

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
—
**INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE**
—
COURBEVOIE
—

①① N° de publication : **3 047 545**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)
②① N° d'enregistrement national : **16 51077**
⑤① Int Cl⁸ : **F 23 R 3/00 (2017.01)**

①②

BREVET D'INVENTION

B1

⑤④ CHAMBRE DE COMBUSTION DE TURBOMACHINE.

②② Date de dépôt : 10.02.16.

③③ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public
de la demande : 11.08.17 Bulletin 17/32.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 02.03.18 Bulletin 18/09.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche :

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑥⑥ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : SNECMA — FR.

⑦② Inventeur(s) : LUTZ PATRICK, FRANCOIS-REGIS
et BURGUBURU JOSEPH, JEAN, MARIE.

⑦③ Titulaire(s) : SNECMA.

⑦④ Mandataire(s) : ERNEST GUTMANN - YVES
PLASSERAUD SAS.

FR 3 047 545 - B1



CHAMBRE DE COMBUSTION DE TURBOMACHINE

La présente invention concerne une turbomachine équipée d'une chambre de combustion.

Une turbomachine comprend d'amont en aval des étages de
5 compression basse et haute pression alimentant une chambre annulaire de combustion dont les gaz de combustion entraînent en sortie une turbine haute-pression et une turbine basse-pression.

Classiquement, comme représenté en figure 1, une chambre annulaire de combustion 10 comprend deux viroles annulaires interne 12 et
10 externe 14, s'étendant coaxialement autour d'un axe 15 reliées l'une à l'autre à leurs extrémités amont par une paroi annulaire 16 dite de fond de chambre comportant des ouvertures de passage de tête d'injecteurs 18.

Les extrémités aval des viroles annulaires interne 12 et externe 14 sont reliées à des parois annulaires de liaison interne 20 et externe 22 à un
15 carter interne 24 et externe 26, respectivement. En particulier, l'extrémité radialement externe de la paroi annulaire de liaison externe 22 comprend une bride annulaire radiale 28 intercalée et fixée par boulonnage entre une bride annulaire radiale 30 du carter externe 26 et une bride annulaire radiale 32 de l'extrémité amont d'un carter 34 de turbine haute pression. La
20 bride annulaire radiale 30 du carter externe 26 est formée par un épaulement de celui-ci, le carter externe 26 se prolongeant en aval de la chambre de combustion 10 pour entourer le carter 34 de la turbine haute pression. L'extrémité radialement interne de la paroi annulaire interne de liaison 20 comprend une bride annulaire radiale 36 fixée par boulonnage
25 sur une bride annulaire radiale 38 du carter interne 24 de la chambre de combustion 10.

Les parois annulaires interne 20 et externe 22 de liaison aux carters interne 24 et externe 26 comprennent des ouvertures 40 de passage d'air de contournement de la chambre de combustion. Les viroles interne 12 et
30 externe 14 comprennent dans leur partie aval des trous de dilution 42

permettant un apport d'air du compresseur haute pression afin de refroidir les viroles annulaires interne 12 et externe 14 et par voie de conséquence la conduction de chaleur dans les parois interne 20 et externe 22 de liaison.

En fonctionnement, le carter interne 24 et le carter externe 26 sont
5 soumis à des températures moins importantes que les viroles annulaires interne 12 et externe 14 de la chambre de combustion. Il s'ensuit la formation d'un gradient thermique dans les parois annulaires interne 20 et externe 22 de liaison, entre leurs extrémités de jonction aux viroles annulaires interne 12 et externe 14, respectivement, et leurs extrémités
10 opposées de jonction au carter interne 24 et externe 26. De plus, la présence d'ouvertures 40 de contournement d'air conduit à refroidir les extrémités de jonction des parois de liaisons interne 20 et externe 22 au carter interne 24 et externe 26 tandis que les extrémités opposées de jonction aux viroles annulaires interne 12 et externe 14 sont très chaudes.
15 Enfin, les parois de liaisons 20, 22 sont soumises en fonctionnement à de fortes contraintes mécaniques qui combinées au fort gradient thermique conduisent à l'apparition de criques limitant la durée de vie de ces pièces.

En outre, dans des études récentes, il a été démontré que plus le gradient thermique dans une paroi de liaison, entre ses extrémités
20 radialement interne et radialement externe, est important, plus la durée de vie est faible. Ainsi, pour augmenter la durée de vie des parois de liaison interne 20 et externe 22, la technique actuelle recommande d'abaisser la température des parois de liaison à leurs extrémités de jonction à une virole de la chambre de combustion et consiste ainsi à réaliser des perçages
25 dans les parois de liaison interne 20 et externe 22 ou dans les parties avals des viroles interne 12 et externe 14. Toutefois, ces solutions ne sont pas satisfaisantes.

L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, efficace et économique aux problèmes de formation de criques dans le but
30 d'améliorer la tenue mécanique et la durée de vie de la chambre de combustion.

A cet effet, elle propose une turbomachine comprenant une chambre de combustion comportant une virole annulaire interne et une virole annulaire externe coaxiales reliées à leurs extrémités aval à des parois annulaires interne et externe, respectivement, de liaison à des carters interne et externe, respectivement, caractérisée en ce qu'elle comprend des moyens de chauffage aptes à chauffer au moins l'une de l'extrémité radialement interne de la paroi interne et de l'extrémité radialement externe de la paroi externe.

Au contraire de la technique antérieure, l'invention propose non plus de refroidir l'une et/ou l'autre des parois interne et externe de liaison aux carters interne et externe, mais au contraire de chauffer lesdites parois interne et externe de liaison, ce qui permet de réduire le gradient thermique entre les extrémités radialement interne et externe des parois interne et externe de liaison. Il s'ensuit que la température entre les extrémités interne et externe des parois de liaison est plus uniforme, ce qui permet ainsi d'augmenter les durées de vie de ces parois et réduit les coûts de maintenance.

Ainsi, l'invention propose une approche à contre-courant de la technique habituelle.

Dans une réalisation de l'invention, les moyens de chauffage peuvent comprendre un conduit annulaire qui entoure et qui est en contact annulairement directement ou par l'intermédiaire d'une pièce intercalaire avec l'extrémité annulaire radialement interne de la paroi annulaire interne et/ou avec l'extrémité radialement externe de la paroi annulaire externe.

Une résistance électrique peut être montée dans le conduit et le chauffer, le conduit chauffant par conduction l'extrémité radialement interne de la paroi de liaison interne ou l'extrémité radialement externe de la paroi de liaison externe. La pièce intercalaire précitée devrait être réalisée dans un matériau ayant un fort coefficient de conduction de la chaleur.

Selon une autre caractéristique de l'invention, les moyens de chauffage comprennent des moyens de prélèvement d'air chaud dans une

turbine agencée en aval de la chambre de combustion et d'acheminement de cet air jusqu'au conduit annulaire.

Dans une réalisation particulière de l'invention, les moyens de prélèvement d'air et d'acheminement comprennent une canalisation dont une extrémité amont débouche à l'intérieur de la turbine et dont l'extrémité aval débouche dans ledit conduit.

L'extrémité amont de la canalisation comprend, de préférence, une écope de prélèvement d'air dans la turbine qui peut être la turbine basse ou haute pression. Le prélèvement d'air dans la turbine haute pression permet un prélèvement d'air plus faible que lorsque le prélèvement est effectué dans la turbine basse pression.

De préférence, les moyens de prélèvement et d'acheminement comprennent des moyens de régulation du débit d'air prélevé tels qu'une vanne à ouverture variable de manière à régler le débit d'air chaud prélevé dans la turbine.

L'invention concerne également un procédé d'utilisation de la turbomachine décrite ci-dessus et qui consiste à :

- déterminer la phase de vol au cours de laquelle est utilisée la turbomachine ;
- actionner les moyens de chauffage si la phase de vol correspond à l'une des phases de décollage et de croisière.

En pratique, les phases de vol telles que les phases de décollage et de croisière correspondent aux phases durant lesquelles les parois de liaison interne et externe sont soumises aux plus importantes contraintes thermiques. En effet, au décollage, la poussée devant être maximale, la température de la chambre est alors très importante. La phase de croisière est également une phase critique puisqu'elle correspond à la phase la plus longue.

L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront à la lecture de la description

suivante faite à titre d'exemple non limitatif, en référence aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique en coupe d'une chambre de combustion selon la technique antérieure, déjà décrite précédemment ;
- 5 – la figure 2 est une vue schématique en perspective de la partie radialement externe et depuis l'amont d'une chambre de combustion selon l'invention ;
- la figure 3 est une représentation schématique d'un dispositif de prélèvement et de réinjection d'air selon l'invention.

10 La figure 1 concernant une chambre de combustion d'un type connu et ayant déjà été décrite précédemment, on se réfère maintenant à la figure 2 qui représente une chambre de combustion 44 selon l'invention.

Au contraire de la technique antérieure, l'invention propose pour réduire les contraintes thermiques et mécaniques dans les parois de liaisons interne et externe, d'ajouter des moyens de chauffage 46, 48
15 desdites parois de liaisons 20, 22.

Comme représenté en figure 2, des moyens de chauffage 48 peuvent être disposés radialement à l'extérieur de la paroi de liaison externe 22 et radialement à l'intérieur de l'extrémité amont du carter externe 34 de la turbine haute pression (non représenté sur la figure 2). De
20 même, des moyens de chauffage 46 peuvent être disposés radialement à l'intérieur de la paroi de liaison interne 20 au voisinage de sa bride radiale 36. La disposition radiale s'entend prise par rapport à l'axe 15 de la turbomachine.

25 Ces moyens de chauffage peuvent comprendre un conduit annulaire 46, 48 ou anneau de conduction thermique qui est en contact avec la bride annulaire radiale de la paroi de liaison interne 36 ou externe 32 et avec une paroi tronconique interne 49 ou externe 51. Ce conduit 46, 48 peut être conformé pour épouser au mieux la zone de la paroi de liaison externe 22
30 ou interne 20 avec laquelle le conduit 46, 48 est en contact. Il est à noter que le contact peut être réalisé directement ou indirectement, c'est-à-dire

par l'intermédiaire d'une pièce intercalaire (non représentée) qui devrait avoir, de préférence, un coefficient de conduction thermique de l'ordre d'au moins 50 W/m/K pour avoir une bonne conduction thermique et de préférence inférieur à 400 W/m/K pour également assurer une bonne
5 résistance mécanique à haute température.

Dans la suite de la description, seul sera décrit le principe de chauffage de l'extrémité radialement externe de la paroi externe de liaison 22. Toutefois, le même principe peut tout à fait être appliqué aux moyens de chauffage de l'extrémité radialement interne de la paroi interne de
10 liaison 20.

Pour réaliser un chauffage par conduction thermique, de l'extrémité radialement externe de la paroi externe de liaison 22 ou de l'extrémité radialement interne de la paroi de liaison interne 20, l'invention propose deux variantes dont la première est représentée en figure 2 et la seconde
15 est représentée en figure 3.

Dans la première variante, le conduit 48 loge des moyens chauffage électriques 50 qui peuvent comprendre une ou plusieurs résistances électriques du type résistance ohmique. La résistance 50 chauffe par conduction le conduit 48 qui chauffe par conduction l'extrémité radialement
20 externe de la paroi externe 22. En fonctionnement, le gradient thermique dans la paroi de liaison externe 22, entre ses extrémités radialement interne et externe est fortement réduit, ce qui permet de réduire les contraintes dans la paroi externe de liaison 22. Cette solution induit un surcroît de consommation électrique pour la turbomachine mais présente
25 l'avantage de permettre un pilotage simple et fiable de la température du conduit 50 et donc de la température de l'extrémité radialement externe de la paroi de liaison externe 22.

Dans le cas présent, l'agencement du conduit 48 en contact avec l'extrémité radialement externe de la paroi tronconique externe 51 et de la
30 bride externe 32, permet de chauffer ces deux zones.

Dans la seconde variante de l'invention représentée en figure 3, les moyens de chauffage comprennent des moyens 52 de prélèvement d'air chaud dans la turbine haute pression ou dans la turbine basse pression, et d'acheminement de cet air jusqu'au conduit annulaire 48
5 précédemment décrit en référence à la figure 2.

Les moyens de prélèvement et d'acheminement comprennent une canalisation formée d'une première partie 54 amont et d'une seconde partie 56 aval reliées l'une à l'autre par des moyens 58 de régulation du débit d'air prélevé. L'extrémité amont de la première partie de canalisation porte, par
10 exemple, une écope 60 de prélèvement d'air qui permet ainsi de faciliter le prélèvement d'air dans la turbine. Les moyens de régulation 58 du débit sont par exemple formés par une vanne à ouverture variable.

Pour réaliser le pilotage de la résistance chauffante dans le cas de la première variante et des moyens de régulation du débit d'air prélevé dans
15 le cas de la seconde variante, il est possible d'utiliser des moyens de commande reliés à un capteur de température positionnée à proximité de l'extrémité radialement interne de la paroi de liaison externe 22 et un capteur de température positionnée à proximité de l'extrémité radialement externe de la paroi de liaison interne 20 .

20 Le conduit annulaire 46, 48 est de préférence réalisé dans un matériau ayant un bon coefficient de conduction de chaleur, tel que par exemple de l'acier.

Il est souhaitable que les moyens de chauffage soient actionnés durant les phases de vol telles que le décollage et la croisière qui
25 correspondent aux phases durant lesquelles les parois de liaison interne et externe sont soumises aux plus importantes contraintes thermiques. A contrario, durant les phases de vol moins critiques, telles que les phases de descente, de ralenti au sol ou d'atterrissage, les moyens de chauffage peuvent être désactivés.

REVENDICATIONS

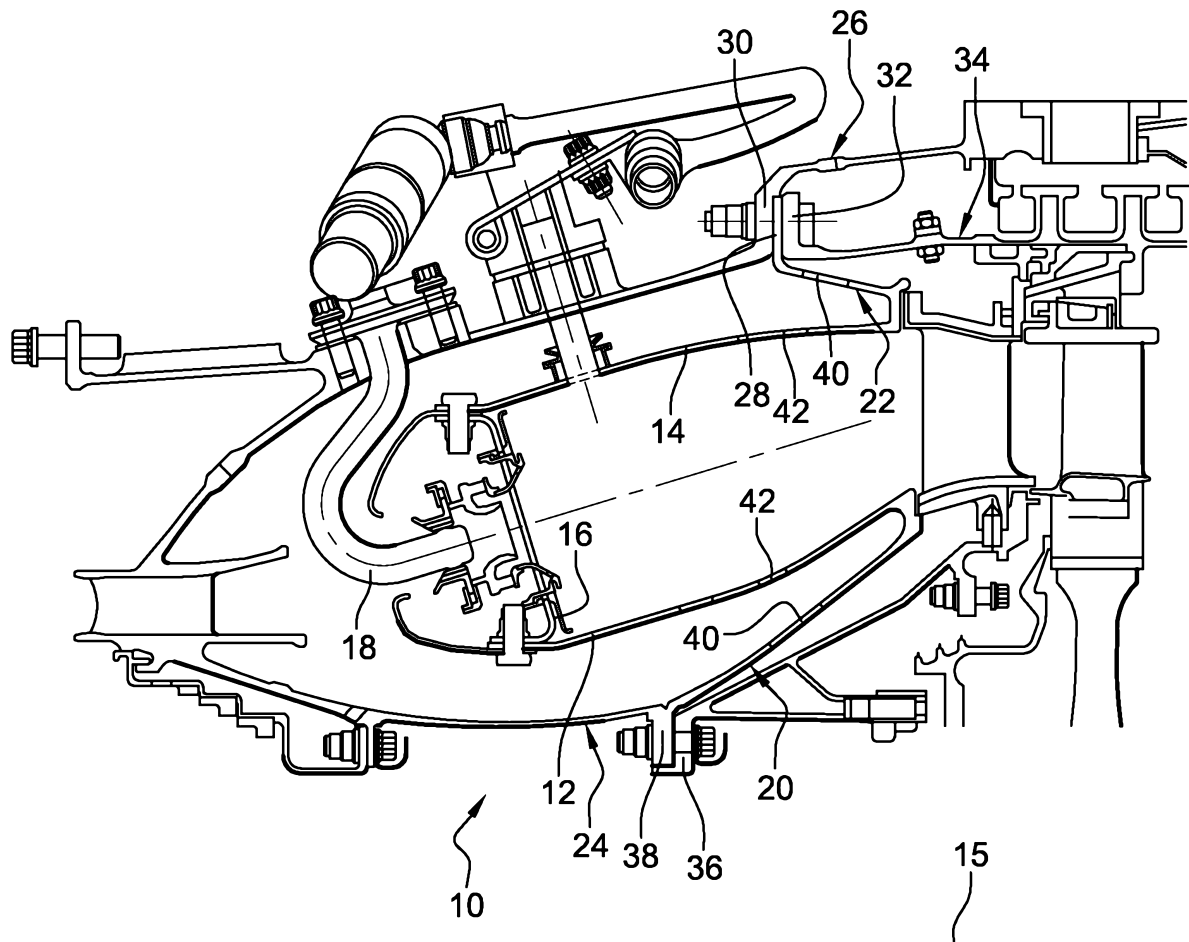
1. Turbomachine comprenant une chambre de combustion (44) comportant une virole annulaire interne (12) et une virole annulaire externe (14) coaxiales reliées à leurs extrémités aval à des parois annulaires interne (20) et externe (22), respectivement, de liaison à des carters interne (24) et externe (26), respectivement, caractérisée en ce qu'elle comprend des moyens de chauffage (46, 48) aptes à chauffer au moins l'une de l'extrémité radialement interne de la paroi interne (20) et de l'extrémité radialement externe de la paroi externe (22).
5
2. Turbomachine selon la revendication 1, caractérisée en ce que les moyens de chauffage comprennent un conduit annulaire (46, 48) qui entoure et est en contact annulairement avec l'extrémité annulaire radialement interne de la paroi annulaire interne (20) et/ou avec l'extrémité radialement externe de la paroi annulaire externe (22).
15
3. Turbomachine selon la revendication 2, caractérisée en ce que le conduit (46, 48) loge une résistance électrique (50).
4. Turbomachine selon la revendication 2, caractérisée en ce que les moyens de chauffage comprennent des moyens de prélèvement (52) d'air chaud dans une turbine agencée en aval de la chambre de combustion (44) et d'acheminement de cet air jusqu'au conduit annulaire (46, 48).
20
5. Turbomachine selon la revendication 4, caractérisée en ce que les moyens de prélèvement d'air (52) comprennent une canalisation (54, 56) dont une extrémité amont débouche à l'intérieur de la turbine et dont l'extrémité aval débouche dans ledit conduit (46, 48).
25
6. Turbomachine selon la revendication 5, caractérisée en ce que l'extrémité amont de la canalisation (54, 56) comprend une écope (60) de prélèvement d'air dans la turbine haute pression ou basse pression.
7. Turbomachine selon l'une des revendications 4 à 6, caractérisée en ce que les moyens de prélèvement et d'acheminement (52) comprennent des moyens de régulation (58) du débit d'air prélevé.
30

8. Turbomachine selon la revendication 7, caractérisée en ce que les moyens de régulation comprennent une vanne (58) à ouverture variable.

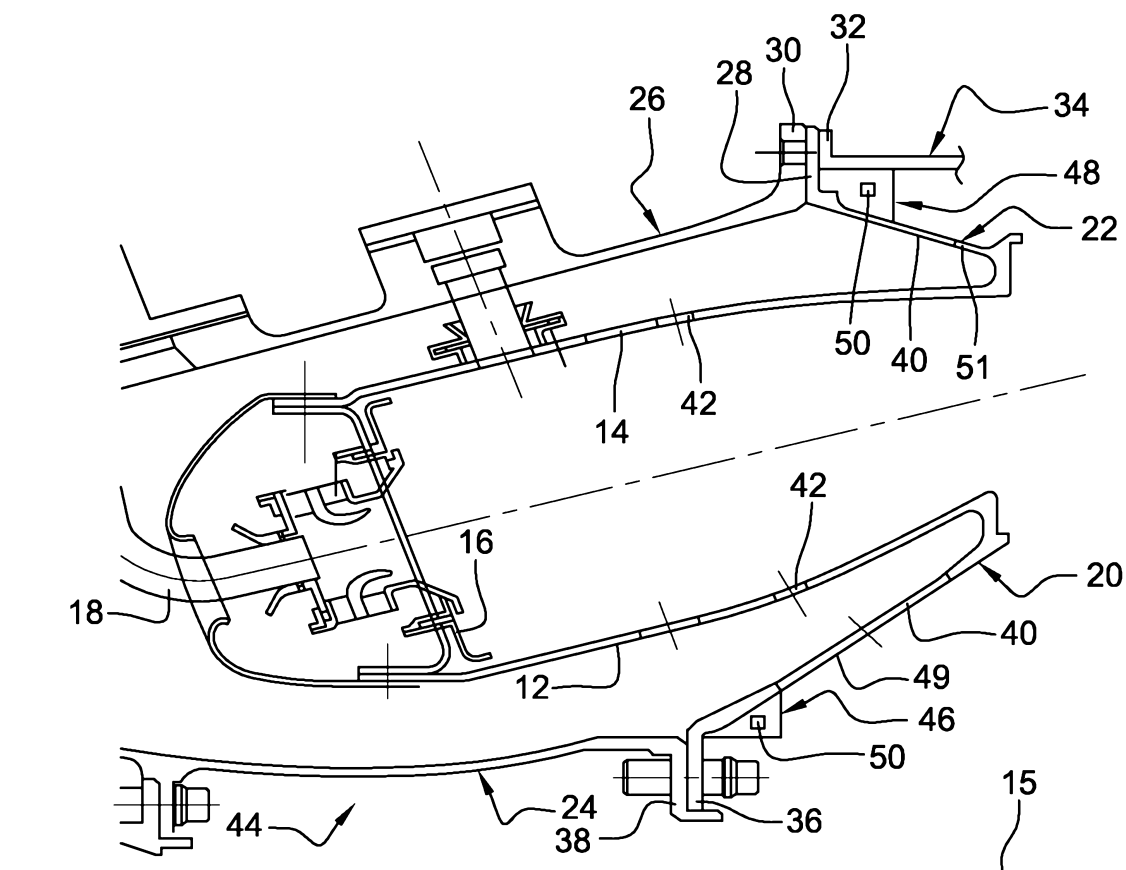
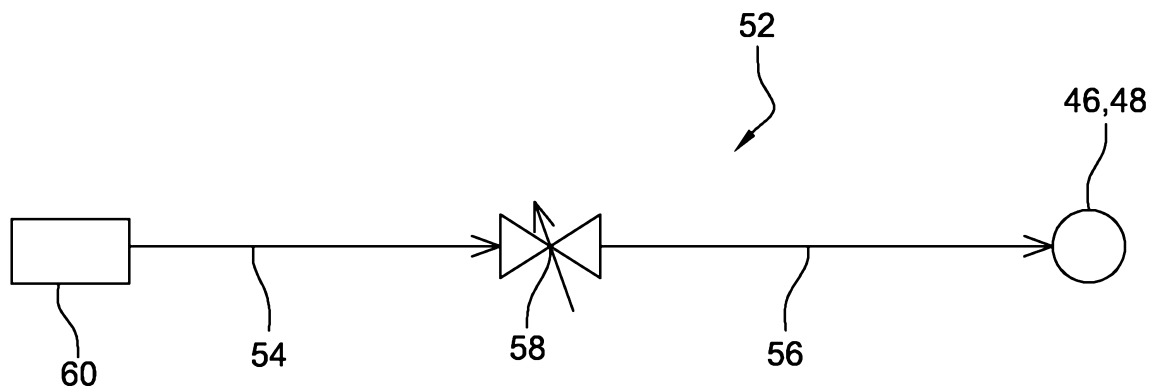
9. Procédé d'utilisation de la turbomachine selon l'une des revendications 1 à 8, caractérisé en ce qu'il consiste à :

- 5
- déterminer la phase de vol au cours de laquelle est utilisée la turbomachine ;
 - actionner les moyens de chauffage si la phase de vol correspond à la phase de décollage ou la phase de croisière.

1/2

**Fig. 1**

2 / 2

**Fig. 2****Fig. 3**

RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-17 et R.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'ÉTABLISSEMENT DU PRÉSENT 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 CITÉS DANS LE PRÉSENT 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

NEANT

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

FR 2 921 463 A1 (SNECMA SA [FR])
27 mars 2009 (2009-03-27)

FR 2 930 628 A1 (SNECMA SA [FR])
30 octobre 2009 (2009-10-30)

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

NEANT