

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la  
Propriété Intellectuelle  
Bureau international



(10) Numéro de publication internationale  
**WO 2016/193603 A1**

(43) Date de la publication internationale  
8 décembre 2016 (08.12.2016)

WIPO | PCT

- (51) Classification internationale des brevets :  
*G01M 15/14* (2006.01)
- (21) Numéro de la demande internationale :  
PCT/FR2016/051281
- (22) Date de dépôt international :  
30 mai 2016 (30.05.2016)
- (25) Langue de dépôt : français
- (26) Langue de publication : français
- (30) Données relatives à la priorité :  
1554941 1 juin 2015 (01.06.2015) FR
- (71) Déposant : SAFRAN HELICOPTER ENGINES  
[FR/FR]; 64510 Bordes (FR).
- (72) Inventeurs : MERCIER-CALVAIRAC, Fabien; Snecma  
PI (AJI), Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 Moissy-  
Cramayel (FR). VALLART, Philippe; Snecma PI (AJI),  
Rond-point René Ravaud-Réau, 77550 Moissy-Cramayel  
(FR).
- (74) Mandataire : GEVERS & ORES; 9 rue Saint Antoine du  
T, 31000 Toulouse (FR).
- (81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre  
de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM,  
AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY,  
BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM,  
DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,  
HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR,  
KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG,  
MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM,  
PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC,  
SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN,  
TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre  
de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,  
GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ,  
TZ, UG, ZM, ZW), eurasiatique (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU,  
TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE,  
DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU,  
LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK,  
SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ,  
GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).
- Publiée :  
— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

(54) Title : METHOD FOR DETECTING A MECHANICAL DEFECT IN AN AIRCRAFT TURBINE ENGINE GAS GENERATOR, AND CORRESPONDING DEVICE FOR IMPLEMENTING SAID METHOD

(54) Titre : PROCÉDÉ DE DETECTION D'UN DÉFAUT MÉCANIQUE D'UN GÉNÉRATEUR DE GAZ D'UNE TURBOMACHINE D'UN AÉRONEF ET DISPOSITIF DE MISE EN ŒUVRE CORRESPONDANT

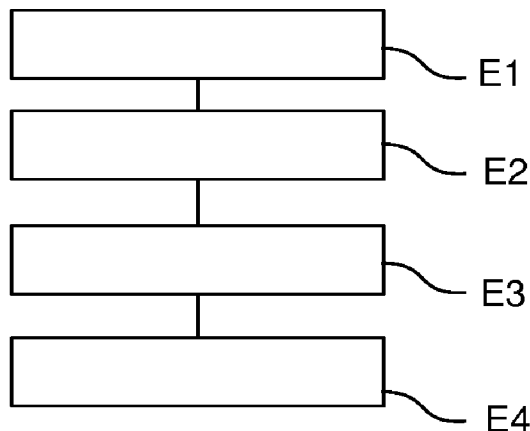


Fig. 1

(57) Abstract : The invention relates to a method for detecting a mechanical defect in an aircraft gas generator or in an apparatus mounted onto theon an accessory gearbox connected to said generator. Said method is characterized in that it includes: a step (E1) for of creating, before commissioning of the aircraft, a reference chart associating including a nominal torque of said generator, corresponding to nominal operation without mechanical defect, with for a plurality of modes of predetermined operation, a step (E2) for of determining, after flying the aircraft, an actual resisting torque of said generator for setting a predetermined- mode setting, a step (E3) for of calculating a deviation between said actual torque and the nominal torque of said reference chart associated with the mode of operation nearest to said set mode setting, and a step (E4) for signaling a mechanical defect in said generator or in at least one apparatus if said calculated deviation is greater than a predetermined threshold.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]

WO 2016/193603 A1



---

L'invention concerne un procédé de détection d'un défaut mécanique d'un générateur de gaz d'un aéronef ou d'un équipement monté sur une boîte accessoire reliée à ce générateur, caractérisé en ce qu'il comprend : une étape de création (E1), avant une mise en service, d'un abaque de référence associant, pour une pluralité de régimes de fonctionnement prédéterminé, un couple nominal dudit générateur correspondant à un fonctionnement nominal sans défaut mécanique; une étape de détermination (E2), après un vol de l'aéronef, et pour une consigne de régime prédéterminé, d'un couple résistant réel dudit générateur; une étape de calcul (E3) d'un écart entre ledit couple réel et le couple nominal dudit abaque de référence associé au régime de fonctionnement le plus proche dudit régime de consigne; une étape de signalement (E4) d'un défaut mécanique dudit générateur ou d'au moins un équipement si ledit écart calculé est supérieur à un seuil prédéterminé.

**PROCÉDÉ DE DETECTION D'UN DEFAUT MECANIQUE D'UN  
GENERATEUR DE GAZ D'UNE TURBOMACHINE D'UN AERONEF  
ET DISPOSITIF DE MISE EN ŒUVRE CORRESPONDANT**

5           **1.     Domaine technique de l'invention**

L'invention concerne un procédé de détection d'une défaillance mécanique d'un générateur de gaz d'une turbomachine d'un aéronef ou d'un équipement monté sur une boîte accessoire reliée à ce générateur de gaz. L'invention peut s'appliquer à tout type de turbomachine, telle qu'un turboréacteur, un  
10 turbomoteur, un turbopropulseur et une unité auxiliaire de puissance (plus connue sous l'acronyme APU pour la dénomination anglaise *Auxiliary Power Unit*). L'invention concerne également un dispositif de mise en œuvre d'un procédé selon l'invention.

**2.     Arrière-plan technologique**

15           Un aéronef, tel que par exemple un hélicoptère, comprend un système propulsif équipé d'une ou plusieurs turbomachines. Ces turbomachines comprennent de manière connue un générateur de gaz et une turbine (libre ou liée) entraînée en rotation par le générateur de gaz, et solidaire d'un arbre de sortie. Dans le cas d'un hélicoptère, l'arbre de sortie de chaque turbine est adapté pour  
20 mettre en mouvement une boîte de transmission de puissance, qui entraîne elle-même le rotor de l'hélicoptère.

La perte d'une turbomachine au cours d'un vol d'un aéronef peut être catastrophique, en particulier pour un hélicoptère monomoteur. Le taux de panne entraînant un arrêt au cours d'un vol d'une turbomachine sur un aéronef est faible,  
25 mais n'est pas nul. En particulier, il arrive que les générateurs de gaz se dégradent au cours d'un vol, en particulier lorsqu'ils approchent de leur date de révision, ou lorsque les conditions de vol ont été particulièrement sévères (températures extrêmes, introduction de corps étrangers dans la turbomachine, etc.). Cette détérioration d'un générateur de gaz peut résulter de contacts mécaniques entre

différents organes mécaniques du générateur de gaz ou des équipements montés sur la boîte accessoire de ce générateur de gaz. Ces contacts mécaniques, s'ils n'entraînent pas nécessairement l'arrêt de la turbomachine au cours du vol, peuvent en revanche provoquer une panne de la turbomachine au cours d'un vol ultérieur.

Les inventeurs ont donc cherché à mettre au point un procédé de détection des défaillances mécaniques d'un générateur de gaz ou d'un équipement monté sur une boîte accessoire reliée à ce générateur de gaz pour anticiper des dysfonctionnements ultérieurs du générateur de gaz.

Le document EP-A1-2 762 852 décrit un système d'essai automatique d'une turbine à gaz industrielle, qui permet de déterminer l'état de fonctionnement de cette turbine à gaz.

### 3. Objectifs de l'invention

L'invention vise à fournir un procédé et un dispositif de détection d'un défaut mécanique d'un générateur de gaz d'une turbine à gaz d'un aéronef ou d'un équipement monté sur une boîte accessoire reliée à ce générateur de gaz.

L'invention vise notamment à fournir, dans au moins un mode de réalisation de l'invention, un tel procédé qui peut être mis en œuvre en ayant recours uniquement aux éléments déjà présents dans un aéronef, sans nécessiter l'ajout d'éléments complémentaires.

L'invention vise aussi à fournir, dans au moins un mode de réalisation de l'invention, un tel procédé qui permet de tester chaque générateur de gaz après chaque vol, sans difficultés particulières et sans nécessiter un mode opératoire complexe.

### 4. Exposé de l'invention

L'invention concerne un procédé de détection d'un défaut mécanique d'un générateur de gaz d'une turbine à gaz d'un aéronef ou d'un équipement monté sur une boîte accessoire reliée à ce générateur de gaz, caractérisé en ce qu'il comprend :

– une étape de création, avant une mise en service de ladite turbine à

5 gaz sur ledit aéronef, d'un abaque de référence associant, pour chaque régime de fonctionnement d'une pluralité de régimes de fonctionnement prédéterminé, un couple résistant, dit couple nominal, dudit générateur de gaz correspondant à un fonctionnement sans défaut mécanique dudit générateur de gaz et dudit équipement,

- une étape de détermination, après un vol de l'aéronef, et pour une consigne de régime prédéterminé, d'un couple résistant, dit couple réel, dudit générateur de gaz,
- 10 – une étape de calcul d'un écart entre ledit couple réel et le couple nominal dudit abaque de référence associé au régime de fonctionnement le plus proche dudit régime de consigne,
- une étape de signalement d'un défaut mécanique dudit générateur de gaz ou d'au moins un équipement si ledit écart calculé est
- 15 supérieur à un seuil prédéterminé.

Un procédé selon l'invention consiste donc à déterminer le couple résistant du générateur de gaz et ses équipements (aussi désignés par accessoires dans tout le texte) après un vol de l'aéronef et à le comparer au couple nominal du générateur de gaz. Si le couple mesuré après le vol de l'aéronef s'écarte du couple nominal mesuré préalablement à la mise en service de la turbine à gaz, c'est que le

20 générateur de gaz (ou l'un des accessoires montés sur la boîte accessoire reliée au générateur de gaz) présente un défaut mécanique. Le procédé prévoit alors un signalement de la détection d'un défaut mécanique, par exemple par le biais de l'avionique de l'aéronef.

25 L'invention tient compte, en outre, du régime de fonctionnement du turbomoteur. Pour ce faire, le procédé prévoit la construction, préalablement à la mise en service de la turbine à gaz, d'un abaque qui associe une valeur de couple nominal à différents régimes de fonctionnement prédéterminé. Ces régimes prédéterminés sont avantageusement choisis pour pouvoir correspondre à des

30 régimes réels de fonctionnement et pour pouvoir réaliser l'étape de création de l'abaque de référence dans une plage de température réduite et proche des

conditions réelles dans lesquelles sera le générateur de gaz après un vol.

Un procédé selon l'invention est divisé en deux étapes principales : une première étape réalisée préalablement à la mise en service de la turbine à gaz, au cours de laquelle un abaque de référence est construit, cet abaque présentant une  
5 valeur d'un couple résistant nominal pour chaque régime de fonctionnement prédéterminé ; et une deuxième étape réalisée après un vol de l'aéronef au cours de laquelle un couple résistant réel est déterminé et comparé aux valeurs de l'abaque pour détecter un écart entre le couple réel et le couple nominal qui est  
10 supérieur à un seuil prédéterminé et représentatif d'une défaillance mécanique du générateur de gaz ou d'un accessoire. Le couple nominal utilisé pour calculer l'écart est celui correspondant, dans l'abaque, au régime de fonctionnement le plus proche dudit régime de consigne. Le régime le plus proche est le régime qui minimise une métrique prédéterminée.

Au contraire du document EP-A1-2 762 852 précité, l'invention permet de  
15 détecter un défaut mécanique du générateur de gaz. Par ailleurs, le procédé selon l'invention se base sur la comparaison de couples résistants, ce qui n'est pas le cas dans le document antérieur. Enfin, les moments auxquels ont lieu les étapes de création de l'abaque et de détermination du couple résistant réel, avant mise en service et après un vol de l'aéronef, ne sont pas décrits dans ce document  
20 antérieur.

Avantageusement et selon l'invention, chaque couple nominal dudit  
abaque de référence et ledit couple réel sont déterminés à partir de mesures de grandeurs électriques de pilotage d'une machine électrique reliée audit générateur  
de gaz et adaptée pour pouvoir entrainer sur commande d'un calculateur, ledit  
25 générateur de gaz en rotation.

Selon cette variante avantageuse, le couple résistant du générateur de gaz et de ses équipements est estimé à partir de grandeurs de pilotage d'une machine électrique entraînant à une vitesse donnée le générateur de gaz. Cette machine électrique est par exemple un démarreur ou une génératrice-démarreur. Cette  
30 machine électrique est montée sur la boîte accessoire et permet donc d'estimer le couple appliqué sur le générateur de gaz. Un procédé selon cette variante est donc

applicable à toutes les turbomachines aéronautiques – turbo réacteurs, turbomoteurs, turbopropulseurs, APU – couplées à une machine électrique de démarrage de ces turbomachines. La détermination du couple résistant à partir de grandeurs électriques de pilotage d'une machine électrique est réalisée à la fois au cours de l'étape de création de l'abaque de référence pour déterminer le couple nominal associé à chaque régime de fonctionnement prédéterminé, et au cours de l'étape de détermination du couple réel, après le vol de l'aéronef.

Avantageusement et selon cette variante, lesdites grandeurs électriques de pilotage de ladite machine électrique comprennent l'intensité et la tension du courant fourni à ladite machine électrique.

En d'autres termes, selon cette variante avantageuse, le couple nominal associé à chaque régime de fonctionnement prédéterminé, et le couple réel mesuré après un vol de l'aéronef, sont représentés par une mesure de l'intensité et de la tension du courant fourni à la machine électrique. L'intensité et la tension du courant fourni à la machine électrique pour la piloter sont donc représentatives du couple résistant du générateur de gaz.

Avantageusement et selon l'invention, chaque régime de fonctionnement prédéterminé est défini dans ledit abaque de référence par des mesures de conditions thermiques dudit générateur de gaz.

Avantageusement et selon cette variante, ledit abaque de référence comprend en outre, pour chaque régime de fonctionnement prédéterminé, une information représentative d'une erreur de mesures desdites conditions thermiques.

Ces erreurs de mesure peuvent être utilisées lors de l'étape de comparaison des mesures desdites conditions thermiques du régime de consigne prédéterminé et des régimes de fonctionnement prédéterminés.

Avantageusement et selon l'invention, dans ladite étape de calcul d'un écart, ledit régime de fonctionnement le plus proche dudit régime de consigne est déterminé par une comparaison des mesures des conditions thermiques du générateur de gaz pour chaque régime de fonctionnement prédéterminé dudit abaque de référence avec des mesures des conditions thermiques du générateur de

gaz du régime de consigne et une sélection dudit régime de fonctionnement prédéterminé minimisant une métrique prédéterminée.

La métrique prédéterminée peut par exemple être une métrique euclidienne. Une telle métrique permet de mesurer la distance entre chaque point  
5 formé des mesures des conditions thermiques de l'abaque de référence et le point formé des mesures des conditions thermiques du régime de consigne et de déterminer le point de l'abaque de référence qui minimise cette distance.

Avantageusement et selon l'invention, ledit générateur de gaz comprenant un bain d'huile et une chambre de combustion alimentée en carburant, lesdites  
10 conditions thermiques dudit générateur de gaz caractérisant un régime de fonctionnement prédéterminé de ce générateur de gaz comprennent une température de l'huile, une température de carburant, une température et une pression atmosphériques.

L'invention concerne également un dispositif de détection d'un défaut  
15 mécanique d'un générateur de gaz d'une turbine à gaz d'un aéronef ou d'un équipement monté sur une boîte accessoire reliée à ce générateur de gaz, caractérisé en ce qu'il comprend :

- un module de création, avant la mise en service de ladite turbine à gaz, d'un abaque de référence associant, pour chaque régime de  
20 fonctionnement d'une pluralité de régimes de fonctionnement prédéterminé, un couple résistant, dit couple nominal, dudit générateur de gaz correspondant à un fonctionnement nominal sans défaut mécanique dudit générateur de gaz et dudit accessoire,
- un module de détermination, après un vol de l'aéronef, et pour une  
25 consigne de régime prédéterminé, d'un couple résistant, dit couple réel, dudit générateur de gaz,
- un module de calcul d'un écart entre ledit couple réel et le couple nominal dudit abaque de référence associé au régime de fonctionnement le plus proche dudit régime de consigne,
- 30 – un module de signalement d'un défaut mécanique dudit générateur de gaz ou d'au moins un accessoire si ledit écart calculé est

supérieur à un seuil prédéterminé.

Un dispositif selon l'invention met avantageusement en œuvre un procédé selon l'invention et un procédé selon l'invention est avantageusement mis en œuvre par un dispositif selon l'invention.

5 Dans tout le texte, on désigne par module, un élément logiciel, un sous-ensemble d'un programme logiciel, pouvant être compilé séparément, soit pour une utilisation indépendante, soit pour être assemblé avec d'autres modules d'un programme, ou un élément matériel, ou une combinaison d'un élément matériel et d'un sous-programme logiciel. Un tel élément matériel peut comprendre un circuit  
10 intégré propre à une application (plus connue sous l'acronyme ASIC pour la dénomination anglaise *Application-Specific Integrated Circuit*) ou un circuit logique programmable ou tout matériel équivalent. D'une manière générale, un module est donc un élément (logiciel et/ou matériel) qui permet d'assurer une fonction.

15 Selon une variante avantageuse, chaque module du dispositif selon l'invention est mis en œuvre par le calculateur de l'aéronef dans lequel la turbine à gaz est installée.

L'invention concerne également un procédé et un dispositif de détection caractérisés en combinaison par tout ou partie des caractéristiques mentionnées ci-  
20 dessus ou ci-après.

## 5. Liste des figures

D'autres buts, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description suivante donnée à titre uniquement non limitatif et qui se réfère aux figures annexées dans lesquelles :

- 25
- la figure 1 est une vue schématique d'un procédé de détection d'un défaut mécanique d'un générateur de gaz selon un mode de réalisation de l'invention,
  - la figure 2 est une vue schématique des moyens de mise en œuvre de l'étape de création d'un abaque de référence dans un procédé  
30 selon un mode de réalisation de l'invention,

- la figure 3 est une vue schématique des moyens de mise en œuvre de l'étape de détection d'un défaut mécanique dans un procédé selon un mode de réalisation de l'invention.

## 6. Description détaillée d'un mode de réalisation de l'invention

5 Sur les figures, les échelles et les proportions ne sont pas respectées et ce, à des fins d'illustration et de clarté.

La description détaillée qui suit est faite en référence à une turbine à gaz 5 d'un hélicoptère comprenant un générateur de gaz 6 et une turbine libre 7 alimentée par le générateur de gaz 6. Cela étant et comme précisé précédemment, 10 le procédé de détection d'un défaut mécanique d'un générateur de gaz ou d'un équipement monté sur une boîte accessoires reliée au générateur de gaz selon l'invention s'applique également à d'autres types de turbomachines, telles que des turboréacteurs, des turbopropulseurs ou des APU.

Le procédé selon l'invention est donc décrit ci-après en lien avec un 15 générateur de gaz 6 comprenant un compresseur 10 d'air qui alimente une chambre 11 de combustion d'un carburant dans l'air comprimé, cette dernière délivrant des gaz brûlés fournissant de l'énergie cinétique. Une turbine 12 de détente partielle des gaz brûlés est couplée au compresseur 10 par le biais d'un arbre 13 d'entraînement pour pouvoir entraîner en rotation le compresseur 10 et 20 des équipements nécessaires au fonctionnement du générateur de gaz ou de l'hélicoptère (pompe à carburant, alternateur, etc.). Ces équipements sont disposés dans une boîte 20 accessoire. La partie résultante des gaz brûlés entraîne la turbine libre 7 de transmission de puissance, qui est adaptée pour entraîner un organe récepteur, tel que le rotor 30 de l'hélicoptère, lorsque la turbine à gaz est montée 25 sur un hélicoptère (cas de la figure 3).

Le générateur de gaz 6 de la turbine à gaz est entraîné, au démarrage, par une machine électrique 21. Cette machine électrique 21 est par exemple un démarreur ou une génératrice-démarreur. Cette machine électrique est pilotée par une électronique de puissance 22 alimentée par une source d'énergie électrique. 30 Cette source d'énergie électrique peut par exemple être un stockeur 23 d'énergie électrique, telle qu'une batterie, ou directement le réseau de bord 24 de

l'hélicoptère. L'électronique de puissance 22 est pilotée par une unité de commande, qui est de préférence le calculateur 25 électronique de régulation de l'hélicoptère, plus connue sous sa dénomination anglaise ECU (Electronique Control Unit).

5           Tel que représenté sur la figure 1, le procédé de détection d'un défaut mécanique selon l'invention comprend une première étape de création E1 d'un abaque de référence associant, pour chaque régime de fonctionnement d'une pluralité de régimes de fonctionnement prédéterminé, un couple résistant, dit couple nominal, du générateur de gaz 6 correspondant à un fonctionnement  
10 nominal sans défaut mécanique du générateur de gaz 6 et des accessoires montés sur la boîte accessoire 20. Cette étape de création E1 est mise en œuvre avant la mise en service de la turbine à gaz 5. Les moyens de mise en œuvre de cette étape de création E1 d'un abaque de référence sont représentés schématiquement sur la figure 2.

15           Cette étape est par exemple mise en œuvre lors d'un test de la turbine à gaz 6 sur un banc de test 40. Cette étape est avantageusement mise en œuvre sur un moteur « chaud », c'est-à-dire sur une turbine à gaz 5 qui a été mise en rotation, en mode vol, préalablement aux mesures. Cela permet de réaliser les mesures dans une plage de température plus réduite que l'ensemble du domaine possible. Pour  
20 créer l'abaque de référence, le calculateur 25 commande une consigne en régime à l'électronique de puissance 22 de la machine électrique 21. L'électronique de puissance 22 pilote la machine électrique 21 à l'aide d'une loi de régulation spécifique jusqu'à obtenir la consigne demandée par le calculateur 25. Une mesure de l'intensité et de la tension du courant fourni à la machine électrique 21  
25 est alors effectuée par un dispositif de mesure approprié et bien connue de l'homme du métier. Ces mesures sont sauvegardées dans une mémoire du calculateur 25 et sont représentatives du couple résistant du générateur de gaz 6 et de ses équipements. En parallèle, le contrôleur 25 effectue des relevés de certaines conditions thermiques du générateur de gaz 6. Par exemple, le contrôleur 25  
30 relève la température de l'huile du générateur de gaz 6, la température du carburant de la chambre de combustion 11, la température et la pression

atmosphériques. Ces différentes mesures sont acheminées vers le contrôleur 25, par exemple par le biais d'un bus 32 de communications, et sont sauvegardées dans une mémoire du contrôleur 25 en lien avec les mesures d'intensité et de tension fournies à la machine électrique 21 et acheminées vers le contrôleur, par exemple, par le biais d'un bus 31 de communication. Ce bus 31 forme également le moyen de transmission des commandes du contrôleur vers l'électronique de puissance 22.

Ce processus de mesure et de sauvegarde des données est répété pour une pluralité de régimes de fonctionnement prédéterminé. Ainsi, les différentes mesures (grandeurs thermiques et grandeurs électriques) sont effectuées pour une pluralité de régimes de fonctionnement prédéterminé, de manière à former un abaque de référence comprenant pour chaque régime, des mesures d'intensité et de tension représentatives du couple résistant, et des mesures de température d'huile, température de carburant et température et pression atmosphériques, représentatives du régime de fonctionnement.

Selon un mode réalisation avantageux, chaque mesure est sauvegardée en lien avec une information représentative d'une erreur de mesures liée aux dispositifs de mesure.

Cette première étape de création d'un abaque E1 permet donc de former une matrice comprenant pour une pluralité de régimes de fonctionnement prédéterminée, des valeurs d'intensité et de tension du courant fourni à l'électronique de puissance 22 associées à des valeurs de grandeurs physiques du générateur de gaz 6.

Le procédé selon l'invention comprend ensuite trois étapes subséquentes mises en œuvre après un vol de l'aéronef. Ces trois étapes comprennent une étape de détermination E2 d'un couple résistant, dit couple réel, du générateur de gaz ; une étape de calcul E3 d'un écart entre le couple réel et le couple nominal de l'abaque de référence associé au régime de fonctionnement le plus proche du régime de consigne ; et une étape de signalement E4 d'un défaut mécanique du générateur de gaz ou d'au moins un équipement si l'écart calculé est supérieur à un seuil prédéterminé. Les moyens de mise en œuvre de ces trois étapes après un

vol de l'aéronef sont représentés schématiquement sur la figure 3.

Ces étapes sont avantageusement mises en œuvre après chaque vol de l'aéronef, avec un moteur encore chaud.

Le contrôleur 25 envoie une consigne de régime à l'électronique de puissance 22 de la machine électrique 21. A l'instar de ce qui est mis en œuvre  
5 lors de l'étape de création de l'abaque, une mesure de l'intensité et de la tension du courant fourni à la machine électrique 21 est alors effectuée par un dispositif de mesure approprié. Ces mesures de courant et de tension sont représentatives du couple réel transmis par la machine électrique 21 au générateur de gaz 6. Les  
10 mesures de courant et de tension sont transmises au calculateur 25 par le bus 31 de communication. En parallèle, le contrôleur 25 effectue un relevé des conditions thermiques du générateur de gaz 6 (température de l'huile du générateur de gaz 6, la température du carburant de la chambre de combustion 11, la température et la pression atmosphériques). Ces mesures forment le contexte thermique du  
15 générateur de gaz 6. Ces relevés de mesure sont acheminés vers le contrôleur 25 par le biais du bus 32 de communications.

Le contrôleur 25 compare ensuite ce contexte thermique mesuré aux différents contextes thermiques sauvegardés dans l'abaque de référence au cours de l'étape de création de l'abaque dans le but d'identifier le contexte thermique de  
20 l'abaque de référence le plus proche de celui qui vient d'être mesuré. Cette comparaison est par exemple réalisée en utilisant une métrique (par exemple une métrique euclidienne) qui permet de comparer ces différentes valeurs de température et de pression. Cette comparaison permet donc de sélectionner le contexte thermique (c'est-à-dire, l'un des régimes de fonctionnement prédéterminé  
25 mis en œuvre au cours de l'étape E1 de création de l'abaque de référence) de l'abaque de référence le plus proche du contexte thermique mesuré après le vol de l'aéronef.

Une fois ce contexte thermique déterminé, un écart entre le couple nominal correspondant au contexte thermique sélectionné et le couple réel mesuré est  
30 calculé. Chaque couple est par exemple représenté par l'intensité du courant. Aussi, l'écart entre l'intensité du courant mesuré et l'intensité du courant du

contexte thermique sélectionné dans l'abaque de référence est calculé.

Si cet écart est supérieur à un seuil prédéterminé, par exemple correspondant à une variation de plus de 10%, alors un signalement d'un probable défaut mécanique sur le générateur de gaz 6 ou sur un des équipements est signalé, par exemple par le biais de l'avionique.

Selon une variante avantageuse, le seuil prédéterminé à partir duquel un défaut mécanique est signalé est paramétrable et peut être adapté à chaque type de turbomachine. Ce seuil peut également être paramétré et modifié au cours du temps, par exemple si une erreur de détection est signalée. Le seuil peut alors être abaissé pour limiter les détections intempestives de défaut mécanique.

Un procédé selon l'invention permet donc de détecter des indices de défaut mécanique susceptibles de générer une panne de la turbomachine au cours d'un prochain vol. Bien entendu, l'invention est applicable à tous types de turbomachines mettant en œuvre une machine électrique. L'invention permet à la fois de détecter un défaut mécanique du générateur de gaz et d'un équipement mécanique monté sur une boîte accessoire reliée au générateur de gaz.

## REVENDICATIONS

1. Procédé de détection d'un défaut mécanique d'un générateur de gaz (6) d'une turbine à gaz (5) d'un aéronef ou d'un équipement monté sur une boîte accessoire (20) reliée à ce générateur de gaz (6), caractérisé en ce qu'il comprend :
- une étape de création (E1), avant une mise en service de ladite turbine à gaz (5), d'un abaque de référence associant, pour chaque régime de fonctionnement d'une pluralité de régimes de fonctionnement prédéterminé, un couple résistant, dit couple nominal, dudit générateur de gaz (6) correspondant à un fonctionnement sans défaut mécanique dudit générateur de gaz (6) ou dudit équipement,
  - une étape de détermination (E2), après un vol de l'aéronef, et pour une consigne de régime prédéterminé, d'un couple résistant, dit couple réel, dudit générateur de gaz (6),
  - une étape de calcul (E3) d'un écart entre ledit couple réel et le couple nominal dudit abaque de référence associé au régime de fonctionnement le plus proche dudit régime de consigne,
  - une étape de signalement (E4) d'un défaut mécanique dudit générateur de gaz (6) ou d'au moins un équipement si ledit écart calculé est supérieur à un seuil prédéterminé.
2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que chaque couple nominal dudit abaque de référence et ledit couple réel sont déterminés à partir de mesures de grandeurs électriques de pilotage d'une machine électrique (21) reliée audit générateur de gaz (6) et adaptée pour pouvoir entraîner sur commande d'un calculateur (25), ledit générateur de gaz (6) en rotation.
3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce que lesdites grandeurs électriques de pilotage de ladite machine électrique comprennent l'intensité et la tension du courant fourni à ladite machine électrique.

4. Procédé selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que chaque régime de fonctionnement prédéterminé est défini dans ledit abaque de référence par des mesures de conditions thermiques dudit générateur de gaz (6).
5. Procédé selon la revendication 4, caractérisé en ce que ledit abaque de référence comprend en outre, pour chaque régime de fonctionnement prédéterminé, une information représentative d'une erreur de mesures desdites conditions thermiques.
6. Procédé selon l'une des revendications 4 ou 5, caractérisé en ce que dans ladite étape de calcul (E3) d'un écart, ledit régime de fonctionnement le plus proche dudit régime de consigne est déterminé par une comparaison des mesures des conditions thermiques du générateur de gaz (6) pour chaque régime de fonctionnement prédéterminé dudit abaque de référence avec des mesures des conditions thermiques du générateur de gaz (6) du régime de consigne et une sélection dudit régime de fonctionnement prédéterminé minimisant une métrique prédéterminée.
7. Procédé selon l'une des revendications 4 à 6, caractérisé en ce que, ledit générateur de gaz (6) comprenant un carter baigné d'huile et une chambre de combustion (11) alimentée en carburant, lesdites conditions thermiques dudit générateur de gaz caractérisant un régime de fonctionnement prédéterminé de ce générateur de gaz (6) comprennent une température de l'huile, une température de carburant, une température et une pression atmosphériques.
8. Dispositif de détection d'un défaut mécanique d'un générateur de gaz (6) d'une turbine à gaz (5) d'un aéronef ou d'un équipement monté sur une boîte accessoire (20) reliée à ce générateur de gaz (6), caractérisé en ce qu'il comprend :
  - un module de création, avant la mise en service de ladite turbine à gaz, d'un abaque de référence associant, pour chaque régime de fonctionnement d'une pluralité de régimes de fonctionnement prédéterminé, un couple résistant, dit couple nominal, dudit générateur de gaz (6) correspondant à un fonctionnement nominal

- sans défaut mécanique dudit générateur de gaz (6) ou dudit équipement,
- un module de détermination, après un vol de l'aéronef, et pour une consigne de régime prédéterminé, d'un couple résistant, dit couple réel, dudit générateur de gaz (6),
  - un module de calcul d'un écart entre ledit couple réel et le couple nominal dudit abaque de référence associé au régime de fonctionnement le plus proche dudit régime de consigne,
  - un module de signalement d'un défaut mécanique dudit générateur de gaz (6) ou d'au moins un équipement si ledit écart calculé est supérieur à un seuil prédéterminé.

1/1

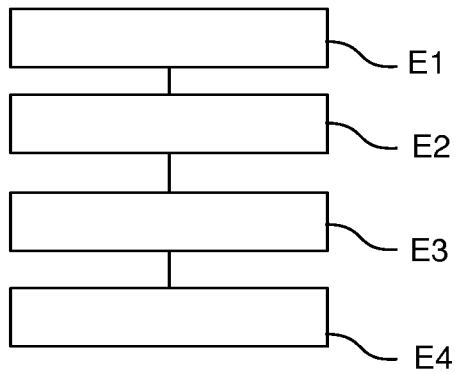


Fig. 1

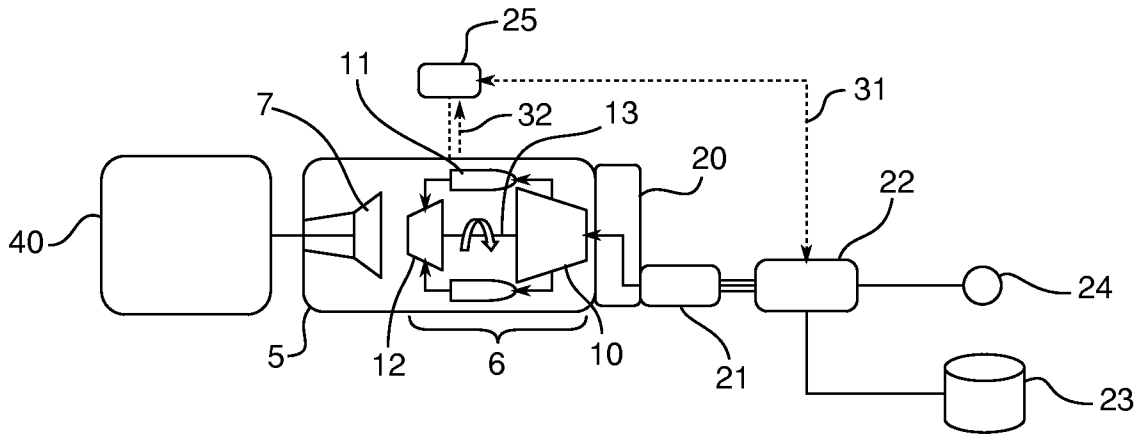


Fig. 2

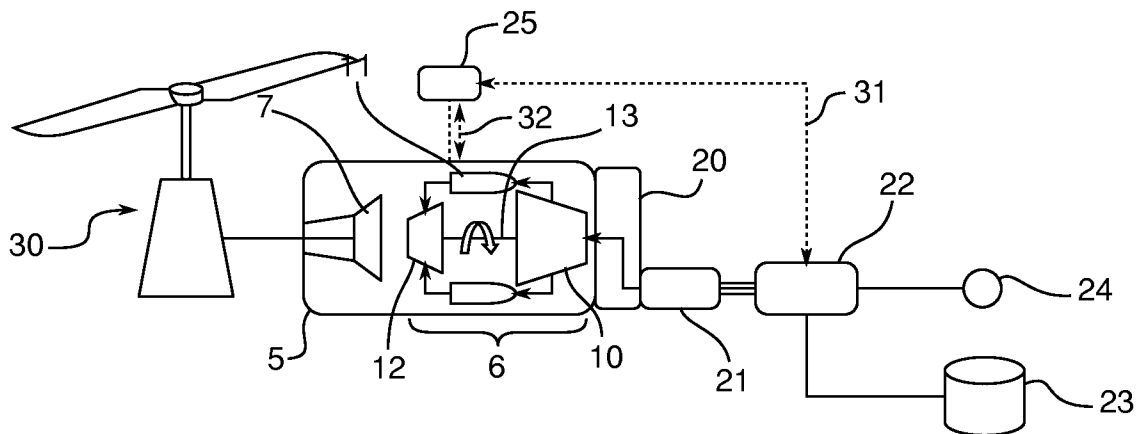


Fig. 3

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No  
PCT/FR2016/051281

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER  
INV. G01M15/14  
ADD.  
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED  
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)  
G01M G01L B60W F02D F02C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)  
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	EP 2 762 852 A1 (SIEMENS AG [DE]) 6 August 2014 (2014-08-06) page 2, paragraphs [0001], [0013] page 3, paragraphs [0013]-[0017], [0023]-[0031] page 4, paragraphs [0031]-[0033], [0035]-[0039] page 5, paragraphs [0046]-[0047], [0050]	1-8
A	EP 2 770 390 A2 (HONEYWELL INT INC [US]) 27 August 2014 (2014-08-27) page 6, paragraph [0034]	1-8
	----- -/--	

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

\* Special categories of cited documents :

- "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
- "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

- "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
- "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
- "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
- "&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search  31 August 2016	Date of mailing of the international search report  12/09/2016
Name and mailing address of the ISA/ European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Authorized officer  Oppo, Carla Ivana

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No  
PCT/FR2016/051281

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	EP 2 505 812 A1 (JIANG LI [US]; LEE DONGHOON [US]; YILMAZ HAKAN [US]; STEFANOPOULOU ANN) 3 October 2012 (2012-10-03) page 4, paragraph [0028]-[0030]; figures 4-5	1-8
A	----- EP 2 175 336 A1 (GEN ELECTRIC [US]) 14 April 2010 (2010-04-14) page 2, paragraph [0004]-[0006] page 3, paragraphs [0015]-[0017], [0023] page 4, paragraph [0026]	1-8
A	----- US 2006/225403 A1 (TSUZUKI SADACHIKA [JP] ET AL) 12 October 2006 (2006-10-12) page 1, paragraphs [0001], [0003], [0007]-[0011] page 2, paragraphs [0011], [0020]-[0023] page 3, paragraph [0027] figures 4, 5	1-8
A	----- Tdi Turbostart: "Catalog of Air starters for Gas Turbine Engine",  27 February 2002 (2002-02-27), XP055298608, Retrieved from the Internet: URL: <a href="http://www.tdi-turbostart.com/pulsepro/data/img/uploads/Gas_Turbine_Catalog.pdf">http://www.tdi-turbostart.com/pulsepro/data/img/uploads/Gas_Turbine_Catalog.pdf</a> [retrieved on 2016-08-30] the whole document	1-8
	-----	

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No PCT/FR2016/051281
---

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date	
EP 2762852	A1	06-08-2014	CA 2898392 A1	14-08-2014
			CN 105074413 A	18-11-2015
			EP 2762852 A1	06-08-2014
			EP 2954297 A1	16-12-2015
			JP 2016513202 A	12-05-2016
			KR 20150114559 A	12-10-2015
			US 2015362405 A1	17-12-2015
			WO 2014122013 A1	14-08-2014
EP 2770390	A2	27-08-2014	CA 2841428 A1	20-08-2014
			EP 2770390 A2	27-08-2014
			US 2014236534 A1	21-08-2014
EP 2505812	A1	03-10-2012	EP 2505811 A2	03-10-2012
			EP 2505812 A1	03-10-2012
			EP 2505813 A2	03-10-2012
			EP 2505814 A1	03-10-2012
			JP 2012215575 A	08-11-2012
			US 2012253634 A1	04-10-2012
			US 2012253635 A1	04-10-2012
			US 2012253636 A1	04-10-2012
			US 2012253637 A1	04-10-2012
EP 2175336	A1	14-04-2010	CN 101726416 A	09-06-2010
			EP 2175336 A1	14-04-2010
			JP 2010090896 A	22-04-2010
			US 2010089067 A1	15-04-2010
US 2006225403	A1	12-10-2006	JP 2006291762 A	26-10-2006
			US 2006225403 A1	12-10-2006

<p>A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE                  INV. G01M15/14                  ADD.</p>		
<p>Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB</p>		
<p>B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE</p>		
<p>Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)                  G01M G01L B60W F02D F02C</p>		
<p>Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche</p>		
<p>Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés)                  EPO-Internal, WPI Data</p>		
<p>C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS</p>		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	EP 2 762 852 A1 (SIEMENS AG [DE]) 6 août 2014 (2014-08-06) page 2, alinéas [0001], [0013] page 3, alinéas [0013]-[0017], [0023]-[0031] page 4, alinéas [0031]-[0033], [0035]-[0039] page 5, alinéas [0046]-[0047], [0050] -----	1-8
A	EP 2 770 390 A2 (HONEYWELL INT INC [US]) 27 août 2014 (2014-08-27) page 6, alinéa [0034] -----	1-8
A	EP 2 505 812 A1 (JIANG LI [US]; LEE DONGHOON [US]; YILMAZ HAKAN [US]; STEFANOPOULOU ANN) 3 octobre 2012 (2012-10-03) page 4, alinéa [0028]-[0030]; figures 4-5 ----- -/--	1-8
<p><input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents</p>		
<p><input checked="" type="checkbox"/> Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe</p>		
<p>* Catégories spéciales de documents cités:</p>		
<p>"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent</p>		<p>"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention</p> <p>"X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément</p> <p>"Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier</p> <p>"&amp;" document qui fait partie de la même famille de brevets</p>
<p>"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date</p>		
<p>"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)</p>		
<p>"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens</p>		
<p>"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée</p>		
<p>Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée</p>		
<p>31 août 2016</p>		<p>Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale</p> <p>12/09/2016</p>
<p>Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale</p> <p>Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2                  NL - 2280 HV Rijswijk                  Tel. (+31-70) 340-2040,                  Fax: (+31-70) 340-3016</p>		<p>Fonctionnaire autorisé</p> <p>Oppo, Carla Ivana</p>

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	<p>EP 2 175 336 A1 (GEN ELECTRIC [US])                      14 avril 2010 (2010-04-14)                      page 2, alinéa [0004]-[0006]                      page 3, alinéas [0015]-[0017], [0023]                      page 4, alinéa [0026]</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-8
A	<p>US 2006/225403 A1 (TSUZUKI SADACHIKA [JP]                      ET AL) 12 octobre 2006 (2006-10-12)                      page 1, alinéas [0001], [0003],                      [0007]-[0011]                      page 2, alinéas [0011], [0020]-[0023]                      page 3, alinéa [0027]                      figures 4, 5</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-8
A	<p>Tdi Turbostart: "Catalog of Air starters                      for Gas Turbine Engine",</p> <p>27 février 2002 (2002-02-27), XP055298608,                      Extrait de l'Internet:                      URL:<a href="http://www.tdi-turbostart.com/pulsepro/data/img/uploads/Gas_Turbine_Catalog.pdf">http://www.tdi-turbostart.com/pulsepro/data/img/uploads/Gas_Turbine_Catalog.pdf</a>                      [extrait le 2016-08-30]                      le document en entier</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-8

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2016/051281

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 2762852	A1	06-08-2014	CA 2898392	A1 14-08-2014
			CN 105074413	A 18-11-2015
			EP 2762852	A1 06-08-2014
			EP 2954297	A1 16-12-2015
			JP 2016513202	A 12-05-2016
			KR 20150114559	A 12-10-2015
			US 2015362405	A1 17-12-2015
			WO 2014122013	A1 14-08-2014
-----				
EP 2770390	A2	27-08-2014	CA 2841428	A1 20-08-2014
			EP 2770390	A2 27-08-2014
			US 2014236534	A1 21-08-2014
-----				
EP 2505812	A1	03-10-2012	EP 2505811	A2 03-10-2012
			EP 2505812	A1 03-10-2012
			EP 2505813	A2 03-10-2012
			EP 2505814	A1 03-10-2012
			JP 2012215575	A 08-11-2012
			US 2012253634	A1 04-10-2012
			US 2012253635	A1 04-10-2012
			US 2012253636	A1 04-10-2012
			US 2012253637	A1 04-10-2012
-----				
EP 2175336	A1	14-04-2010	CN 101726416	A 09-06-2010
			EP 2175336	A1 14-04-2010
			JP 2010090896	A 22-04-2010
			US 2010089067	A1 15-04-2010
-----				
US 2006225403	A1	12-10-2006	JP 2006291762	A 26-10-2006
			US 2006225403	A1 12-10-2006
-----				