



(51) Classification internationale des brevets :
G01R 31/00 (2006.01) B64F 5/60 (2017.01)
G01R 31/42 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2016/053403

(22) Date de dépôt international :
14 décembre 2016 (14.12.2016)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1562814 18 décembre 2015 (18.12.2015) FR

(71) Déposant : SAFRAN NACELLES [FR/FR]; Route du
Pont 8, 76700 Gonfreville L'Orcher (FR).

(72) Inventeurs : NOURRISSON, Alain; Route du Pont 8,
76700 Gonfreville L'Orcher (FR). MAALIOUNE, Hakim;
Route du Pont 8, 76700 Gonfreville L'Orcher (FR). COR-
BIN, Julien; Route du Pont 8, 76700 Gonfreville L'Orcher
(FR).

(74) Mandataire : CABINET GERMAIN & MAUREAU;
31-33 rue de la Baume, 75008 Paris (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, DJ, 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, KH, KN,
KP, KR, KW, 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.

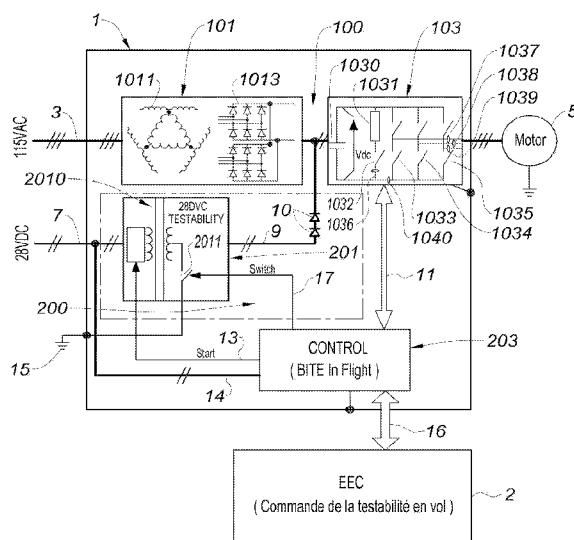
(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,
GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ,
TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU,
TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE,
DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, 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 : DEVICE FOR CONTROLLING AND MONITORING A THREE-PHASE AC MOTOR DRIVING A COMPONENT
OF AN AIRCRAFT TURBOJET NACELLE

(54) Titre : DISPOSITIF DE COMMANDE ET DE CONTRÔLE D'UN MOTEUR ALTERNATIF TRIPHASÉ PILOTANT UN
COMPOSANT DE NACELLE DE TURBORÉACTEUR D'AÉRONEF



(57) Abstract : The present invention relates to a device for controlling and monitoring at least one three-phase AC motor driving at least one component integrated within an aircraft turbojet nacelle, comprising: -an electronic power chain (100) of said component, which chain is supplied with power by the three-phase AC electrical network (3) of the aircraft; and -an in-flight testability assembly (200) for said electronic power chain (100), said component being able to be activated by a three-phase AC motor (5) supplied with power by a three-phase AC electrical network (3) of said aircraft. The control and monitoring device of the invention is noteworthy in that the testability assembly comprises: -a unit (201) for supplying power to the electronic power chain (100), which unit is linked both to a low-voltage DC network (7) of the aircraft and to said electronic power chain (100) of the three-phase AC motor (5) of said component; -an electronic monitoring unit (203) integrating an algorithm for testing said electronic power chain (100), said unit being both connected to said power supply unit (201) and to said electronic power chain (100).

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]



La présente invention concerne un dispositif de commande et de contrôle d'au moins un moteur alternatif triphasé pilotant au moins un composant intégré à une nacelle de turboréacteur d'aéronef, comprenant: -une chaîne électronique de puissance (100) dudit composant, alimentée par le réseau électrique alternatif triphasé (3) de l'aéronef, et -un ensemble de testabilité (200) en vol de ladite chaîne électronique de puissance (100), ledit composant étant activable par un moteur alternatif triphasé (5) alimenté par un réseau électrique alternatif triphasé (3) dudit aéronef. Le dispositif de commande et de contrôle de l'invention est remarquable en ce que l'ensemble de testabilité comprend: -un boîtier d'alimentation (201) de la chaîne électronique de puissance (100), relié d'une part à un réseau continu basse tension (7) de l'aéronef, d'autre part, à ladite chaîne électronique de puissance (100) du moteur alternatif triphasé (5) dudit composant; -un boîtier électronique de contrôle (203) intégrant un algorithme de test de ladite chaîne électronique de puissance (100), ledit boîtier étant d'une part relié audit boîtier d'alimentation (201) et d'autre part à ladite chaîne électronique de puissance (100).

Dispositif de commande et de contrôle d'un moteur alternatif triphasé pilotant un composant de nacelle de turboréacteur d'aéronef

La présente invention concerne un dispositif de commande et de contrôle
5 d'un moteur alternatif triphasé pilotant un composant intégré à une nacelle de turboréacteur d'aéronef. L'invention se rapporte également à une nacelle ainsi qu'à un aéronef comprenant un dispositif de commande et de contrôle selon l'invention.

Un avion est mû par plusieurs turboréacteurs logés chacun dans une nacelle abritant également un ensemble de dispositifs d'actionnement annexes lié à
10 son fonctionnement et assurant diverses fonctions lorsque le turboréacteur est en fonctionnement ou à l'arrêt. Ces dispositifs d'actionnement annexes comprennent, notamment, un système mécanique d'inversion de poussée et un système de tuyère variable.

Le rôle d'un inverseur de poussée est, lors de l'atterrissage d'un avion,
15 d'améliorer la capacité de freinage de celui-ci en redirigeant vers l'avant au moins une partie de la poussée générée par le turboréacteur. Dans cette phase, l'inverseur permet de renvoyer vers l'avant de la nacelle tout ou partie des flux de gaz éjectés par le turboréacteur, générant de ce fait une contre-poussée qui vient s'ajouter au freinage des roues de l'avion.

20 Les moyens mis en œuvre pour réaliser cette réorientation du flux varient suivant le type d'inverseur. Cependant, dans tous les cas, la structure d'un inverseur comprend des capots mobiles déplaçables entre, d'une part, une position déployée dans laquelle ils ouvrent dans la nacelle un passage destiné au flux dévié, et d'autre part, une position d'escamotage dans laquelle ils ferment ce passage. Ces capots
25 mobiles peuvent en outre remplir une fonction de déviation ou simplement d'activation d'autres moyens de déviation.

Dans les inverseurs à grilles, par exemple, les capots mobiles coulissent le long de rails de manière à ce qu'en reculant lors de la phase d'ouverture, ils découvrent des grilles d'aubes de déviation disposées dans l'épaisseur de la nacelle.
30 Un système de bielles relie ce capot mobile à des portes de blocage qui se déploient à l'intérieur du canal d'éjection et bloquent la sortie en flux direct.

Dans les inverseurs à portes, chaque capot mobile pivote de manière à venir bloquer le flux et le dévier et est donc actif dans cette réorientation.

Par ailleurs, un aéronef comprend de manière connue deux réseaux
35 électriques : un réseau électrique alternatif triphasé assuré par plusieurs générateurs à fréquence variable accouplés à l'étage haute pression de chaque turboréacteur,

délivrant une tension alternative de sortie de 115 Volts ou 230 Volts, et un réseau électrique continu délivrant une tension continue de 28 Volts.

Divers composants de l'avion fonctionnent grâce au réseau électrique alternatif triphasé. Ces composants comprennent à cet effet un moteur électrique triphasé alimenté à travers un convertisseur de puissance par le réseau alternatif triphasé de l'avion. A titre d'exemple, les composants qui sont alimentés par le réseau électrique triphasé de l'avion sont les actionneurs électriques de capot d'inverseur de poussée d'une nacelle de turboréacteur, les actionneurs électriques de verrous du capot d'inverseur destinés à empêcher l'ouverture du capot d'inverseur lorsque l'avion est en vol, les actionneurs électriques de panneaux mobiles de tuyère secondaire à section variable d'une nacelle, le système électrique de déploiement du train d'atterrissage, etc.

Dans un convertisseur, la chaîne électronique de puissance généralement mise en œuvre pour alimenter un moteur électrique triphasé d'un composant de l'avion est la suivante : le réseau alternatif 115V de l'avion alimente un circuit autotransformateur-redresseur qui délivre une tension continue constante, laquelle est ensuite envoyée dans un onduleur qui permet de générer un signal triphasé alimentant le moteur électrique triphasé du composant à actionner. Ces circuits sont eux-mêmes reliés à un boîtier électronique de contrôle (incorporant une fonction « BITE » pour « Built In Test Equipment »), paramétré pour tester la chaîne de puissance lorsque l'avion est en phase de maintenance au sol. De façon connue, le boîtier de contrôle incorporant une fonction « BITE » permet de rechercher séquentiellement les pannes les plus probables des composants de la chaîne électronique de puissance (comme par exemple la présence de courts-circuits, de circuits ouverts, d'interrupteurs bloqués en position ouverte ou fermée, etc.).

Afin de limiter les risques d'actionnement intempestif en vol des composants de l'avion alimentés par le réseau alternatif 115V de l'avion, ce réseau n'est rendu disponible par l'avionneur que lorsque l'avion touche le sol. En effet, l'actionnement intempestif de certains composants de l'avion en vol, comme par exemple celui du capot mobile d'inverseur de poussée, pourrait s'avérer catastrophique. La « non-disponibilité » permanente de ce réseau alternatif triphasé de l'avion permet de constituer une des lignes de défense imposées par les avionneurs.

Dans le cas d'un actionneur d'inverseur de poussée de nacelle, le réseau alternatif 115V de l'avion qui alimente le moteur électrique triphasé de cet actionneur n'est disponible que lorsque l'avion touche le sol, grâce à un système appelé « Weight

On Wheel » en terminologie anglo-saxonne, permettant d'autoriser la délivrance d'une tension alternative de 115 Volts aux chaînes électroniques de puissance pilotant les moteurs triphasés de l'ensemble des actionneurs de l'inverseur de poussée dès que le dit système a détecté le contact de l'avion avec le sol. Lorsque l'avion a atterri et lorsque le pilote commande le déploiement du système d'inversion de poussée, le réseau électrique alternatif 115V de l'avion délivre le courant souhaité aux moteurs des actionneurs, lesquels moteurs entraînant une activation et un allongement des actionneurs permettant le déploiement du ou des capot(s) d'inverseur.

En cas de dysfonctionnement de la chaîne électronique de puissance d'un des actionneurs du dispositif d'inversion de poussée, le pilote décèle cette panne au moment où il commande le déploiement de l'inverseur, c'est-à-dire au sol, ou lorsque l'avion a atterri. Il en va de même pour tous les autres composants de l'avion alimentés par le réseau alternatif triphasé de l'avion et qui ne peuvent être actionnés que lorsque l'avion atterrit.

Cette situation est inconfortable pour le pilote car il ne peut pas anticiper un dysfonctionnement des composants précités avant que l'avion n'ait atterri.

La présente invention vise à déceler une panne de la chaîne électronique de puissance d'un moteur alternatif triphasé d'un composant d'aéronef, lorsque l'aéronef est en vol et sans actionner ledit composant.

Pour ce faire, la présente invention se rapporte à un dispositif de commande et de contrôle d'au moins un moteur alternatif triphasé pilotant au moins un composant intégré à une nacelle de turboréacteur d'aéronef, comprenant :

- une chaîne électronique de puissance dudit composant, alimentée par le réseau électrique alternatif triphasé de l'aéronef, et
- un ensemble de testabilité en vol de ladite chaîne électronique de puissance, ledit composant étant activable par un moteur alternatif triphasé alimenté par un réseau électrique alternatif triphasé dudit aéronef, ledit dispositif de commande et de contrôle étant remarquable en ce que l'ensemble de testabilité comprend :
 - un boîtier d'alimentation de la chaîne électronique de puissance, relié d'une part à un réseau continu basse tension de l'aéronef et, d'autre part, à ladite chaîne électronique de puissance du moteur alternatif triphasé dudit composant ;
 - un boîtier électronique de contrôle intégrant un algorithme de test de ladite chaîne électronique de puissance, ledit boîtier étant d'une part relié audit boîtier d'alimentation et d'autre part à ladite chaîne électronique de puissance.

Ainsi, en prévoyant un boîtier d'alimentation de la chaîne électronique de puissance d'un composant de l'aéronef, relié à la source basse tension continue de l'avion, le boîtier utilise une tension de test qui permet de générer des stimuli dans la chaîne électronique de puissance du moteur, lesquels stimuli permettent de tester en vol la disponibilité de certains composants de l'avion, sans pour autant les actionner. Le pilote peut par conséquent, en vol, disposer d'informations sur la fonctionnalité de certains composants de l'avion. En testant leur fonctionnalité peu de temps avant l'atterrissage, le pilote peut prendre une décision dans le cas où un composant n'est pas fonctionnel, comme par exemple celle d'atterrir sur une piste d'atterrissage qui serait d'avantage adaptée à certains types de défaillances de certains composants.

De plus, en prévoyant de réaliser un boîtier permettant de générer une tension de test isolée par rapport à la tension de fonctionnement de la chaîne électronique de puissance alimentant le moteur d'un composant de nacelle, la chaîne électronique de puissance, reliée au réseau alternatif triphasé de l'avion, n'est pas modifiée. Cela permet avantageusement de constituer une solution très facile à mettre en œuvre dans les dispositifs de commande existants.

Selon des caractéristiques optionnelles du dispositif de commande et de contrôle selon l'invention :

- le réseau continu basse tension est un réseau continu 28 Volts. Bien sûr, la tension en sortie du réseau continu peut être adapté à volonté ;
- le boîtier électronique de contrôle est relié à un interrupteur du boîtier d'alimentation, ledit interrupteur étant destiné à être relié à la masse de l'aéronef. Le boîtier d'alimentation de l'ensemble de testabilité comporte une isolation galvanique pour ne pas propager de défaut entre les réseaux continu basse tension et alternatif triphasé de l'avion. Ainsi, en prévoyant de relier le boîtier électronique de contrôle à un interrupteur du boîtier d'alimentation, lequel interrupteur étant destiné à être relié à la masse de l'aéronef, l'ensemble de testabilité de l'invention permet de détecter les courants de fuite dans la chaîne électronique de puissance ;
- le dispositif de commande et de contrôle comprend en outre un moyen de liaison à un boîtier de commande de testabilité en vol ;
- le dispositif de commande et de contrôle consiste en un boîtier comprenant ladite chaîne électronique de puissance et ledit ensemble de testabilité alimentant ladite chaîne électronique de puissance en basse tension continue ;
- Avantageusement, ce boîtier comprend au moins une diode haute tension en sortie du boîtier d'alimentation de l'ensemble de testabilité.

La présente invention se rapporte également à une nacelle pour turboréacteur d'aéronef comprenant un dispositif d'inversion de poussée, ledit dispositif d'inversion de poussée comprenant :

- un capot, mobile entre une position déployée dans laquelle ledit capot
5 ouvre un passage dans ladite nacelle et une position d'escamotage dans laquelle ledit capot ferme ledit passage ;

- au moins un actionneur configuré pour mouvoir ledit capot
alternativement entre lesdites positions d'escamotage et déployée, ledit actionneur
étant commandé par un moteur électrique alternatif triphasé piloté par une chaîne
10 électronique de puissance configuré pour être alimentée par un réseau électrique
alternatif triphasé,
ladite nacelle étant remarquable en ce qu'elle comprend en outre un dispositif de
commande et de contrôle selon l'invention.

La présente invention concerne en outre un aéronef comprenant un
15 composant commandé par un moteur électrique alternatif triphasé piloté par une
chaîne électronique de puissance configuré pour être alimentée par un réseau
électrique alternatif triphasé, remarquable en ce qu'il comprend en outre un dispositif
de commande et de contrôle dudit moteur électrique alternatif triphasé selon
l'invention.

20

D'autres caractéristiques, buts et avantages de la présente invention
apparaîtront à la lecture de la description qui va suivre et à l'examen des figures ci-
annexées dans lesquelles :

- la figure 1 représente un boîtier intégrant un ensemble de testabilité
25 selon l'invention ;

- la figure 2 illustre une variante de réalisation du boîtier de la figure 1 ;

- la figure 3 est un diagramme illustrant une commande de test en vol
d'un actionneur d'un inverseur de poussée de nacelle de turboréacteur.

30 Sur l'ensemble des figures, des références identiques ou analogues
représentent des organes ou ensembles d'organes identiques ou analogues.

On se réfère à la figure 1 sur laquelle est représenté un boîtier 1 ou
boîtier « ENU », acronyme anglo-saxon de « Electrical Nacelle Unit », désignant le
dispositif de commande et de contrôle d'un ou plusieurs moteur(s) alternatif(s)
35 triphasé(s) pilotant un ou plusieurs composants intégrés à une nacelle de
turboréacteur. Ces composants peuvent notamment désigner, à titre d'exemple, des

actionneurs électriques de capot d'inverseur de poussée à grilles, des actionneurs électriques de panneaux de tuyère à section variable, des actionneurs électriques de portes d'inverseur de poussée à porte, des actionneurs électriques des verrous primaire, secondaire ou tertiaire du capot d'inverseur, destinés à empêcher
5 l'ouverture du capot d'inverseur lorsque l'avion est en vol.

De façon connue, le boîtier 1 comprend une chaîne électronique de puissance 100 alimentée par le réseau électrique alternatif triphasé 3 de l'avion, de 115 Volts. La chaîne électronique de puissance 100 peut cependant être alimentée par le réseau électrique alternatif triphasé de l'avion, pouvant également délivrer 230
10 Volts. La chaîne électronique de puissance 100 alimente une machine électrique telle qu'un moteur 5 d'un composant de nacelle, par exemple un actionneur de capot d'inverseur de poussée de nacelle de turboréacteur.

La chaîne électronique de puissance 100 comprend un circuit autotransformateur-redresseur 101, souvent désigné par l'acronyme anglo-saxon
15 « ATRU » pour « Auto-Transformer-Rectifier Unit », définissant un étage de filtrage des courants harmoniques et un circuit onduleur 103 monté en série avec l'autotransformateur 101.

Le circuit autotransformateur-redresseur 101 comprend typiquement un autotransformateur 1011, comprenant un enroulement primaire et deux
20 enroulements secondaires, et un circuit redresseur 1013 comprenant deux ponts redresseurs comprenant six diodes chacun. Bien sûr, le circuit autotransformateur-redresseur n'est pas limité au schéma électrique proposé ici à titre d'exemple uniquement, mais il doit être compris qu'il peut être utilisé tout circuit autotransformateur-redresseur permettant de délivrer une tension continue
25 constante au circuit onduleur 103.

Le circuit onduleur 103 comprend un condensateur 1030, une résistance 1031 montée en parallèle avec le condensateur, un interrupteur 1032 monté en série avec la résistance, et trois bras d'interrupteurs 1033, 1034, 1035 montés en parallèle avec la résistance. Le circuit onduleur comprend en outre une pluralité de capteurs de
30 courants et/ou de tension de la chaîne électronique de puissance. Cinq capteurs 1036, 1037, 1038, 1039 et 1040 sont représentés à la figure 1. Bien sûr, le circuit onduleur n'est pas limité au schéma électrique proposé ici donné uniquement à titre d'exemple. Il peut notamment comprendre un nombre distinct de capteurs, en fonction des données que l'on souhaite acquérir. En fait, tout circuit onduleur apte à générer un
35 signal électrique triphasé alimentant le moteur 5 d'un composant de la nacelle, le moteur 5 étant monté en série en sortie du circuit onduleur 103, peut être envisagé.

Selon l'invention, le boîtier 1 « ENU » intègre un ensemble de testabilité 200.

L'ensemble 200 comprend un boîtier d'alimentation 201 de la chaîne électronique de puissance 100, et un boîtier de contrôle 203.

5 Le boîtier d'alimentation 201 de la chaîne électronique de puissance 100 est relié à un réseau continu basse tension 7 de l'avion. Ce réseau continu basse tension 7 délivre typiquement une tension continue de 28 Volts. Le boîtier d'alimentation 201 comprend un transformateur 2010, typiquement un transformateur monophasé, ce transformateur pouvant, en variante, présenter une
10 ou plusieurs sorties en fonction de la technologie de l'alimentation. Le boîtier d'alimentation 201 constitue ainsi une alimentation isolée par rapport à l'alimentation alternative délivrant une tension de 115 Volts. Le boîtier d'alimentation 201 de la chaîne électronique de puissance est en outre relié à la chaîne électronique de puissance 100 du moteur alternatif triphasé 5 du composant de nacelle, par une
15 liaison 9. Plus précisément, la chaîne électrique de puissance 100 est alimentée en basse tension isolée à travers une ou plusieurs diodes hautes tensions 10.

Le boîtier électronique de contrôle 203, ou boîtier « BITE » (acronyme anglo-saxon de « Built In Test Equipment ») est paramétré, via un algorithme de test, pour tester la chaîne électronique de puissance 100. Le boîtier électronique de
20 contrôle est à cet effet relié au circuit onduleur 103 de la chaîne électronique de puissance 100 par une liaison 11. De façon connue, le boîtier de contrôle « BITE » permet de rechercher séquentiellement les pannes les plus probables des composants de la chaîne électronique de puissance (comme par exemple la présence de courts-circuits, de circuits ouverts, d'interrupteurs bloqués en position ouverte ou fermée,
25 etc.). Selon l'invention, le boîtier électronique de contrôle 203 est relié au boîtier d'alimentation 201 alimentant la chaîne électronique de puissance 100, par une liaison 13. Le boîtier de contrôle 203 est également relié au réseau électrique continu 7 de l'avion, via une liaison 14.

Le boîtier électronique de contrôle 203 est en outre relié à un boîtier 2 de
30 commande de testabilité en vol, ou boîtier « EEC », acronyme anglo-saxon de « Electronic Engine Control », via une liaison 16.

Le boîtier d'alimentation 201 comporte en outre une isolation galvanique pour ne pas propager de défaut entre les réseaux continu basse tension et alternatif triphasé de l'avion.

35 Afin de pouvoir détecter les courants de fuite, un interrupteur 2011 commandé connecte le secondaire du transformateur 2010 du boîtier d'alimentation

201, à la masse 15 de l'avion. L'interrupteur 2011 du boîtier d'alimentation 201 est relié au boîtier de contrôle 203 par une liaison 17.

On se réfère à présent à la figure 2, illustrant une variante de réalisation du boîtier 1 « ENU » de l'invention. Selon cette variante, le boîtier 1 « ENU » est
5 identique à celui décrit en référence à la figure 1 à ceci près que la chaîne électronique de puissance 100 alimente deux machines électriques, comme par exemple les moteurs 5a, 5b. Pour cela deux circuits onduleurs 103a, 103b sont montés en parallèle en sortie du circuit autotransformateur-redresseur 101. Le mode de réalisation de la figure 2 illustre deux moteurs 5a, 5b respectivement en sortie de deux circuits
10 onduleurs 103a, 103b, mais d'avantages de circuits onduleurs pilotant chacun un moteur électrique sont envisagés dans le cadre de la présente invention.

Dans les exemples qui précèdent, le boîtier 1 « ENU » renferme un ensemble de testabilité 200 selon l'invention ainsi qu'une chaîne électronique de puissance. L'ensemble de testabilité 200 de l'invention peut faire partie intégrante du
15 boîtier 1 « ENU », comme c'est le cas dans l'exemple illustré aux figures 1 et 2, mais il doit bien être compris que cet ensemble de testabilité peut également être externe au boîtier 1 « ENU ». Dans ce cas, l'ensemble de testabilité 200 est relié à la chaîne électronique de puissance 100 du ou des moteur(s) électrique(s) du ou des composant(s) à tester. De même, les circuits électroniques de la chaîne électronique
20 de puissance peuvent appartenir à un même boîtier ou, au contraire, à plusieurs boîtiers distincts reliés entre eux.

Le fonctionnement de l'ensemble de testabilité va à présent être décrit en référence aux figures 1 à 3, la figure 3 représentant sous forme de diagramme une commande de test en vol d'un actionneur d'inverseur de poussée de nacelle de
25 turboréacteur.

Durant le vol, le boîtier de contrôle 203 est alimenté en permanence par le réseau avion 28 Volts, via la liaison 14. Avant l'atterrissage et avant ou après la sortie du train d'atterrissage, le pilote envoie un ordre de testabilité au boîtier 1 « ENU », via le boîtier 2 « EEC » (étape A de la figure 3). Le boîtier 2 « EEC » envoie au
30 boîtier de commande 203 via la liaison 16 (étape B de la figure 3) un ordre de testabilité de la chaîne électronique de puissance 100, par exemple du système inverseur.

Le boîtier de commande 203 active le boîtier 201 d'alimentation isolée par la commande « Start », via la liaison 13. La chaîne électronique de puissance 100
35 est alors alimentée en basse tension continue par le boîtier d'alimentation 201,

délivrant une tension isolée de 28 Volts, par exemple, à travers les diodes hautes tensions 10.

L'algorithme installé dans le boîtier de commande 203 définit la séquence de tests à effectuer sur les composants de la chaîne électronique de puissance 100, afin de rechercher séquentiellement les pannes des composants de la chaîne électronique de puissance 100. Ces tests peuvent comprendre, par exemple, la recherche de courts-circuits, de circuits ouverts, d'interrupteurs bloqués en position ouverte ou fermée, etc. La détection des défauts éventuels sur la chaîne électronique de puissance 100 est assurée par les capteurs de tension et/ou de courant 1036, 1037, 1038, 1039 et 1040. Cependant, pour tester un défaut d'isolement de la chaîne électronique de puissance à la masse avion, le boîtier de commande 203 active l'interrupteur 2011 du boîtier d'alimentation 201 de façon à établir une connexion avec la masse 15 de l'avion. La détection d'un défaut d'isolement de la chaîne électronique de puissance se fait par une mesure de courant ou de tension aux bornes d'une impédance en série avec l'interrupteur 2011.

Lorsque la séquence de tests est terminée, le boîtier de contrôle 203 retourne au boîtier 2 « EEC » les informations collectées relatives à la fonctionnalité du composant testé (étape C de la figure 3). Le boîtier 2 « EEC » retourne alors au pilote ces informations (étape D). Alternativement, le boîtier 2 « EEC » envoie ces informations à un dispositif externe de collecte des données, ou encore stocke dans une mémoire interne au boîtier 2 « EEC » ces informations.

Par la connaissance du statut de fonctionnalité du composant testé le pilote peut prendre une décision. Dans le cas où un composant n'est pas fonctionnel, le pilote peut alors prendre la décision d'atterrir sur une piste d'atterrissage qui serait plus adaptée à certains cas de défaillances de certains composants.

Grâce à la présente invention, l'ensemble de testabilité du dispositif de commande et de contrôle de l'invention permet d'attaquer la chaîne électronique de puissance d'un composant par une basse tension continue. Cela permet de créer des stimuli basse tension ce qui permet de tester, lorsque l'aéronef est en vol, la disponibilité de la chaîne électronique de puissance du ou des moteurs d'un composant, sans commander leur déploiement. Ainsi, la chaîne électronique de puissance du ou des moteur(s) ne se trouve pas dégradée.

Cela permet ainsi de réaliser une commande de test en vol, sur des composants ne pouvant être ouverts en vol sous risque d'entraîner un comportement

dangereux de l'avion, et cela permet au pilote de prendre une décision en cas de défaillance d'un composant de l'avion.

Comme il va de soi, la présente invention ne se limite pas aux seules formes de réalisation de ce dispositif de commande et de contrôle, décrites ci-dessus
5 uniquement à titre d'exemples illustratifs, mais elle embrasse au contraire toutes les variantes faisant intervenir les équivalents techniques des moyens décrits ainsi que leurs combinaisons si celles-ci entrent dans le cadre de l'invention.

A cet effet, dans l'exemple de la description qui précède, la chaîne électronique de puissance à tester est une chaîne électronique de puissance d'un ou
10 de plusieurs moteur(s) d'actionneur(s) électriques de composants de nacelle. L'ensemble de testabilité de la présente invention n'est nullement limité à la testabilité d'actionneurs de composants de nacelle activable par un moteur alternatif triphasé, mais il englobe au contraire tout composant de l'avion activable par un
15 moteur alternatif triphasé, comme par exemple les actionneurs électriques du train d'atterrissage.

REVENDEICATIONS

1. Dispositif de commande et de contrôle d'au moins un moteur alternatif triphasé pilotant au moins un composant intégré à une nacelle de
5 turboréacteur d'aéronef, comprenant :

- une chaîne électronique de puissance (100) dudit composant, alimentée par le réseau électrique alternatif triphasé (3) de l'aéronef, et
- un ensemble de testabilité (200) en vol de ladite chaîne électronique de puissance (100), ledit composant étant activable par un moteur alternatif triphasé (5,
10 5a, 5b) alimenté par un réseau électrique alternatif triphasé (3) dudit aéronef, ledit dispositif de commande et de contrôle étant caractérisé en ce que l'ensemble de testabilité comprend :

- un boîtier d'alimentation (201) de la chaîne électronique de puissance (100), relié d'une part à un réseau continu basse tension (7) de l'aéronef et, d'autre
15 part, à ladite chaîne électronique de puissance (100) du moteur alternatif triphasé (5, 5a, 5b) dudit composant ;

- un boîtier électronique de contrôle (203) intégrant un algorithme de test de ladite chaîne électronique de puissance (100), ledit boîtier étant d'une part relié audit boîtier d'alimentation (201) et d'autre part à ladite chaîne électronique de
20 puissance (100).

2. Dispositif de commande et de contrôle selon la revendication 1, caractérisé en ce que le réseau continu basse tension (7) est un réseau continu 28
25 Volts.

3. Dispositif de commande et de contrôle selon l'une des revendications 1 ou 2, caractérisé en ce que le boîtier électronique de contrôle (203) est relié à un interrupteur (2011) du boîtier d'alimentation (201), ledit interrupteur étant destiné à être relié à la masse (15) de l'aéronef.
30

4. Dispositif de commande et de contrôle selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce qu'il comprend un moyen de liaison (16) à un boîtier (2) de commande de testabilité en vol.

5. Dispositif de commande et de contrôle selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'il consiste en un boîtier (1)
35

comprenant ladite chaîne électronique de puissance (100) et ledit ensemble de testabilité (200) alimentant ladite chaîne électronique de puissance (100) en basse tension continue.

5 6. Dispositif de commande et de contrôle selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'il comprend au moins une diode haute tension (10) en sortie du boîtier d'alimentation (201) de l'ensemble de testabilité (200).

10 7. Nacelle pour turboréacteur d'aéronef comprenant un dispositif d'inversion de poussée, ledit dispositif d'inversion de poussée comprenant :

- un capot, mobile entre une position déployée dans laquelle ledit capot ouvre un passage dans ladite nacelle et une position d'escamotage dans laquelle ledit capot ferme ledit passage ;

15 - au moins un actionneur configuré pour mouvoir ledit capot alternativement entre lesdites positions d'escamotage et déployée, ledit actionneur étant commandé par un moteur électrique alternatif triphasé (5, 5a, 5b) piloté par une chaîne électronique de puissance (100) configuré pour être alimentée par un réseau électrique alternatif triphasé ;

20 ladite nacelle étant caractérisée en ce qu'elle comprend en outre un dispositif de commande et de contrôle selon l'une quelconque des revendications 1 à 6.

25 8. Aéronef comprenant un composant commandé par un moteur électrique alternatif triphasé (5, 5a, 5b) piloté par une chaîne électronique de puissance (100) configuré pour être alimentée par un réseau électrique alternatif triphasé, caractérisé en ce qu'il comprend en outre un dispositif de commande et de contrôle dudit moteur électrique alternatif triphasé selon l'une quelconque des revendications 1 à 7.

1 / 2

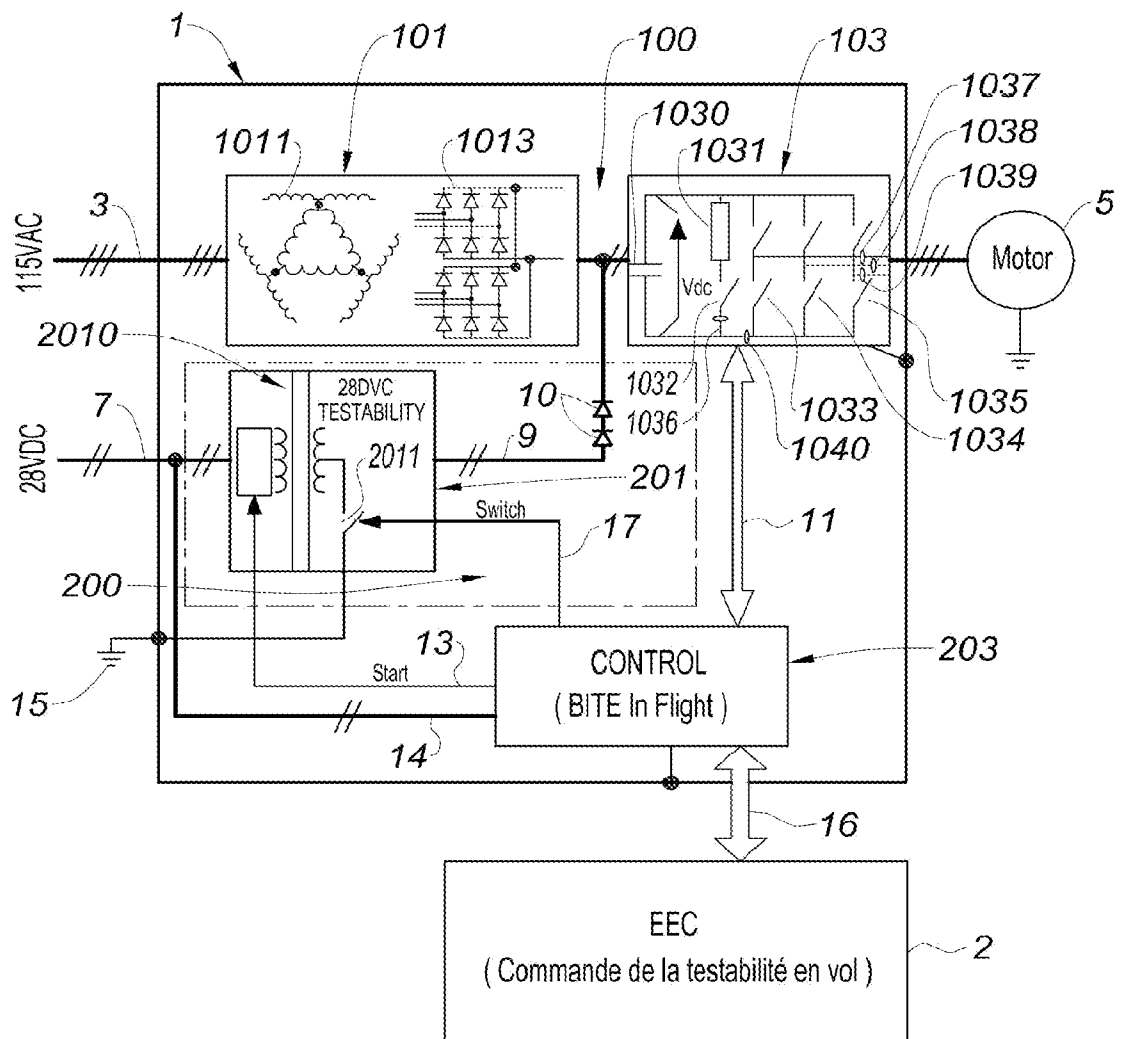
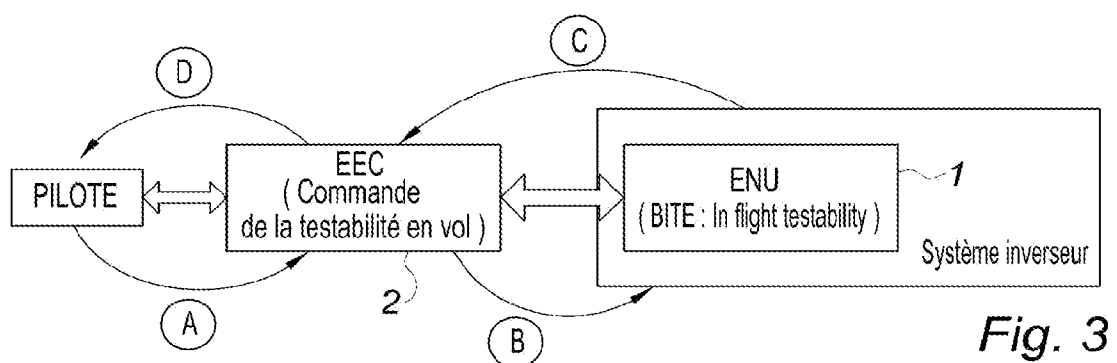
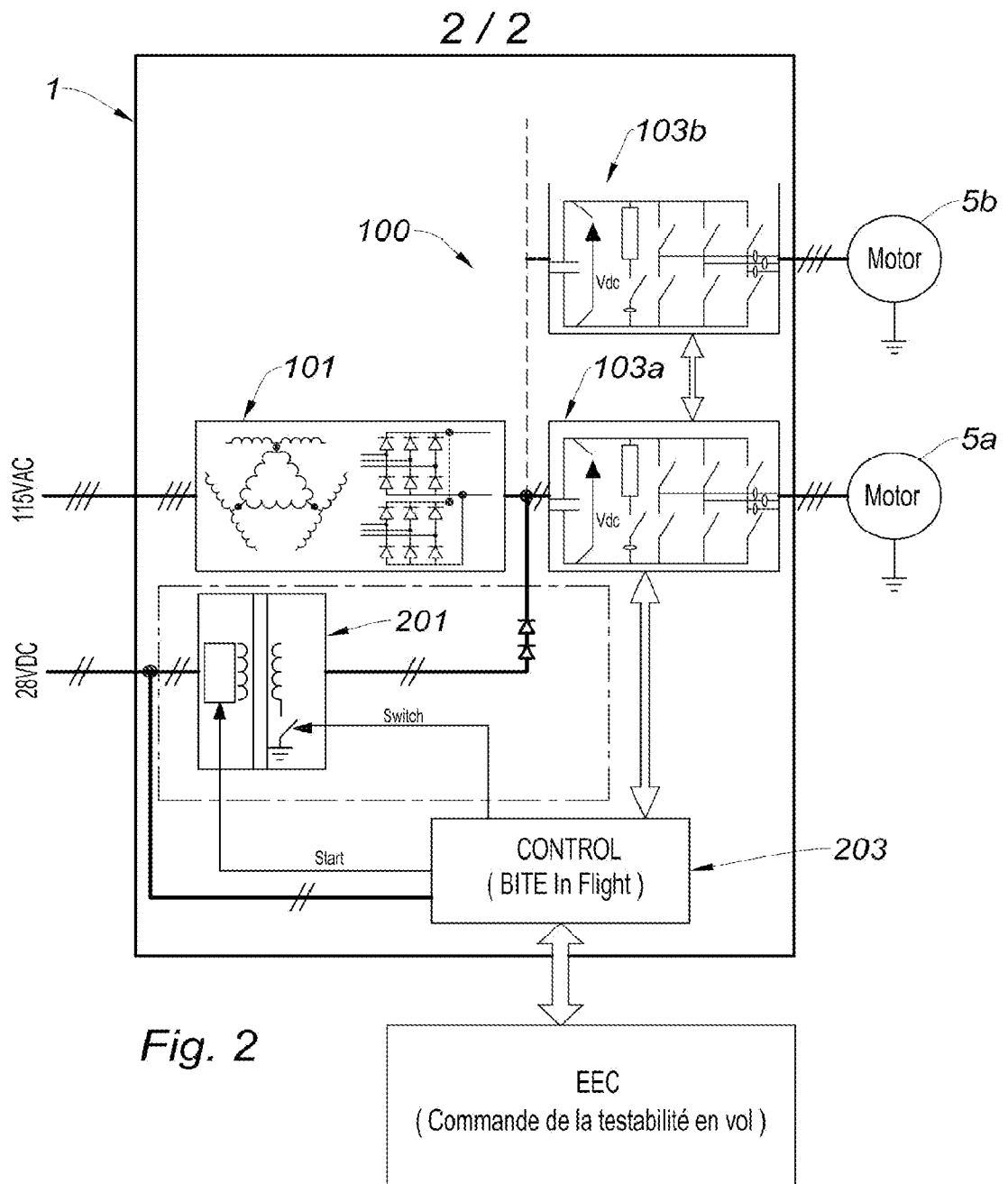


Fig. 1



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2016/053403

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. G01R31/00 G01R31/42 B64F5/60
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)

G01R B64F F02K

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.
X	FR 2 956 163 A1 (AIRCELLE) 12 August 2011 (2011-08-12) page 1, line 1 - line 14 page 4, line 24 - page 10, line 22 figures 1,2	1-8
X	----- US 2014/347067 A1 (HIRONO DAISUKE [JP]) 27 November 2014 (2014-11-27) figures 1-3 paragraphs [0035] - [0042], [0053] paragraph [0016] - paragraph [0018]	1-6
X	----- US 5 363 039 A (KUMAR AJITH K [US] ET AL) 8 November 1994 (1994-11-08) figures 1-5 column 3, line 5 - column 10, line 30 -----	1,5,6



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

15 March 2017

Date of mailing of the international search report

23/03/2017

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

Sedlmaier, Stefan

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2016/053403

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
FR 2956163	A1	12-08-2011	BR 112012015635 A2	10-05-2016
			CA 2785918 A1	18-08-2011
			CN 102695868 A	26-09-2012
			EP 2534359 A1	19-12-2012
			FR 2956163 A1	12-08-2011
			RU 2012137536 A	20-03-2014
			US 2012304666 A1	06-12-2012
			WO 2011098711 A1	18-08-2011

US 2014347067	A1	27-11-2014	CN 103959632 A	30-07-2014
			DE 112012004834 T5	04-09-2014
			JP 5882691 B2	09-03-2016
			JP 2013110855 A	06-06-2013
			US 2014347067 A1	27-11-2014
			WO 2013077224 A1	30-05-2013

US 5363039	A	08-11-1994	AU 668009 B2	18-04-1996
			BR 9305712 A	31-12-1996
			CA 2123095 A1	26-05-1994
			EP 0634020 A1	18-01-1995
			JP H07502827 A	23-03-1995
			RU 94036011 A	20-05-1996
			US 5363039 A	08-11-1994
			WO 9411747 A1	26-05-1994

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2016/053403

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. G01R31/00 G01R31/42 B64F5/60 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) G01R B64F F02K		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
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		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	FR 2 956 163 A1 (AIRCELLE) 12 août 2011 (2011-08-12) page 1, ligne 1 - ligne 14 page 4, ligne 24 - page 10, ligne 22 figures 1,2 -----	1-8
X	US 2014/347067 A1 (HIRONO DAISUKE [JP]) 27 novembre 2014 (2014-11-27) figures 1-3 alinéas [0035] - [0042], [0053] alinéa [0016] - alinéa [0018] -----	1-6
X	US 5 363 039 A (KUMAR AJITH K [US] ET AL) 8 novembre 1994 (1994-11-08) figures 1-5 colonne 3, ligne 5 - colonne 10, ligne 30 -----	1,5,6
☐ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents ☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
* Catégories spéciales de documents cités: "A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date "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) "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée "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 "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 "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 "&" document qui fait partie de la même famille de brevets		
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée 15 mars 2017		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 23/03/2017
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Fonctionnaire autorisé Sedlmaier, Stefan

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2016/053403

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2956163	A1	12-08-2011	BR 112012015635 A2	10-05-2016
			CA 2785918 A1	18-08-2011
			CN 102695868 A	26-09-2012
			EP 2534359 A1	19-12-2012
			FR 2956163 A1	12-08-2011
			RU 2012137536 A	20-03-2014
			US 2012304666 A1	06-12-2012
			WO 2011098711 A1	18-08-2011

US 2014347067	A1	27-11-2014	CN 103959632 A	30-07-2014
			DE 112012004834 T5	04-09-2014
			JP 5882691 B2	09-03-2016
			JP 2013110855 A	06-06-2013
			US 2014347067 A1	27-11-2014
			WO 2013077224 A1	30-05-2013

US 5363039	A	08-11-1994	AU 668009 B2	18-04-1996
			BR 9305712 A	31-12-1996
			CA 2123095 A1	26-05-1994
			EP 0634020 A1	18-01-1995
			JP H07502827 A	23-03-1995
			RU 94036011 A	20-05-1996
			US 5363039 A	08-11-1994
			WO 9411747 A1	26-05-1994
