

⑫

BREVET D'INVENTION

B1

⑤④ Avion à suspension instrumentée.

②② Date de dépôt : 13.11.19.

③③ Priorité :

⑥⑥ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

☐ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : *SAFRAN AIRCRAFT ENGINES*
Société par actions simplifiée (SAS) — FR.

④③ Date de mise à la disposition du public
de la demande : 14.05.21 Bulletin 21/19.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 24.11.23 Bulletin 23/47.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche :

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑦② Inventeur(s) : GLEMAREC Guillaume et SEIZE
Guilhem.

⑦③ Titulaire(s) : *SAFRAN AIRCRAFT ENGINES* Société
par actions simplifiée (SAS).

⑦④ Mandataire(s) : Ernest Gutmann - Yves Plasseraud.



Description

Titre de l'invention : Avion à suspension instrumentée

Domaine technique de l'invention

[0001] Le présent document concerne le domaine aéronautique. Il concerne plus particulièrement le domaine des suspensions des turboréacteurs au fuselage d'un avion.

Etat de la technique antérieure

[0002] La figure 1 représente un turboréacteur 10 à double flux comprenant d'amont en aval une roue de soufflante 12, un compresseur basse pression 14, un compresseur haute pression 16, une chambre de combustion 18, une turbine haute pression 20, une turbine basse pression 22. Un carter inter-compresseurs 24 sépare axialement le compresseur basse pression et le compresseur haute pression. Ce carter inter-compresseurs 24 comprend une virole annulaire externe 26 délimitant radialement vers l'intérieur la veine d'écoulement du flux d'air secondaire (flèche B). Egalement, un carter intermédiaire 28 comprend une virole annulaire externe 30 reliée à son extrémité amont à un carter de soufflante 32 entourant la roue de soufflante 12. Enfin, un carter d'échappement 34 est formé à l'extrémité aval de la turbine basse pression 22 et comporte une virole annulaire externe 36 délimitant radialement vers l'extérieur le flux d'air annulaire primaire (flèche A).

[0003] Classiquement, le turboréacteur 10 peut être suspendu à l'avant au fuselage par des moyens de suspension reliés à la virole annulaire externe 30 du carter intermédiaire 28 ou bien par des moyens de suspension reliés à la virole annulaire externe 26 du carter 24 inter-compresseurs. Le turboréacteur est également suspendu à son extrémité aval par l'intermédiaire de moyens de suspension reliés à la virole annulaire externe 36 du carter d'échappement 34.

[0004] Pour répondre aux normes de sécurité en vigueur en termes de tenue mécanique des moyens de suspension, l'approche classiquement utilisée consiste à apporter la démonstration de la capacité de ces moyens de suspension 38 à tenir mécaniquement en cas d'une rupture autorisée. A cette fin, les moyens de suspension sont souvent surdimensionnés, ce qui a un impact non négligeable sur la masse embarquée. Par ailleurs, comme représenté en figure 2, le carter intermédiaire 28 comprend classiquement trois chapes 40, 42, 44 espacées circonférentiellement. Une première 40 et une seconde 44 chape permettent la fixation d'une première 46 et d'une seconde 48 bielle à un support 50 de fixation au fuselage de l'avion. Une troisième chape 42 intercalaire est reliée directement avec un jeu au support 50 et permet d'assurer une fixation de sécurité qui n'est donc opérationnelle qu'en cas de défaillance de l'une et/ou l'autre des première 40 et seconde 44 bielles. On comprend donc que cette chape intercalaire 42 ajoute une

masse au turboréacteur. La figure 3 illustre la même problématique au niveau du carter d'échappement 34 qui comprend deux bielles 40, 44 de liaison aux moyens de suspension et une chape de sécurité 42.

Résumé de l'invention

- [0005] A cette fin, il est proposé un avion comprenant au moins un turboréacteur relié à un fuselage de l'avion par des moyens de suspension et des moyens de mesure de la contrainte à laquelle sont soumis les moyens de suspension, ces moyens de mesure étant reliés à des moyens de commande électronique du turboréacteur, lesdits moyens de suspension étant conformés de manière à comprendre au moins une zone de plus grande faiblesse structurelle et les moyens de mesure étant positionnés de manière à mesurer la contrainte au niveau de ladite zone de plus grande faiblesse structurelle.
- [0006] Selon le présent document, on ajoute des capteurs au niveau de points de faiblesse prédéterminés des moyens de suspension de sorte qu'en cas de formation d'une fissure celle-ci se formera de manière privilégiée à cet endroit. Le placement des capteurs permet ainsi de mesurer l'éventuelle propagation d'une fissure au niveau de la zone de plus grande faiblesse.
- [0007] La liaison des moyens de mesure aux moyens de commande électronique du turboréacteur permet de stocker le/les informations en provenance des moyens de mesure et ainsi de vérifier l'état structurel des moyens de suspensions au fur et à mesure des cycles de vol.
- [0008] Selon une autre caractéristique, les moyens de suspension peuvent comprendre un support de liaison à l'avion et deux bielles de liaison du support à une pièce structurante de liaison à l'avion. Cette pièce structurante peut être un pylône par exemple.
- [0009] Chaque bielle peut comprendre au moins une zone de plus grande faiblesse.
- [0010] La présente divulgation concerne aussi un procédé de surveillance de l'état structurel des moyens de suspension de l'avion tels que décrits précédemment, comprenant les étapes suivantes :
 - a. Mesurer la valeur de contrainte à laquelle sont soumis les moyens de suspension,
 - b. Comparer la valeur de contrainte à un seuil stocké en base de données.
- [0011] Par ailleurs, l'étape a) est réalisée lors d'une phase de vol durant laquelle les moyens de suspension subissent un maximum de contrainte.
- [0012] La phase de vol faisant office de référentiel est avantageusement le décollage. En effet, le décollage étant une phase de vol où la charge est maximale pour les moyens de suspension, il est préférable de faire la mesure de la contrainte durant cette phase de vol (recalage envisagé avec la mesure de la poussée du moteur comme référentiel). On notera qu'il serait aussi possible de faire la mesure de contrainte à l'atterrissage, ce qui

nécessiterait de prendre en considération la contrainte due à l'impact de l'avion avec le sol dans la mesure de contrainte, ce qui n'est pas nécessaire au décollage.

[0013] Les valeurs de contrainte obtenues des moyens de mesures peuvent être corrélées avec des informations provenant d'une centrale inertielle.

[0014] Selon le présent document, le procédé selon l'invention peut comprendre une indication de la génération d'un signal en cas de dépassement du seuil. Ainsi, ce signal permettra de prévoir une opération de maintenance pouvant consister en un contrôle, une réparation ou un remplacement des moyens de suspension.

[0015] L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif en référence aux dessins annexés.

Brève description des figures

[0016] [fig.1], déjà décrite précédemment, est une vue schématique en coupe d'un turbo-réacteur ;

[0017] [fig.2] et

[0018] [fig.3] déjà décrites précédemment, sont des vues schématiques en perspective d'une suspension au niveau d'un carter d'échappement ;

[0019] [fig.4] et

[0020] [fig.5] sont des vues schématiques de moyens de suspension selon deux réalisations ;

[0021] [fig.6] est un graphe montrant l'évolution de la contrainte durant un cycle de vol complet comprenant, le décollage, la croisière et l'atterrissage ;

[0022] [fig.7] est un graphe illustrant l'évolution de la contrainte (en ordonnée) au niveau des moyens de suspension au cours de plusieurs vols successifs en cas d'initiation d'une fissure (en abscisse).

Description détaillée de l'invention

[0023] Selon le présent document, l'avion comprend des moyens de suspension 52a, 52b présentant une conformation particulière permettant un suivi au cours du temps de l'évolution de la contrainte et par suite la propagation d'une fissure au niveau des moyens de suspension 52a, 52b.

[0024] Comme décrit en référence à la figure 1, les moyens de suspension 52a, 52b comprennent un support 54 de liaison au fuselage de l'avion, ce support 54 comprend deux extrémités circonférentiellement opposées l'une à l'autre comportant chacune un orifice 56 de fixation d'une première extrémité d'une biellette 58, 60, 62, 64. Chaque biellette 58, 60, 62, 64 est reliée à un carter du turboréacteur, qui peut être un carter d'échappement ou un carter intermédiaire comme décrit précédemment, par une seconde extrémité de la biellette 58, 60, 62, 64 laquelle est fixée sur une chape du carter.

- [0025] Dans une première réalisation de l'invention représentée en figure 4, chaque biellette 58, 60 comprend au moins une zone 66 de plus grande faiblesse mécanique, c'est à dire une zone privilégiée pour la propagation d'une fissure. Ainsi, l'ajout d'une telle zone 66 permet de guider l'éventuelle formation d'une crique/fissure au niveau de ladite zone 66 donnée de la biellette 58, 60. Il peut être envisagé d'avoir plusieurs zones privilégiées sur une même pièce.
- [0026] Ainsi, chaque biellette 58, 60 comprend deux flancs amont 67 et aval 68. Chaque flanc 67, 68 comprend un renforcement 66. Dans le cas présent chaque renforcement 66 présente un bord incurvé concave mais d'autres formes sont possibles.
- [0027] Selon la présente divulgation, des moyens de mesure 70a, 72a de la contrainte des moyens de suspension sont fournis. Les moyens de mesure 70a, 72a sont reliés à des moyens de commande électronique 74 du turboréacteur 10 connus sous l'acronyme anglais de FADEC (Full Authority Digital Engine Control) Ces moyens de mesure 70a, 72a comprennent un capteur de contrainte, telle qu'une jauge de contrainte, qui est agencé sur chaque biellette 58, 60. Ce capteur 70a de contrainte présente une forme allongée et peut être positionné sur une face 76 de la biellette 58 assurant la jonction entre les deux flancs 67, 68 (figure 4). Le capteur 72a peut aussi être positionné de manière à s'étendre sur un flanc 68 d'une biellette 60 et de manière à recouvrir le renforcement 66 comme représenté sur la figure 4. Bien évidemment, il serait possible d'avoir plusieurs capteurs par biellette. Un positionnement identique des capteurs 70a, 72a sur les biellettes 58, 60 est encore possible et appartient à la présente divulgation.
- [0028] La figure 5 représente également un support 54 et deux biellettes 62, 64. Dans cette configuration, chaque biellette 62, 64 comprend un seul renforcement 66 qui présente un bord incurvé concave qui est formé dans un flanc aval 68 mais qui pourrait aussi être le flanc amont 67. Chaque biellette 62, 64 comprend un seul capteur 70b, 72b. Pour une première biellette 62 (figure 5), le capteur 70b est agencé sur une face 76 de jonction des flancs amont 67 et aval 68. Pour la seconde biellette 72b (figure 5), le capteur 72b est agencé sur le flanc aval 68 portant le renforcement 66 et le recouvre de manière similaire à ce qui a été décrit en référence à la figure 4.
- [0029] L'intégration de capteur 70a, 72a, 70b, 72b comme proposé ci-dessus permet de réaliser une surveillance au cours du temps de l'état structurel des moyens de suspension du turboréacteur au fuselage de l'avion.
- [0030] La figure 6 illustre la contrainte en ordonnée en Newton en fonction du temps en unité arbitraire pour un cycle de vol complet. On peut observer que la courbe 78 comprend une première partie 80 correspondant à la phase de roulage au sol, la contrainte étant sensiblement nulle. Au décollage en 82, les moteurs sont mis à leur pleine puissance de sorte que l'on observe une augmentation de la contrainte. Si on considère la poussée moteur comme l'action alors la réaction est l'effort perçu par la

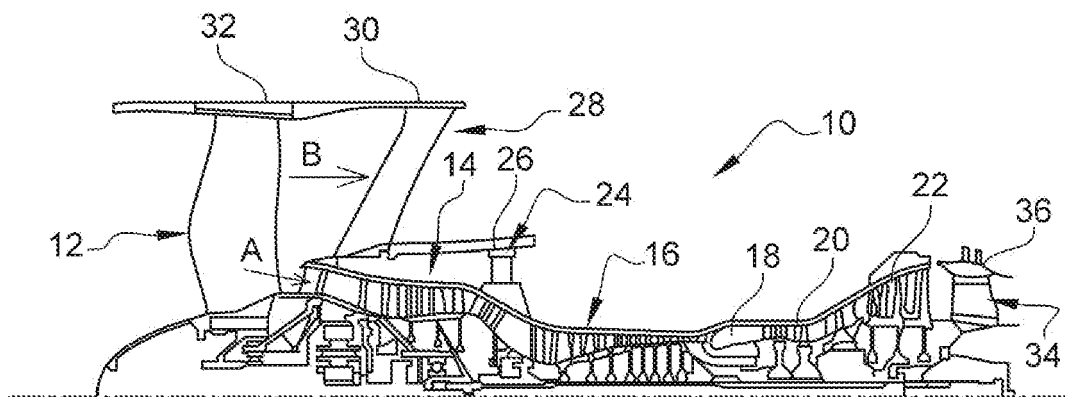
bielle ce qui explique que la valeur soit négative sur la phase 82. Enfin de décollage, la contrainte au niveau des moyens de suspension diminue jusqu'à revenir à une valeur sensiblement nulle en phase de croisière correspondant à la phase 84. La phase 85 correspond à la phase d'atterrissage et de roulage au sol.

- [0031] Pour réaliser une surveillance, on réalise ainsi une mesure de la valeur de contrainte à l'aide des capteurs des moyens de suspension (figures 4 et 5). Cette valeur est stockée en base de données et comparée à une valeur de contrainte également mémorisée dans une base de données. Le suivi de la valeur de contrainte mesurée par les capteurs au cours de chaque cycle de vol permet de réaliser le graphe de la figure 7 qui représente l'évolution de la contrainte en fonction des cycles de vol.
- [0032] Ainsi, dans le cas illustré sur la figure 7, au fur et à mesure des cycles de vol successifs, la contrainte mesurée par le ou les capteurs augmente jusqu'à dépasser une valeur seuil prédéterminée. Le graphe de la figure 7 représente l'évolution de la contrainte par rapport à une valeur normale de 100%. Comme on peut le voir, lorsque la valeur reste comprise aux environs de la valeur normale on peut en déduire que les moyens de suspensions ne présentent pas défaut (référence 86). Lorsqu'une fissure se crée et augmente de dimension au fur et à mesure des cycles de vol, on constate que la contrainte augmente (référence 88)
- [0033] Au dépassement de la valeur seuil, une alerte est envoyée par les moyens de commande électronique. Cette valeur seuil peut être comprise entre 110 et 133 % de la valeur normale et de préférence de l'ordre de 120%.
- [0034] Dans une alternative, il serait possible de mesurer la contrainte sur plusieurs paliers d'un cycle de vol et d'en obtenir une moyenne. Egalement, l'information de contrainte mesurée sera corrélée avec les informations d'une centrale inertielle afin que la valeur de contrainte considérée intègre les mouvements de l'avion.
- [0035] L'intégration de moyens de mesure au niveau d'un point de faiblesse structurelle des moyens de suspension ainsi que le suivi au cours du temps de l'évolution de la contrainte permet d'éviter d'intégrer une chape de secours sur un carter comme dans la technique antérieure. Il est ainsi possible de réduire la masse embarquée au niveau des moyens de suspension et au niveau du carter lui-même. On augmente ainsi le rendement du module de turbine en réduisant les pertes de charges (suppression d'un empochement). La conception des pièces embarquées est également simplifiée.

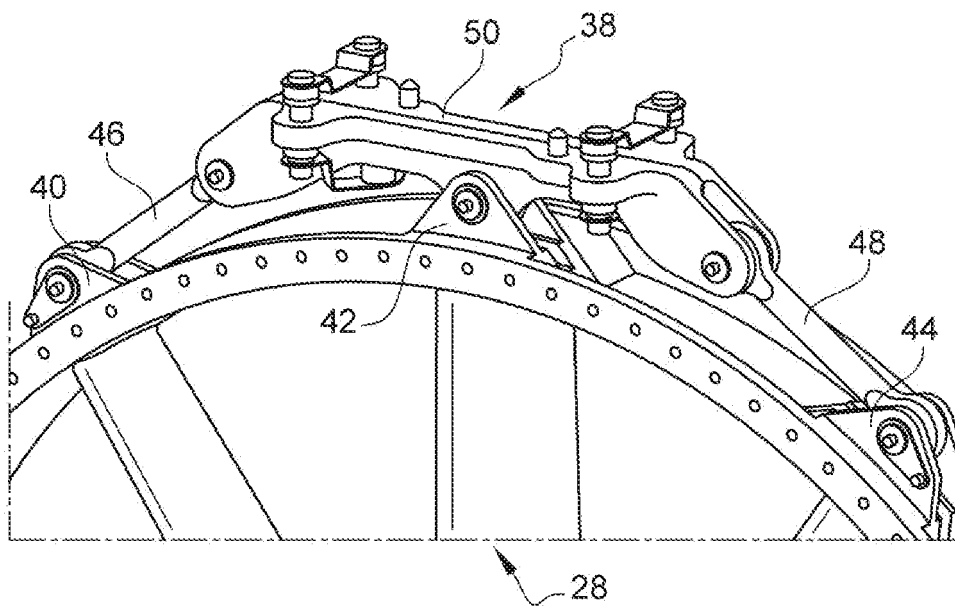
Revendications

- [Revendication 1] Avion comprenant au moins un turboréacteur (10) relié à un fuselage de l'avion par des moyens de suspension (52a, 52b) et des moyens de mesure (70a, 72a, 70b, 72b) de la contrainte à laquelle sont soumis les moyens de suspension (52a, 52b), ces moyens de mesure (70a, 72a, 70b, 72b) étant reliés à des moyens de commande électronique (74) du turboréacteur, lesdits moyens de suspension (52a, 52b) étant conformés de manière à comprendre au moins une zone (66) de plus grande faiblesse structurelle et les moyens de mesure (70a, 72a, 70b, 72b) étant positionnés de manière à mesurer la contrainte au niveau de ladite zone (66) de plus grande faiblesse structurelle.
- [Revendication 2] Avion selon la revendication 1, dans lequel les moyens de suspension (52a, 52b) comprennent un support de liaison à l'avion et deux bielles (58, 60, 62, 64) de liaison du support à une pièce structurante de liaison à l'avion.
- [Revendication 3] Avion selon la revendication 2, dans lequel chaque bielle comprend au moins une zone (66) de plus grande faiblesse.
- [Revendication 4] Procédé de surveillance de l'état structurel des moyens de suspension de l'avion selon l'une des revendications 1 à 3, comprenant les étapes suivantes :
- a. Mesurer la valeur de contrainte à laquelle sont soumis les moyens de suspension (52a, 52b),
 - b. Comparer la valeur de contrainte à un seuil stocké en base de données.
- [Revendication 5] Procédé selon la revendication 4, dans lequel l'étape a) est réalisée lors d'une phase de vol durant laquelle les moyens de suspension subissent un maximum de contrainte.
- [Revendication 6] Procédé selon la revendication 5, dans lequel la phase de vol est le décollage.
- [Revendication 7] Procédé selon la revendication 5, dans lequel la phase de vol est l'atterrissage.
- [Revendication 8] Procédé selon l'une des revendications 4 à 7, dans lequel les valeurs de contrainte obtenues des moyens de mesures sont corrélées avec des informations provenant d'une centrale inertielle.
- [Revendication 9] Procédé selon l'une des revendications 4 à 8, dans lequel il comprend une indication de la génération d'un signal en cas de dépassement du seuil.

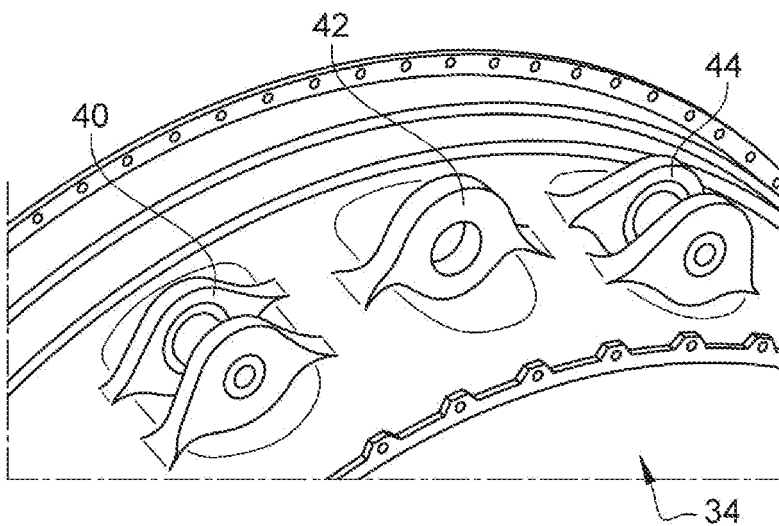
[Fig. 1]



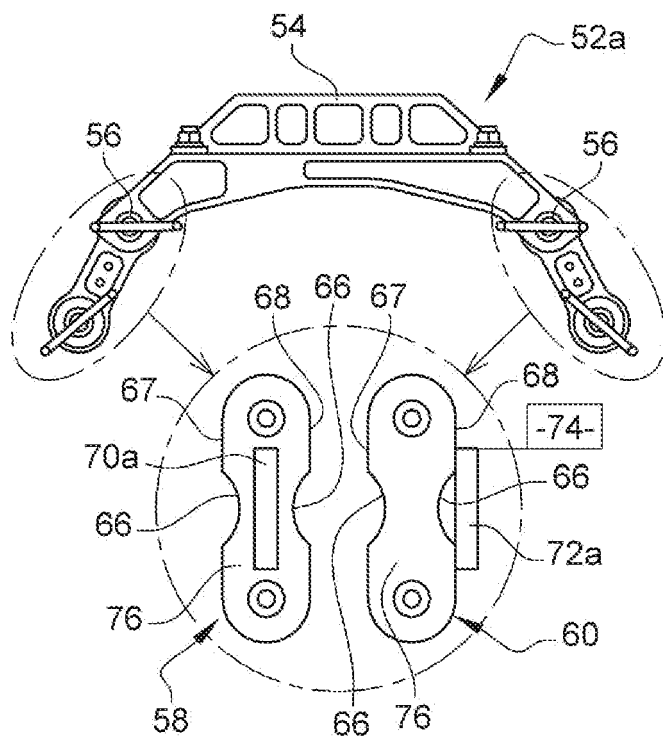
[Fig. 2]



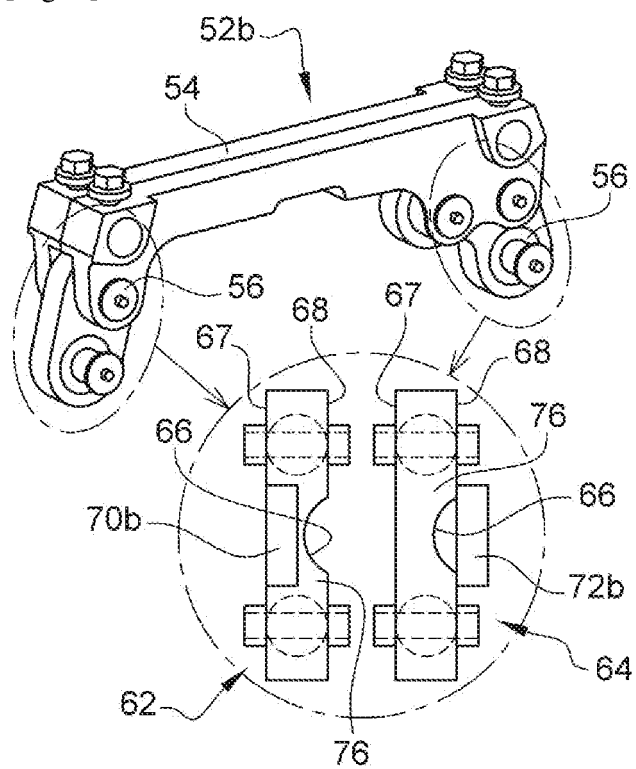
[Fig. 3]



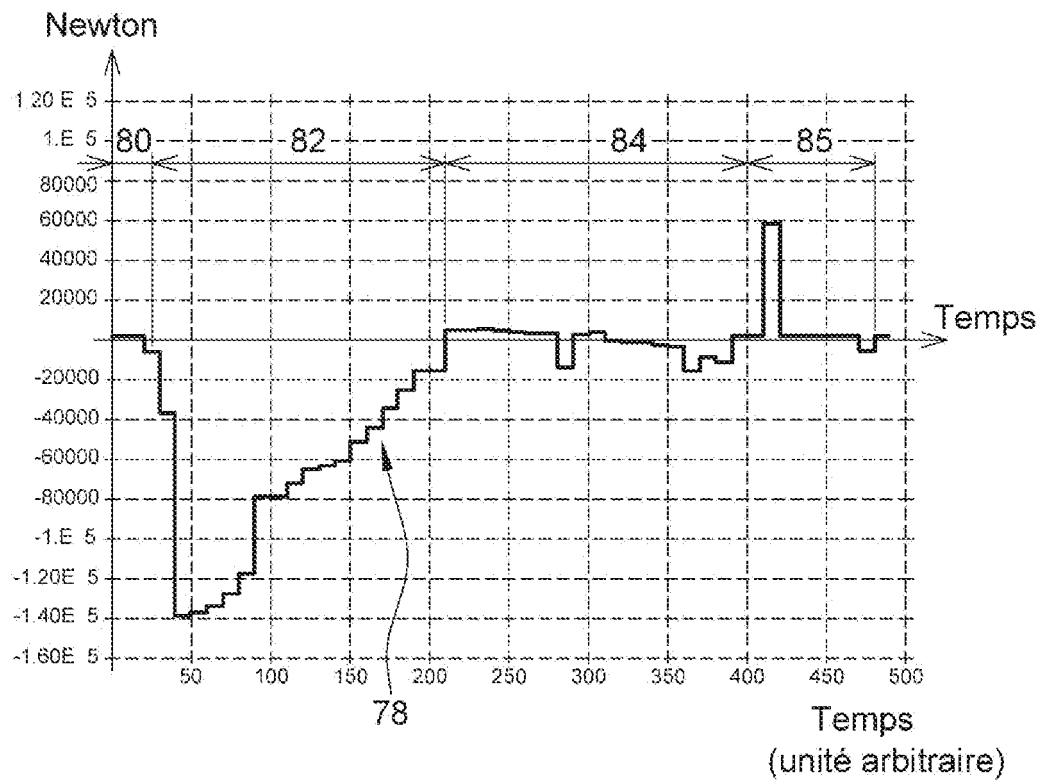
[Fig. 4]



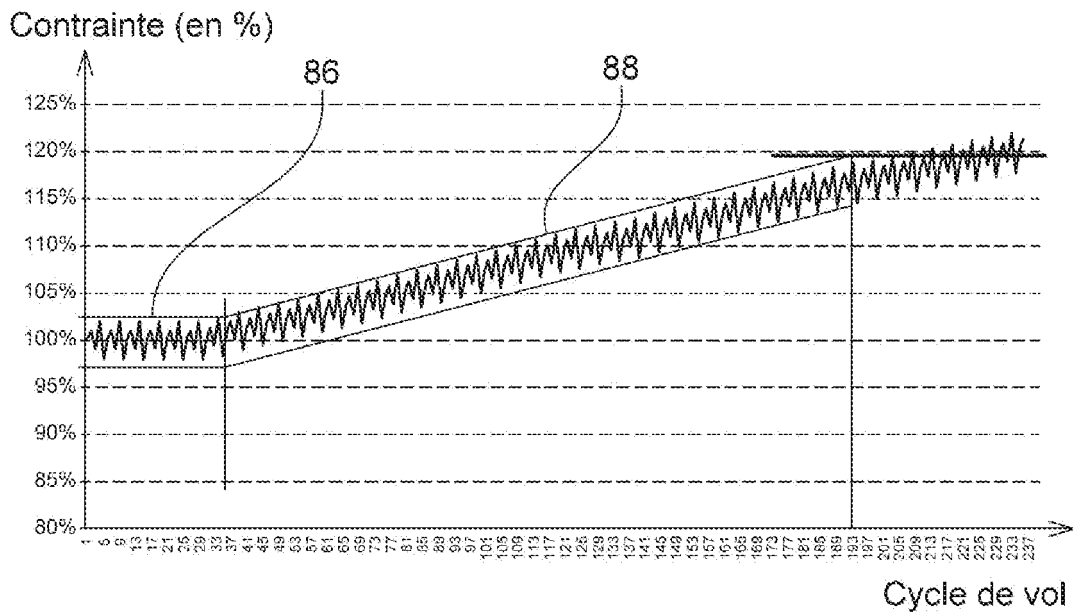
[Fig. 5]



[Fig. 6]



[Fig. 7]



RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-53 à 69 du code de la propriété intellectuelle

OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

L'I.N.P.I. annexe à chaque brevet un "RAPPORT DE RECHERCHE" citant les éléments de l'état de la technique qui peuvent être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention, au sens des articles L. 611-11 (nouveau) et L. 611-14 (activité inventive) du code de la propriété intellectuelle. Ce rapport porte sur les revendications du brevet qui définissent l'objet de l'invention et délimitent l'étendue de la protection.

Après délivrance, l'I.N.P.I. peut, à la requête de toute personne intéressée, formuler un "AVIS DOCUMENTAIRE" sur la base des documents cités dans ce rapport de recherche et de tout autre document que le requérant souhaite voir prendre en considération.

CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

☒ Le demandeur a présenté des observations en réponse au rapport de recherche préliminaire.

☒ Le demandeur a maintenu les revendications.

☐ Le demandeur a modifié les revendications.

☐ Le demandeur a modifié la description pour en éliminer les éléments qui n'étaient plus en concordance avec les nouvelles revendications.

☐ Les tiers ont présenté des observations après publication du rapport de recherche préliminaire.

☐ Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

La répartition des documents entre les rubriques 1, 2 et 3 tient compte, le cas échéant, des revendications déposées en dernier lieu et/ou des observations présentées.

☒ Les documents énumérés à la rubrique 1 ci-après sont susceptibles d'être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention.

☐ Les documents énumérés à la rubrique 2 ci-après illustrent l'arrière-plan technologique général.

☐ Les documents énumérés à la rubrique 3 ci-après ont été cités en cours de procédure, mais leur pertinence dépend de la validité des priorités revendiquées.

☐ Aucun document n'a été cité en cours de procédure.

1. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE SUSCEPTIBLES D'ETRE PRIS EN CONSIDERATION POUR APPRECIER LA BREVETABILITE DE L'INVENTION

DE 10 2011 116975 B3 (AIRBUS OPERATIONS GMBH [DE]) 21 mars 2013 (2013-03-21)

FR 2 964 737 A1 (AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]) 16 mars 2012 (2012-03-16)

EP 2 439 140 A1 (AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]) 11 avril 2012 (2012-04-11)

EP 1 707 487 A1 (SNECMA [FR])
4 octobre 2006 (2006-10-04)

EP 1 481 896 A1 (SNECMA MOTEURS [FR])
1 décembre 2004 (2004-12-01)

2. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE ILLUSTRANT L'ARRIERE-PLAN TECHNOLOGIQUE GENERAL

NEANT

3. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE DONT LA PERTINENCE DEPEND DE LA VALIDITE DES PRIORITES

NEANT