régimes d'urgence imposées par les conditions de vol et l'état de vieillissement des turbomoteurs.

25 On connaît également le document US2009/0186320 qui décrit un système permettant de simuler une panne totale d'un moteur pour différentes configurations. Ces configurations sont prédéfinies et fonction des conditions de vol, telles que la température et la pression extérieures ou l'altitude de l'aéronef. Ce

5 système permet également d'adapter la puissance disponible pour l'entraînement en fonction de la masse totale de l'aéronef, mais uniquement selon deux types de chargement. Ce système permet donc de simuler plusieurs types d'entraînement, mais la puissance disponible est calculée à partir de critères prédéterminés et ne peut donc pas être adaptée notamment au niveau de l'élève.

10 De plus, le document US2002/133322 décrit un procédé de simulation de la panne d'un moteur, dans lequel la puissance disponible pour la simulation est obtenue en réduisant la puissance d'un premier moteur dont on simule la panne. La puissance du second moteur est alors augmentée afin d'atteindre le niveau de puissance requis. La répartition n'est donc pas uniforme entre les deux moteurs. De fait, en cas de panne réelle du second moteur, le temps de réaction du premier moteur, qui est au ralenti, peut  
15 amener l'aéronef dans une situation dangereuse.

On connaît le document US2005/234689 qui décrit un procédé de simulation de la panne d'un moteur utilisant des lois d'accélération différentes entre les deux moteurs de l'aéronef. La combinaison de ces accélérations correspond à l'accélération  
20 fournie par un seul moteur lors de la panne de l'autre moteur. De plus, la puissance de chaque moteur est diminuée permettant de disposer d'une marge de puissance en cas de panne réelle d'un moteur.

25 La présente invention a alors pour objet de proposer un procédé de simulation de panne permettant de s'affranchir des limitations mentionnées ci-dessus. L'invention concerne un procédé de simulation de panne pour un aéronef muni d'une installation motrice. Cette installation motrice comprend au moins deux turbomoteurs développant conjointement une puissance  
30 globale. Chaque turbomoteur est capable de délivrer au moins une

puissance d'urgence afin de compenser une panne totale d'au moins un autre turbomoteur.

5 Ce procédé est remarquable en ce que l'on règle manuellement une valeur réduite de la puissance globale à l'aide d'un premier moyen de réglage, puis on baisse la puissance globale de l'installation motrice jusqu'à cette valeur réduite, pour simuler la panne d'au moins un autre turbomoteur. Cette valeur réduite de la puissance globale est comprise entre une valeur minimum et une valeur maximum.

10 Chaque turbomoteur possède un boîtier de contrôle EECU, qui contrôle notamment les puissances d'urgence de chaque turbomoteur en cas de panne d'un des turbomoteurs. Dans un mode école, ces boîtiers de contrôle permettent de contrôler la puissance de chaque turbomoteur afin de simuler une panne totale  
15 d'un des turbomoteurs.

Une première valeur de la puissance globale est alors déterminée par les boîtiers de contrôle, cette première valeur correspondant à la puissance disponible au niveau de l'installation motrice lors de la panne totale d'un des turbomoteurs. La première  
20 valeur de la puissance globale est fonction des conditions de vol de l'aéronef, c'est-à-dire la pression et la température extérieures à l'aéronef, ainsi que la vitesse et l'altitude de l'aéronef. Elle prend également en compte la masse de l'aéronef.

Le procédé selon l'invention permet d'augmenter ou de  
25 diminuer manuellement cette première valeur, à l'aide d'un premier moyen de réglage, jusqu'à une valeur réduite de la puissance globale.

Ensuite, au démarrage de la simulation, par exemple par l'action sur un bouton dédié, la puissance globale de l'installation

motrice est diminuée jusqu'à cette valeur réduite de la puissance globale. Pour cela, le premier moyen de réglage envoie un premier signal, correspondant à sa position, au boîtier de contrôle de chaque turbomoteur. La puissance d'au moins un turbomoteur est  
5 alors modifiée en conséquence afin que la puissance globale réduite de l'installation motrice soit égale à cette valeur réduite. Les régimes d'urgence *OEI30'*, *OEI2'* et *OEIcontinu* correspondant à la panne simulée sont modifiés également par le boîtier de contrôle en cohérence avec cette valeur réduite de la puissance  
10 globale.

Dans le cadre d'une simulation de panne, ce premier moyen deréglage est utilisé par un instructeur. Ce moyen de réglage, en permettant de régler la puissance globale réduite, permet  
15 avantageusement de simuler différentes configurations de panne. Par exemple, en augmentant cette puissance globale réduite, il permet à un élève peu expérimenté de démarrer progressivement sa formation. L'instructeur pourra diminuer par la suite, par l'intermédiaire de ce premier moyen de réglage, cette puissance globale réduite au cours des différents entraînements.

20 De plus, en réglant cette puissance globale réduite, l'instructeur peut simuler des pannes avec différentes masses d'aéronef. Par exemple, en diminuant la puissance globale réduite, un aéronef avec une masse embarquée plus importante est simulé.

En diminuant la puissance globale réduite, il est également  
25 possible de simuler un aéronef avec des turbomoteurs anciens, dont la puissance est inférieure à celle de turbomoteurs neufs.

En conséquence, le procédé selon l'invention permet de  
simuler de nombreuses configurations pour la panne totale d'un  
turbomoteur, telles que différentes masses totales de l'aéronef, un  
30 vieillissement plus ou moins important des turbomoteurs de

l'aéronef ou bien une diminution plus ou moins importante de la puissance de l'installation motrice.

Le moyen de réglage permet de régler la valeur réduite de la puissance globale avant le démarrage de la simulation. Cependant, 5 il est possible de modifier la puissance globale réduite après le démarrage de la simulation. Pour cela, un changement de la position du premier moyen de réglage, réalisé après l'arrêt momentané de la simulation, entraîne une modification de la puissance globale réduite dès le redémarrage de la simulation. Ce 10 fonctionnement est intéressant notamment dans le cas où la valeur réduite de la puissance globale est inadaptée au niveau de l'élève et que la puissance globale réduite doit être augmentée.

Le procédé selon l'invention peut de plus comporter une ou plusieurs caractéristiques supplémentaires.

15 La puissance globale réduite fournie par l'installation motrice peut être obtenue de différentes manières. La répartition de la puissance des turbomoteurs peut permettre de simuler précisément la panne d'un turbomoteur en particulier. Dans ce cas, ce turbomoteur est placé à un régime de ralenti, dans lequel il fournit 20 une puissance minimum. La puissance d'au moins un autre turbomoteur est alors amenée à une puissance nécessaire pour obtenir la puissance globale réduite de l'installation motrice.

De préférence, la puissance globale réduite est répartie uniformément sur chaque turbomoteur de l'installation motrice par 25 le procédé selon l'invention. De cette façon, la puissance fournie par chaque turbomoteur est éloignée de sa puissance limite de fonctionnement. De fait, le risque de dégradation de l'installation motrice est réduit et sa durée de vie améliorée. De plus, en cas d'une panne réelle d'un des turbomoteurs de l'installation motrice,

une marge de puissance est disponible sur le ou les turbomoteurs fonctionnels.

Le procédé selon l'invention permet également de régler, lors de la simulation de la panne, au moins une caractéristique du passage de la puissance globale à la puissance globale réduite à l'aide d'un second moyen de réglage.

Dans ces conditions, il se fait que lors de la panne totale d'un turbomoteur, la puissance globale de l'installation motrice chute jusqu'à une puissance minimale avant d'augmenter et de se stabiliser à la puissance globale réduite. Cette chute de puissance est définie notamment par deux caractéristiques, un écart A entre cette puissance minimale et la puissance globale réduite ainsi qu'un temps T entre l'instant de la panne simulée, où la puissance globale chute, et l'instant où la puissance globale réduite est atteinte et stabilisée.

Le procédé selon l'invention permet, à l'aide d'un second moyen de réglage, de régler ces deux caractéristiques, l'écart A et le temps T. Pour cela, le second moyen de réglage envoie un second signal au boîtier de contrôle de chaque turbomoteur. Au démarrage de la simulation, les boîtiers de contrôle adaptent alors en conséquence la variation de puissance d'au moins un turbomoteur. Par suite, la puissance globale de l'installation motrice chute et atteint la puissance globale réduite en respectant les deux caractéristiques d'écart A et de temps T définies.

En modifiant ces valeurs d'écart A et de temps T lors de la simulation de la panne totale d'un turbomoteur, on peut alors régler les caractéristiques de la chute de la puissance globale. Cette chute peut ainsi être adaptée au niveau de l'élève et à la progression de ses aptitudes, par exemple en diminuant le temps T, réduisant ainsi le temps de stabilisation de la puissance globale.

Avantageusement, en combinant le premier moyen de réglage et le second moyen de réglage, on peut simuler différents types de pannes au niveau de l'installation motrice de l'aéronef. En effet, contrairement au mode école traditionnellement présent sur les

5 aéronefs qui ne peut simuler que la panne totale d'un turbomoteur, le procédé selon l'invention permet de régler simultanément la puissance globale réduite ainsi que l'écart A et le temps T. Il permet ainsi de simuler d'autres pannes que la perte totale d'un turbomoteur. Ce procédé permet de simuler, par exemple,

10 l'extinction soudaine d'un turbomoteur, la perte d'alimentation en carburant de ce turbomoteur ou bien la rupture d'un élément interne de ce turbomoteur ainsi que la rupture brutale d'un arbre de transmission de puissance.

Le procédé selon l'invention vérifie également la valeur

15 réduite de la puissance globale afin de garantir la sécurité du vol de l'aéronef ainsi que la non dégradation de l'installation motrice.

En effet, le procédé selon l'invention permet, à l'aide d'un moyen de contrôle, de vérifier que la valeur réduite de la puissance globale n'est pas inférieure à une première puissance limite en-

20 dessous de laquelle la sécurité du vol de l'aéronef n'est pas assurée. Cette première puissance limite correspond à une puissance permettant d'assurer à la fois la sustentation de l'aéronef ainsi que sa manœuvrabilité. Elle est fonction des conditions de vol et de la masse de l'aéronef, et peut être

25 déterminée par le boîtier de contrôle de chaque turbomoteur. Le moyen de contrôle compare alors la valeur réduite de la puissance globale et cette première puissance limite. Si la valeur réduite de la puissance globale devient inférieure à cette première puissance limite, le moyen de contrôle fournit une information au boîtier de

30 contrôle de chaque turbomoteur afin de limiter la puissance globale

réduite à cette première puissance limite garantissant ainsi la sûreté du vol.

De plus, le procédé selon l'invention permet, à l'aide de ce moyen de contrôle, de vérifier également que la puissance de  
5 chaque turbomoteur permettant d'atteindre la valeur réduite de la puissance globale n'est pas supérieure à une seconde puissance limite au-dessus de laquelle des dégradations sont susceptibles d'être générées au niveau de l'installation motrice. En effet, suivant la répartition de puissance entre chaque turbomoteur, il est  
10 possible, la puissance d'un premier turbomoteur étant minimum pour simuler précisément la panne de ce turbomoteur, que la puissance d'un second turbomoteur soit augmentée. Cette seconde puissance limite, fonction des conditions de vol et des caractéristiques de chaque turbomoteur, est déterminée par le  
15 boîtier de contrôle de chaque turbomoteur. Le moyen de contrôle compare alors la puissance de chaque turbomoteur et la seconde puissance limite correspondante. Si la puissance d'un turbomoteur devient supérieure à la seconde puissance limite correspondante, le moyen de contrôle peut fournir une information au boîtier de  
20 contrôle de ce turbomoteur afin de répartir la puissance globale réduite différemment entre chaque turbomoteur.

Le procédé selon l'invention permet également d'afficher les régimes d'urgence *OEI* correspondant à la valeur réduite de la puissance globale à l'aide d'un moyen d'affichage. En effet, l'élève  
25 et l'instructeur doivent connaître les valeurs des régimes d'urgence correspondant à la panne simulée, afin de ne pas dépasser les temps limites autorisés pour les régimes d'urgence *OEI30'* et *OEI2'*. Ces valeurs sont indiquées sur un moyen d'affichage, de préférence identique au moyen d'affichage utilisé lors d'une panne  
30 réelle, afin de placer l'élève dans un environnement conforme à l'environnement réel d'une panne.

La présente invention a aussi pour objet un dispositif de simulation de panne d'un aéronef muni d'une installation motrice. Cette installation motrice comprend au moins deux turbomoteurs développant conjointement une puissance globale. Chaque turbomoteur est capable de délivrer au moins une puissance d'urgence afin de compenser une panne totale d'au moins un autre turbomoteur. Chaque turbomoteur est relié à un boîtier de contrôle contrôlant, entre autres, la puissance du turbomoteur. Les boîtiers de contrôle permettent notamment à l'installation motrice de développer une puissance globale réduite correspondant à la puissance d'urgence de ce type de panne ou bien pour simuler cette panne.

Le dispositif selon l'invention comprend un premier moyen de réglage apte à piloter chaque boîtier de contrôle et à régler une valeur réduite de la puissance globale de l'installation motrice lors de la simulation d'une panne.

En effet, chaque boîtier de contrôle permet de contrôler la puissance de chaque turbomoteur aussi bien en cas de panne d'un des turbomoteurs que dans un mode école de simulation d'une telle panne. Ils permettent aussi d'abaisser la puissance globale de l'installation motrice à une première valeur de la puissance globale équivalente à la puissance disponible pour simuler la panne totale d'un turbomoteur.

Le premier moyen de réglage du dispositif permet, avant de démarrer la simulation, d'augmenter ou de diminuer manuellement cette première valeur jusqu'à une valeur réduite de la puissance globale. La puissance globale réduite peut ainsi être diminuée afin par exemple de simuler une masse embarquée plus importante ou augmentée pour s'adapter au niveau de l'élève.

Selon un mode de réalisation de l'invention, le premier moyen de réglage comprend une position médiane dans laquelle la valeur réduite de la puissance globale est égale à cette première valeur de la puissance globale. Le premier moyen de réglage comprend également des positions intermédiaires entre d'une part cette position médiane et d'autre part des positions minimum et maximum. Ces positions intermédiaires correspondent à des premières valeurs de la puissance globale respectivement diminuée ou augmentée entre des valeurs réduites minimum et maximum.

Par exemple, la valeur réduite maximum correspond à une augmentation de 10% de la puissance globale réduite ou bien à une simulation de la masse de l'aéronef diminuée de 10%. Inversement, la valeur réduite minimum correspond à une diminution de 10% de la puissance globale réduite ou bien à une simulation de la masse de l'aéronef augmentée de 10%.

Le dispositif selon l'invention comprend également un second moyen de réglage qui permet de régler, lors de la simulation de la panne, au moins une caractéristique du passage de la puissance globale à la puissance globale réduite.

Le second moyen de réglage permet notamment d'augmenter ou de diminuer deux caractéristiques particulières, l'écart A entre une puissance minimale obtenue lors de la chute de la puissance globale, et la puissance globale réduite ainsi que le temps T entre l'instant de la panne simulée où la puissance globale chute et l'instant où la puissance globale réduite est atteinte et stabilisée.

Pour cela, au démarrage de la simulation de la panne, le boîtier de contrôle de chaque turbomoteur adapte en conséquence la variation de puissance d'au moins un turbomoteur. Par suite, la puissance globale de l'installation motrice chute et atteint la

puissance globale réduite en respectant les deux caractéristiques d'écart A et de temps T définies. La variation de la puissance de chaque turbomoteur peut être obtenue, par exemple, en modifiant l'alimentation en carburant de chaque turbomoteur ainsi qu'en  
5 faisant varier la décélération ou l'accélération des régimes de rotation de ces turbomoteurs.

Plusieurs variantes sont possibles au niveau de ce second moyen de réglage. Selon une première variante, le second moyen de réglage comprend une position médiane dans laquelle ces deux  
10 caractéristiques, l'écart A et le temps T, correspondent à la panne totale d'un turbomoteur. Le second moyen de réglage comprend, de plus, des positions intermédiaires entre d'une part cette position médiane et d'autre part des positions minimum et maximum, dans lesquelles ces deux caractéristiques sont respectivement  
15 diminuées ou augmentées entre des valeurs minimum et maximum.

Selon une seconde variante, le second moyen de réglage comprend une position maximum dans laquelle ces deux caractéristiques, l'écart A et le temps T, correspondent à la panne totale d'un turbomoteur. Le second moyen de réglage comprend  
20 également des positions intermédiaires entre cette position maximum et une position minimum dans lesquelles ces deux caractéristiques sont diminuées jusqu'à une valeur minimum.

Dans un mode de réalisation préféré de l'invention, la puissance globale réduite est répartie uniformément entre chaque  
25 turbomoteur de l'installation motrice. Les turbomoteurs ont alors une puissance diminuée limitant les risques de dégradations. De plus, ils peuvent réagir rapidement en cas de panne réelle sur un des turbomoteurs, disposant d'une marge de puissance utilisable.

Selon un mode de réalisation de l'invention, le dispositif comprend un moyen de contrôle, afin de garantir la sécurité du vol de l'aéronef ainsi que la non dégradation de l'installation motrice.

5 Le moyen de contrôle permet tout d'abord de vérifier que la puissance globale réduite n'est pas inférieure à une première puissance limite en-dessous de laquelle la sécurité du vol de l'aéronef n'est pas assurée. Cette première puissance limite correspond à une puissance permettant d'assurer à la fois la sustentation de l'aéronef ainsi que sa manœuvrabilité.

10 Le moyen de contrôle permet de vérifier également que la puissance de chaque turbomoteur permettant d'atteindre la valeur réduite de la puissance globale n'est pas supérieure à une seconde puissance limite. En effet, au-dessus de cette seconde puissance limite, des dégradations sont susceptibles d'être générées au  
15 niveau de l'installation motrice.

Dans un mode de réalisation de l'invention, le dispositif comprend un moyen d'affichage, permettant d'afficher les régimes d'urgence *OEI* correspondant à la puissance globale réduite, en particulier les deux régimes d'urgence *OEI30'* et *OEI2'*. L'élève et  
20 l'instructeur doivent, en effet, être informés de ces régimes dont les durées d'utilisation sont limitées. Les valeurs de ces régimes d'urgence *OEI30'* et *OEI2'* ainsi que la valeur du régime d'urgence *OEIcontinu* correspondant à la panne simulée sont alors indiquées sur un moyen d'affichage de l'aéronef.

25 L'invention et ses avantages apparaîtront avec plus de détails dans le cadre de la description qui suit avec des exemples de réalisation donnés à titre illustratif en référence aux figures annexées qui représentent :

- la figure 1, un aéronef équipé d'un dispositif de simulation de panne,
- la figure 2, un synoptique du procédé selon l'invention,
- la figure 3, un mode de réalisation du premier moyen de réglage de ce dispositif,
- la figure 4, un mode de réalisation du premier moyen de réglage de ce dispositif,
- la figure 5, une courbe représentant la puissance globale fournie par l'installation motrice, et
- la figure 6, un mode de réalisation du moyen d'affichage de ce dispositif.

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

La figure 1 représente un aéronef 7 équipé d'une installation motrice 10. Cette installation motrice 10 comprend deux turbomoteurs 11 et 12 ainsi que deux boîtiers de contrôle 15 et 16, chaque turbomoteur 11 et 12 étant relié à un boîtier de contrôle 15 et 16. Les deux turbomoteurs 11 et 12 développent conjointement une puissance globale. Les boîtiers de contrôle 15 et 16 permettent notamment de contrôler les puissances d'urgence de chaque turbomoteur 11 et 12, en cas de panne totale d'un des turbomoteurs 11 et 12.

La figure 2 représente un synoptique du procédé de simulation de panne. L'étape 1 consiste à régler une valeur réduite de la puissance globale de l'installation motrice 10. L'étape 4 consiste ensuite à baisser la puissance globale de l'installation motrice 10 jusqu'à cette valeur réduite. Cette étape 4 correspond au démarrage de la simulation de la panne.

L'étape 2 consiste à régler des caractéristiques du passage de la puissance globale à la valeur réduite, réglée à l'étape 1. Cette étape 2 est simultanée à l'étape 1.

5 L'étape 3 consiste à vérifier que la valeur réduite de la puissance globale, réglée à l'étape 1, garantit la sécurité du vol de l'aéronef 7 ainsi que la non dégradation de l'installation motrice. Cette étape 3 est simultanée à l'étape 1.

10 L'étape 5 consiste à afficher les valeurs des régimes d'urgence *OEI30'*, *OEI2'* et *OEIcontinu* correspondant à la puissance globale réduite de l'installation motrice. Cette étape 5 se déroule après l'étape 4.

15 L'aéronef 7 peut également inclure un dispositif 8 de simulation de panne. Ce dispositif 8 est muni d'un premier moyen de réglage 20, d'un second moyen de réglage 30, d'un moyen d'affichage 40 et d'un moyen de contrôle 50.

20 Le premier moyen de réglage 20 permet de régler la valeur réduite de la puissance globale de l'installation motrice 10. Le second moyen de réglage 30 permet de régler des caractéristiques du passage de la puissance globale à la valeur réduite, réglée par le premier moyen de réglage 20.

Le moyen de contrôle 50 permet de vérifier que la valeur réduite de la puissance globale, réglée à l'étape 1, garantit la sécurité du vol de l'aéronef 7 ainsi que la non dégradation de l'installation motrice.

25 Le moyen d'affichage 40 permet d'afficher les valeurs des régimes d'urgence *OEI30'*, *OEI2'* et *OEIcontinu* correspondant à la puissance globale réduite de l'installation motrice 10.

La valeur réduite de la puissance globale est réglée, au cours de l'étape 1, par l'intermédiaire du premier moyen de réglage 20 qui permet d'augmenter ou de diminuer une première valeur de la puissance globale de l'installation motrice 10 jusqu'à la valeur réduite. Cette première valeur de la puissance globale est équivalente à la puissance globale disponible lors de la panne totale d'un turbomoteur 11 et 12.

Ensuite, ce premier moyen de réglage 20 fournit un premier signal, correspondant à la valeur réduite, aux boîtiers de contrôle 15 et 16. Lors de l'étape 4, les boîtiers de contrôle 15 et 16 contrôlent la puissance des turbomoteurs 11 et 12, afin que la puissance globale de l'installation motrice 10 soit égale à la valeur réduite réglée à l'étape 1.

Cette puissance globale réduite fournie par l'installation motrice 10 est obtenue par une répartition uniforme de la puissance entre les deux turbomoteurs 11 et 12.

Le premier moyen de réglage 20, représenté sur la figure 3, comprend une molette 21 rotative, disposant d'un repère 22, et des graduations 24. Lorsque la molette 21 est tournée, le repère 22 se déplace entre une graduation minimum 26 et une graduation maximum 27, une graduation médiane 25 étant présente entre la graduation minimum 26 et la graduation maximum 27.

Lorsque le repère 22 est aligné avec la graduation médiane 25, notée par exemple « 0 », la valeur réduite est égale à la première valeur de la puissance globale de l'installation motrice 10. Lorsque le repère 22 est aligné avec une graduation comprise entre la graduation médiane 25 et la graduation maximum 27, notée par exemple « +100 » ou bien est aligné avec cette graduation maximum 27, la valeur réduite est augmentée. Inversement, lorsque le repère 22 est aligné avec une graduation

comprise entre la graduation médiane 25 et la graduation minimum 26, notée par exemple « -100 » ou bien est aligné avec cette graduation minimum 26, la valeur réduite est diminuée.

Le second moyen de réglage 30 permet, au cours de l'étape  
5 3, d'augmenter ou de diminuer deux caractéristiques particulières  
du passage de la puissance globale à la puissance globale réduite.  
Il s'agit de l'écart A entre une puissance minimale, qui apparait  
lors de la simulation de la panne, et la puissance globale réduite  
ainsi que le temps T entre l'instant de la panne simulée, où la  
10 puissance globale chute, et l'instant où la puissance globale  
réduite est atteinte et stabilisée.

La figure 5 représente une courbe de variation de la  
puissance globale de l'installation motrice 10 en ordonnée, en  
fonction du temps en abscisse, sur laquelle sont identifiées ces  
15 caractéristiques A et T. Lors de la panne totale d'un turbomoteur  
au point B, la puissance globale chute rapidement jusqu'à la  
puissance minimale au point C. Ensuite, la puissance globale  
augmente jusqu'à se stabiliser au point C à la puissance globale  
réduite. L'écart A est la différence de puissance entre la puissance  
20 minimale et la puissance globale réduite stabilisée, c'est-à-dire  
entre les points C et D. Le temps T est la différence de temps entre  
l'instant où la puissance globale chute et l'instant où la puissance  
globale réduite est stabilisée, c'est-à-dire entre les points B et D.

Le second moyen de réglage 30 transmet alors un second  
25 signal, correspondant à ces caractéristiques, aux boîtiers de  
contrôle 15 et 16. Ensuite, lors de l'étape 4, la variation de la  
puissance d'au moins un turbomoteur est alors adaptée afin que la  
puissance globale de l'installation motrice chute et atteigne la  
puissance globale réduite en respectant les deux caractéristiques  
30 d'écart A et de temps T définies.

La variation de la puissance de chaque turbomoteur 11 et 12, contrôlée par les boîtiers de contrôle 15 et 16, peut être obtenue, par exemple, en modifiant l'alimentation en carburant de chaque turbomoteur 11 et 12 ainsi qu'en faisant varier la décélération ou l'accélération des régimes de rotation d'au moins un des deux turbomoteurs 11 et 12.

Le second moyen de réglage 30, représenté sur la figure 4, comprend deux boutons 31 et 31', chaque bouton 31 et 31' se déplaçant de façon linéaire entre une graduation minimum 36 et 36' et une dégradation maximum 37 et 37'. Une graduation médiane 35 et 35' est présente entre la graduation minimum 36 et 36' et la graduation maximum 37 et 37'. Les boutons 31 et 31', disposant d'un repère 32 et 32', permettent de modifier respectivement l'écart A et le temps T.

Lorsque les repère 32 et 32' sont alignés simultanément avec les graduations médianes 35 et 35', notées par exemple « 0 » et présentes respectivement entre les graduations minimum 36 et 36' et les dégradations maximum 37 et 37', le dispositif de simulation n'applique aucune modification à la variation de la puissance globale de l'installation motrice 10 lors de l'étape 4. Cette variation de la puissance globale correspond alors à la panne complète d'un des deux turbomoteurs 11 et 12.

Lorsque le repère 32 du bouton 31 est aligné avec une graduation comprise entre la graduation médiane 35 et la graduation maximum 37, notée par exemple « +100 » ou bien est aligné avec cette graduation maximum 37, l'écart A de la variation de la puissance globale de l'installation motrice 10 est augmenté. Inversement, lorsque le repère 32 est aligné avec une graduation comprise entre la graduation médiane 35 et la graduation minimum 36, notée par exemple « -100 » ou bien est aligné avec cette graduation minimum 36, cet écart A est diminué.

De la même manière, le déplacement du bouton 31', entre les graduations minimum 36' et maximum 37' provoque l'augmentation ou la diminution du temps T de la variation de la puissance globale de l'installation motrice 10.

5 En combinant le premier moyen de réglage 20 et le second moyen de réglage 30, différents types de pannes peuvent être simulés au niveau de l'installation motrice 10, tels que la panne totale d'un turbomoteur 11 et 12, l'extinction soudaine d'un turbomoteur 11 et 12 ou bien la rupture d'un élément interne de ce  
10 turbomoteur 11 et 12 ainsi que la rupture brutale d'un arbre de transmission de puissance.

Par ailleurs, le moyen de contrôle 50 vérifie, lors de l'étape 3, que la valeur réduite de la puissance globale, réglée à l'étape 1, n'est pas inférieure à une première puissance limite en-dessous de  
15 laquelle la sécurité du vol de l'aéronef 7 n'est pas assurée. Le moyen de contrôle 50 vérifie également que la puissance de chaque turbomoteur permettant d'atteindre la valeur réduite de la puissance globale n'est pas supérieure à une seconde puissance limite, au-dessus de laquelle des dégradations sont susceptibles  
20 d'être générées au niveau de l'installation motrice.

Le moyen d'affichage 40 permet, au cours de l'étape 5, d'afficher les régimes d'urgence *OEI30'*, *OEI2'* et *OEIcontinu*

Le moyen d'affichage 40, représenté sur la figure 6, comporte un cadran 41 muni de graduations et une aiguille 43 mobile. Ces  
25 graduations représentent les niveaux de puissance de l'installation motrice 10 de l'aéronef 7 et l'aiguille 43 indique la puissance instantanée de l'installation motrice 10. Le pilote peut ainsi visualiser la marge de puissance disponible. Notamment, lors d'une simulation de panne, les puissances correspondant aux différents  
30 régimes d'urgence OEI sont affichées. En effet, l'élève doit

connaître les valeurs de ces régimes d'urgence correspondant à la puissance globale réduite de la panne simulée afin notamment de ne pas dépasser les temps limites autorisés. Le moyen d'affichage 40 indique ainsi les régimes d'urgence *OEI30'*, *OEI2'* et *OEIcontinu*  
5 respectivement avec les repères 47, 46 et 45.

Naturellement, la présente invention est sujette à de nombreuses variations quant à sa mise en œuvre. Bien que plusieurs modes de réalisation aient été décrits, on comprend bien qu'il n'est pas concevable d'identifier de manière exhaustive tous  
10 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.

## REVENDEICATIONS

1. Procédé de simulation de panne pour un aéronef (7) muni d'une installation motrice (10), ladite installation motrice (10) comprenant au moins deux turbomoteurs (11,12) développant  
5 conjointement une puissance globale, chaque turbomoteur (11,12) pouvant délivrer au moins une puissance d'urgence afin de compenser une panne d'au moins un autre turbomoteur (11,12),

caractérisé en ce que l'on règle manuellement une valeur réduite de ladite puissance globale à l'aide d'un premier moyen de réglage  
10 (20) et on baisse ladite puissance globale jusqu'à ladite valeur réduite pour simuler ladite panne, ladite valeur réduite étant comprise entre une valeur minimum et une valeur maximum.

2. Procédé selon la revendication 1,

caractérisé en ce que l'on règle au moins une caractéristique du  
15 passage de ladite puissance globale à ladite valeur réduite à l'aide d'un second moyen de réglage (30) avant de baisser ladite puissance globale.

3. Procédé selon la revendication 2,

caractérisé en ce que, ladite valeur réduite de ladite puissance  
20 globale étant atteinte en passant par une puissance minimale, lesdites caractéristiques comprennent un écart A entre ladite puissance minimale et ladite valeur réduite de la puissance globale ainsi qu'un temps T entre l'instant de ladite panne simulée et l'instant où ladite puissance globale se stabilise à ladite valeur  
25 réduite.

4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3,

caractérisé en ce que l'on vérifie à l'aide d'un moyen de contrôle (50) que ladite valeur réduite de ladite puissance globale n'est pas inférieure à une première puissance limite en-dessous de laquelle la sécurité du vol dudit aéronef (7) n'est pas assurée.

5           5. Procédé selon la revendication 4,

caractérisé en ce que l'on vérifie à l'aide dudit moyen de contrôle (50) que chaque puissance desdits turbomoteurs (11,12) constituant ladite valeur réduite de ladite puissance globale n'est pas supérieure à une seconde puissance limite au-dessus de  
10 laquelle des dégradations sont susceptibles d'être générées au niveau de ladite installation motrice (10).

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5,  
caractérisé en ce que l'on répartit ladite valeur réduite de ladite puissance globale uniformément sur chaque turbomoteur (11,12).

15           7. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6,  
caractérisé en ce que l'on affiche, à l'aide d'un moyen d'affichage (40), des régimes d'urgence *OEI* correspondant à ladite valeur réduite de ladite puissance globale.

20           8. Dispositif de simulation de panne (8) pour un aéronef (7) comportant :

- une installation motrice (10) comprenant au moins deux turbomoteurs (11,12) développant conjointement une puissance globale, chaque turbomoteur (11,12) pouvant délivrer au moins une puissance d'urgence afin de  
25 compenser une panne d'au moins un autre turbomoteur (11,12),

- un boîtier de contrôle (15,16) pour chaque turbomoteur (11,12), chaque boîtier de contrôle (15,16) étant relié à chaque turbomoteur (11,12) et contrôlant sa puissance,

caractérisé en ce que ledit dispositif comprend un premier moyen  
5 de réglage (20) apte à piloter lesdits boîtiers de contrôle (15,16) et réglant une valeur réduite de ladite puissance globale lors d'une simulation de ladite panne.

9. Dispositif (8) selon la revendication 8,

caractérisé en ce que ledit dispositif (8) comprend un second  
10 moyen de réglage (30) apte à piloter lesdits boîtiers de contrôle et réglant au moins une caractéristique du passage de ladite puissance globale à ladite valeur réduite de ladite puissance globale.

10. Dispositif (8) selon la revendication 9,

caractérisé en ce que, ladite valeur réduite de ladite puissance  
15 globale étant atteinte en passant par une puissance minimale, lesdites caractéristiques comprennent un écart A entre ladite puissance minimale et ladite valeur réduite de ladite puissance globale ainsi qu'un temps T entre l'instant de ladite panne simulée  
20 et l'instant où ladite puissance globale se stabilise à ladite valeur réduite.

11. Dispositif (8) selon l'une quelconque des revendications  
9 à 10,

caractérisé en ce que ledit boîtier de contrôle (15,16) peut modifier  
25 l'alimentation en carburant dudit turbomoteur (11,12) auquel il est relié afin de modifier au moins une desdites caractéristiques.

12. Dispositif (8) selon l'une quelconque des revendications  
8 à 11,

caractérisé en ce que ledit dispositif (8) comprend un moyen de contrôle (50) permettant de vérifier que ladite valeur réduite de ladite puissance globale n'est pas inférieure à une première puissance limite en-dessous de laquelle la sécurité du vol dudit aéronef (7) n'est pas assurée.

13. Dispositif (8) selon la revendication 12,

caractérisé en ce que ledit moyen de contrôle (50) permet de vérifier que chaque puissance desdits turbomoteurs (11,12) constituant ladite valeur réduite de ladite puissance globale n'est pas supérieure à une seconde puissance limite au-dessus de laquelle des dégradations sont susceptibles d'être générées au niveau de ladite installation motrice (10).

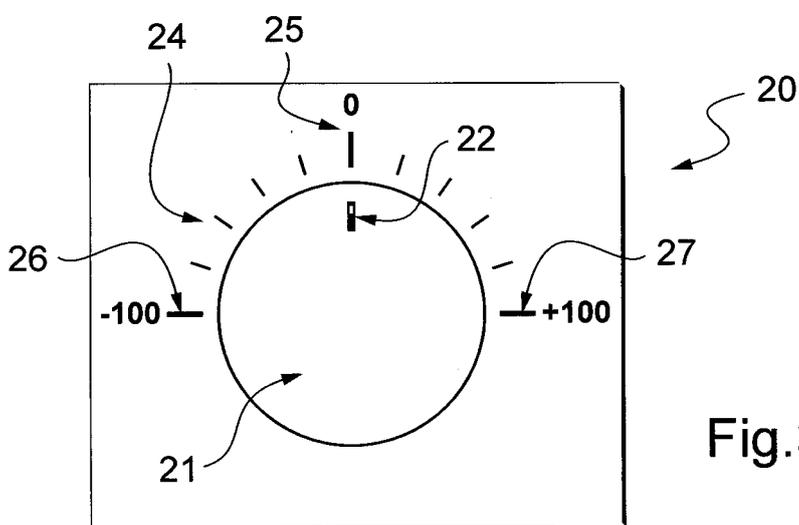
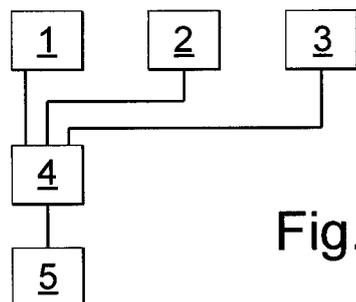
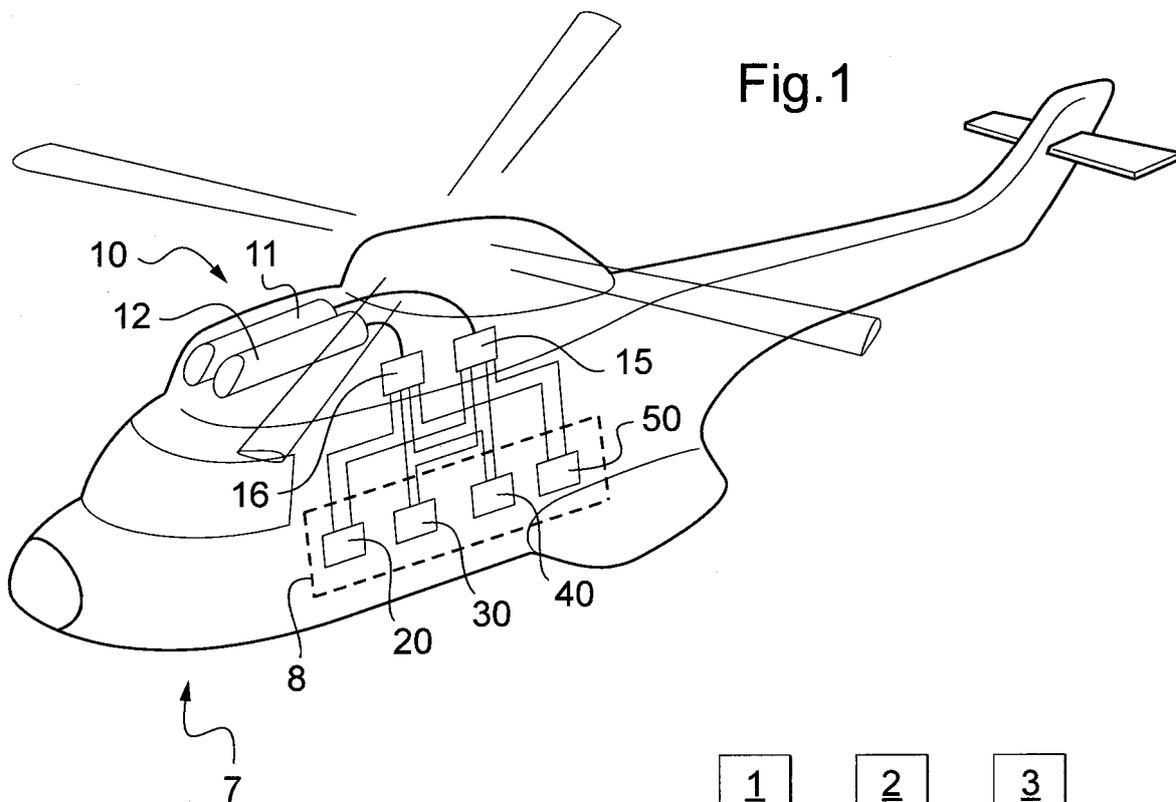
14. Dispositif (8) selon l'une quelconque des revendications 8 à 13,

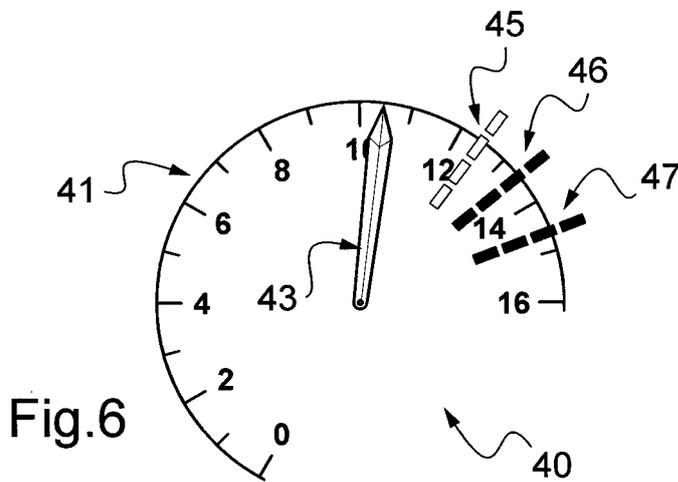
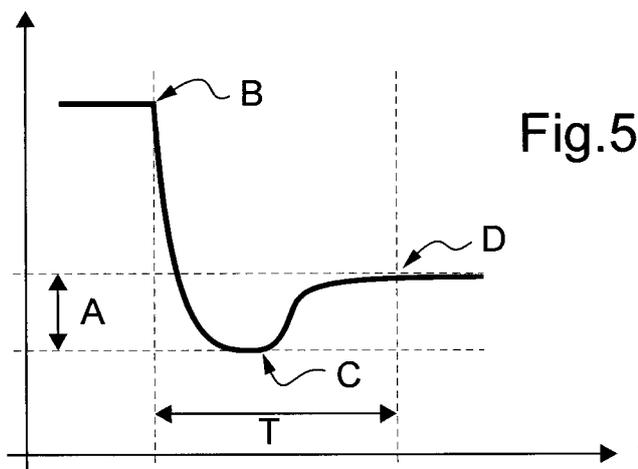
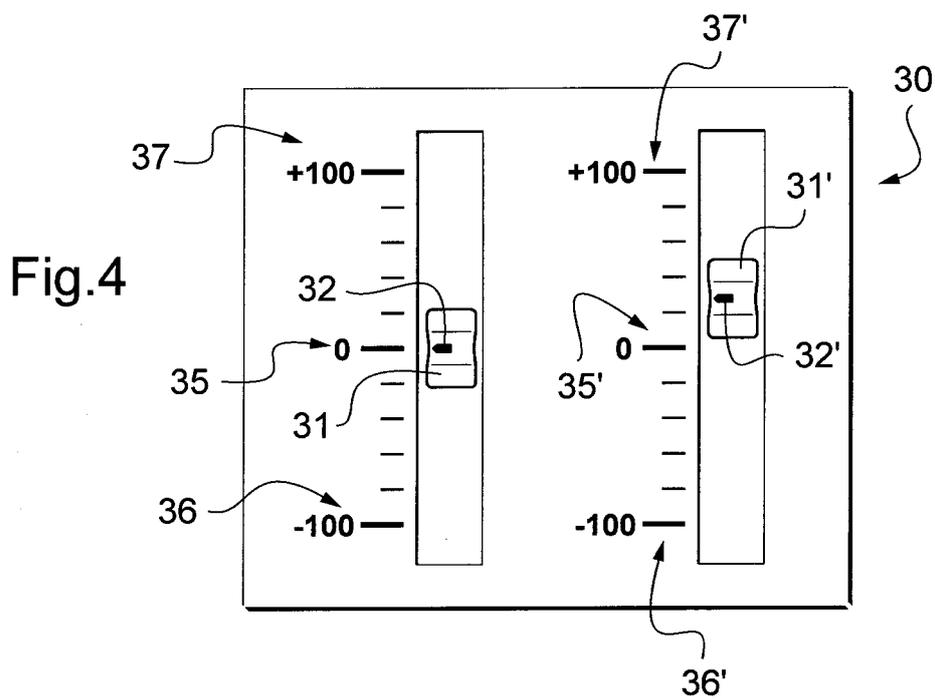
caractérisé en ce que ladite valeur réduite de ladite puissance globale est répartie uniformément sur chaque turbomoteur (11,12).

15. Dispositif (8) selon l'une quelconque des revendications 8 à 14,

caractérisé en ce que ledit dispositif (8) comprend un système d'affichage (40) permettant d'afficher des régimes d'urgence *OEI* correspondant à ladite valeur réduite de ladite puissance globale.

1/2







**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

établi sur la base des dernières revendications  
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement  
national

FA 763116  
FR 1200346

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		
X	US 2009/186320 A1 (RUCCI JOHN [US] ET AL) 23 juillet 2009 (2009-07-23) * le document en entier *	1-15	G09B9/44 F02C9/26  DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)  G09B F02C
X	US 2005/234689 A1 (GATES PATRICK J [CA] ET AL GATES PATRICK JOSEPH [CA] ET AL) 20 octobre 2005 (2005-10-20) * le document en entier *	1-15	
X	US 2002/133322 A1 (WILLIAMS ROBERT ARTHUR [US]) 19 septembre 2002 (2002-09-19) * le document en entier *	1-15	
X	US 5 873 546 A (EVANS CHARLES W [US] ET AL) 23 février 1999 (1999-02-23) * le document en entier *	1-15	
X	US 4 831 567 A (LEA ALAN J [CA]) 16 mai 1989 (1989-05-16) * le document en entier *	1-15	
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
27 septembre 2012		Giemsas, Falk	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un		à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date	
autre document de la même catégorie		de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
A : arrière-plan technologique		D : cité dans la demande	
O : divulgation non-écrite		L : cité pour d'autres raisons	
P : document intercalaire		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1200346 FA 763116**

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 **27-09-2012**

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 2009186320 A1	23-07-2009	EP 2254793 A2 US 2009186320 A1 WO 2009102373 A2	01-12-2010 23-07-2009 20-08-2009
US 2005234689 A1	20-10-2005	AUCUN	
US 2002133322 A1	19-09-2002	CA 2377157 A1 US 2002133322 A1	16-09-2002 19-09-2002
US 5873546 A	23-02-1999	AUCUN	
US 4831567 A	16-05-1989	AUCUN	