

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

①① N° de publication :

3 050 722

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②① N° d'enregistrement national :

16 53824

⑤① Int Cl⁸ : **B 64 D 27/26** (2016.01), F 02 C 7/20

①②

BREVET D'INVENTION

B1

⑤④ ENSEMBLE PROPULSIF POUR AERONEF A BERCEAU FILTRE.

②② Date de dépôt : 28.04.16.

③③ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public
de la demande : 03.11.17 Bulletin 17/44.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 02.07.21 Bulletin 21/26.

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 Société par actions
simplifiée* — FR.

⑦② Inventeur(s) : FLORENT NICOLAS, MARC et NICQ
GEOFFROY MARIE GERARD.

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

⑦④ Mandataire(s) : CABINET BEAU DE LOMENIE.

FR 3 050 722 - B1



Arrière-plan de l'invention

La présente invention se rapporte au domaine général de la suspension d'un ensemble propulsif sur une structure de suspension destinée à être fixée sur un élément structurel de l'aéronef qu'il propulse. Elle concerne plus particulièrement la suspension d'un turbopropulseur ou d'un turboréacteur à un berceau destiné à être fixé sur un caisson d'aile d'avion.

Afin d'isoler les vibrations créées par les turbopropulseurs et transmises à l'avion, les turbopropulseurs sont typiquement suspendus à un berceau par l'intermédiaire de suspensions souples filtrantes. Plus précisément, cette suspension s'effectue généralement au niveau de deux plans transversaux, à savoir un premier plan avant au niveau d'une boîte de vitesse qui entraîne l'hélice du turbopropulseur, et un second plan arrière au niveau de l'arrière du générateur de gaz, la boîte de vitesse étant reliée de manière rigide et structurante au générateur de gaz. On pourra se référer au document WO 2014/174222 qui décrit un exemple d'une telle suspension.

Avec un tel agencement, les suspensions souples filtrantes qui sont utilisées pour suspendre le turbopropulseur au berceau sont d'autant plus efficaces que l'impédance de la structure aval du turbopropulseur sur laquelle elles sont fixées est raide. Or, les turbopropulseurs sont en général positionnés en fort porte-à-faux en avant de l'aile de l'avion sur laquelle ils sont fixés, ce qui limite la raideur structurelle du berceau qui les supporte. L'efficacité de la suspension pour le filtrage des vibrations s'en trouve donc limitée.

De plus, l'ajout de suspensions souples filtrantes dans la chaîne dynamique entre le turbopropulseur, générateur de vibrations, et l'aile sur laquelle est fixé le berceau qui est située plus en aval génère des modes de flottement particuliers (appelés « flutter modes ») qui complexifient le réglage dynamique global de l'ensemble propulsif ainsi suspendu.

Par ailleurs, pour assurer un fonctionnement optimal du turbopropulseur et réduire les jeux entre les stators et rotors de celui-ci, il est important que le moteur présente une certaine rigidité et soit strictement aligné avec la boîte de vitesse qui entraîne l'hélice. Cette

contrainte implique de devoir intégrer à l'ensemble propulsif des bielles ou un carter structurant qui ajoutent de la masse à l'ensemble.

5 En outre, la suspension du turbopropulseur sur le berceau par l'intermédiaire de deux plans uniquement, au niveau de la boîte de vitesse et de l'arrière du générateur de gaz, impose de déposer en un seul bloc l'ensemble propulsif constitué du générateur de gaz et de la boîte de vitesse lorsque l'on souhaite intervenir sur l'un ou l'autre de ces éléments (par exemple pour des opérations de maintenance). Cette contrainte allonge et complexifie les opérations de dépose du moteur.

10

Objet et résumé de l'invention

La présente invention a donc pour but principal de proposer un mode de suspension d'un ensemble propulsif qui ne présente pas les inconvénients précités.

15

Conformément à l'invention, ce but est atteint grâce à un ensemble propulsif pour aéronef, comprenant un générateur de gaz couplé par un mécanisme d'accouplement à un générateur de poussée muni d'une boîte structurale de transmission de couple, et un berceau rigide supportant, d'une part le générateur de poussée au niveau d'un premier plan de suspension, et d'autre part de manière rigide le générateur de gaz au niveau d'un deuxième et d'un troisième plans de suspension distincts, le berceau étant destiné à être relié à un élément structurel de l'aéronef par l'intermédiaire d'une liaison filtrante de vibrations.

25

L'ensemble propulsif selon l'invention est remarquable en ce qu'il prévoit un découplage structurel entre le générateur de gaz et le générateur de poussée, une suspension de l'ensemble propulsif au berceau selon trois plans de suspension distincts dont deux sont dédiés à la suspension du générateur de gaz et un est dédié à la suspension du générateur de poussée, et une liaison filtrante de vibrations entre le berceau rigide et l'élément structure de l'aéronef sur lequel est destiné à être monté l'ensemble propulsif.

30

Un tel mode de suspension présente de nombreux avantages. Le berceau autorise un degré de liberté axial permettant la dilatation thermique du moteur et permet de rigidifier le moteur tout en garantissant l'alignement de l'arbre de turbine basse-pression du générateur de gaz

35

avec la boîte de transmission de couple. Ainsi, cette suspension permet de s'affranchir de biellettes ou d'un carter structurant reliant la boîte de transmission de couple au générateur de gaz, ce qui représente un important gain de masse.

5 Le mode de suspension selon l'invention présente deux plans de suspension au niveau de générateur de gaz (à la place d'un unique plan dans l'art antérieur). Ainsi, en cas d'opération de maintenance, il est possible de déposer le générateur de gaz sans avoir à déposer le générateur de poussée, ce qui représente un gain de temps important.

10 De plus, l'ensemble propulsif selon l'invention est avantageusement dépourvu de suspensions souples entre le générateur de gaz et le berceau (les suspensions se font de manière rigide), ce qui évite les premiers modes de flottement (« flutter modes ») du moteur sur le berceau. Le dimensionnement dynamique de l'ensemble propulsif s'en
15 trouve simplifié.

Les fonctions de filtrage des vibrations se trouvent ici reportées entre le berceau et l'élément structurel de l'aéronef (par exemple le caisson d'aile d'un avion), ce qui permet de bénéficier d'une impédance élevée aux points d'accroche qui est plus importante que celle disponible
20 sur le berceau. L'efficacité de ces fonctions de filtrage s'en trouve améliorée, ce qui peut permettre de dimensionner des suspensions plus rigides de sorte à limiter le débattement de l'ensemble propulsif avec tous les bénéfices que cela comporte (en termes de performances notamment).

De préférence, le berceau supporte de manière rigide le
25 générateur de poussée au niveau de la boîte de transmission de couple. La boîte structurale de transmission de couple qui est fixée de manière rigide sur le berceau devient ainsi une composante du berceau, ce qui permet de réduire la masse du cadre avant d'un berceau traditionnel. D'autres bénéfices relatifs aux capacités de rétention de pièces mobiles
30 (provenant de l'éclatement de pignons de la boîte de transmission de couple) peuvent également être obtenus. De plus, la présence d'une boîte de transmission de couple qui est liée de manière rigide au berceau avec le report des plans de suspension au seul générateur de gaz simplifient les manœuvres de dépose moteur et garantissent le bon alignement à l'aide
35 d'un système d'accouplement entre le générateur de gaz et le générateur de poussée de type cardan à jeu réduit.

De préférence également, le berceau comprend une poutre principale qui s'étend parallèlement à un axe longitudinal du générateur de gaz, qui est fixée de manière rigide à une extrémité à la boîte de transmission de couple du générateur de poussée pour former le premier plan de suspension et qui, à une extrémité opposée, est destinée à être fixée par la liaison filtrante à l'élément de structure de l'aéronef, et deux cadres transversaux espacés axialement l'un de l'autre et fixés de manière rigide au générateur de gaz pour former le deuxième et le troisième plans de suspension.

Le berceau peut comprendre deux suspensions souples destinées à former la liaison filtrante de vibrations avec l'élément structurel de l'aéronef.

L'ensemble propulsif peut consister en un turbopropulseur pour avion, auquel cas le générateur de poussée comprend une hélice qui est couplée au générateur de gaz par l'intermédiaire d'une boîte de vitesse.

Alternativement, l'ensemble propulsif peut consister en un turboréacteur pour avion dans lequel le générateur de poussée comprend deux hélices contrarotatives qui sont couplées au générateur de gaz par l'intermédiaire d'une boîte de vitesse.

Encore alternativement, l'ensemble propulsif peut consister en un turboréacteur pour avion dans lequel le générateur de poussée comprend une soufflante carénée qui est couplée au générateur de gaz par l'intermédiaire d'un réducteur.

Brève description des dessins

D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention ressortiront de la description faite ci-dessous, en référence aux dessins annexés qui en illustrent des exemples de réalisation dépourvus de tout caractère limitatif. Sur les figures :

- la figure 1 est une vue schématique de côté d'un ensemble propulsif selon un premier mode de réalisation (application de l'invention à un turbopropulseur à hélice) ;

- la figure 2 est une vue schématique de côté d'un ensemble propulsif selon un deuxième mode de réalisation (application de l'invention à un turboréacteur à double hélices contrarotatives non carénées) ; et

- la figure 3 est une vue schématique de côté d'un ensemble propulsif selon un troisième mode de réalisation (application de l'invention à un turboréacteur à soufflante carénée).

5 Description détaillée de l'invention

L'invention s'applique à tout ensemble propulsif pour aéronef qui comprend un générateur de gaz couplé par un arbre de transmission à un générateur de poussée muni d'une boîte structurale de transmission de couple, tel qu'un turbopropulseur pour avion comme celui représenté sur la figure 1.

De façon connue, ce turbopropulseur 2 comprend un générateur de gaz 4 entraînant en rotation un générateur de poussée 6, ce dernier comprenant une hélice 8 et une boîte de vitesse 10 pour la transmission du couple à l'hélice.

De façon plus précise, le générateur de gaz 4 comprend un arbre de turbine basse-pression 12 couplé à la boîte de vitesse 10 du générateur de poussée par l'intermédiaire d'un mécanisme d'accouplement 13 de sorte à assurer un découplage structurel entre le générateur de gaz et le générateur de poussée.

Le turbopropulseur 2 est destiné à être fixé sur un caisson d'aile 14 de l'avion par l'intermédiaire d'une structure de suspension appelée berceau 16.

Ce berceau 16 se présente sous la forme d'une structure rigide comprenant une poutre principale (ou longeron principal) 18 qui s'étend sensiblement parallèlement à un axe longitudinal X-X du générateur de gaz 4 et dont une extrémité avant est fixée de manière rigide à la boîte de vitesse 10 du générateur de poussée 6 pour former un premier plan de suspension P1 (appelé plan avant de suspension).

Le berceau 16 comprend également deux cadres transversaux 20, 22 espacés axialement l'un de l'autre et reliés à la poutre principale 18. Au niveau de leur extrémité libre, ces cadres transversaux sont fixés chacun de manière rigide au générateur de gaz 4 pour former respectivement un deuxième plan de suspension P2 (appelé plan intermédiaire de suspension) et un troisième plan de suspension P3 (appelé plan arrière de suspension).

Le plan intermédiaire de suspension du berceau correspondant au cadre transversal 20 est de type classique à boomerang avec une faible masse. En effet, aucune reprise de couple moteur ne transite par ce plan de suspension, cette reprise de couple étant déportée au niveau du plan arrière de suspension correspondant au cadre transversal 22.

Quant à l'extrémité arrière de la poutre principale 18 du berceau (opposée à l'extrémité avant fixée à la boîte de vitesse 10), elle est fixée au caisson d'aile 14 de l'avion par l'intermédiaire d'une liaison filtrante de vibrations.

Cette liaison filtrante de vibrations est ici réalisée par l'intermédiaire de deux suspensions souples 24. Pour cela, différentes suspensions souples peuvent être utilisées : des rotules en élastomère stratifié, des étais filtrés grâce à des élastomères ou des coussins métalliques, etc. On pourra se référer au document FR 2,917,711 qui décrit un exemple de réalisation de ces suspensions souples.

L'invention s'applique également à un turboréacteur à hélices contrarotatives (appelé « Open Rotor » en anglais) pour avion tel que celui représenté sur la figure 2.

Ce turboréacteur 2' comprend un générateur de gaz 4' entraînant en rotation un générateur de poussée 6', ce dernier comprenant deux hélices 8'a, 8'b qui sont contrarotatives et une boîte de vitesse 10' pour la transmission du couple aux deux hélices 8'a, 8'b.

Le générateur de gaz 4' comprend un arbre de turbine basse-pression 12' qui est couplé à la boîte de vitesse 10' du générateur de poussée par l'intermédiaire d'un mécanisme d'accouplement 13' de sorte à assurer un découplage structurel entre le générateur de gaz et le générateur de poussée.

Dans l'exemple représenté sur la figure 2, les hélices 8'a, 8'b sont placées en amont du générateur de gaz 4' (« Open Rotor » en version « puller » en anglais) mais elles pourraient être placées en aval de celui-ci (« Open Rotor » en version « pusher » en anglais).

Le turboréacteur 2' est destiné ici à être fixé sur un caisson d'aile ou un pylône 14' de l'avion qu'il propulse par l'intermédiaire d'un berceau 16'. Ce dernier est sensiblement identique à celui décrit en liaison avec la figure 1, à savoir qu'il se présente sous la forme d'une structure rigide comprenant une poutre principale 18' qui s'étend sensiblement

parallèlement à un axe longitudinal X-X du générateur de gaz 4' et dont une extrémité avant est fixée à la boîte de vitesse 10' du générateur de poussée 6' pour former un premier plan de suspension P1 (appelé plan avant de suspension). On définit ce premier plan de suspension comme le
 5 plan perpendiculaire à l'axe longitudinal X-X du générateur de gaz et passant par les points d'accrochage entre le berceau 16' et la boîte de vitesse 10'. Dans le cas où les points d'accrochage seraient décalés axialement entre eux, on considérera le(s) point(s) d'accrochage le plus avancé.

10 La fixation entre l'extrémité avant de la poutre principale 18' et la boîte de vitesse 10' peut s'effectuer par l'intermédiaire d'un treillis de bielles 19 considéré ici comme faisant partie du berceau 16'. La boîte de vitesse 10' est structurale, par exemple à l'aide d'un carter structural. Les
 15 carters du mécanisme d'accouplement 13' et de l'arbre de turbine basse-pression 12' peuvent aussi être structuraux de façon à ce que le générateur de gaz 4' participe au support de l'ensemble formé par le générateur de poussée 6' et la boîte de vitesse 10'.

En alternative, le berceau 16' pourrait être réalisé en se passant des bielles 19. Par exemple, l'extrémité avant de la poutre principale 18'
 20 pourrait être avancée jusqu'au premier plan de suspension P1 et être reliée à la boîte de vitesse 10' par un cadre transversal. Cette solution n'est cependant pas optimale en termes de masse du berceau 16' et de masse en porte à faux de l'ensemble.

Le berceau 16' comprend également deux cadres transversaux
 25 20', 22' espacés axialement l'un de l'autre et reliés à la poutre principale 18'. Au niveau de leur extrémité libre, ces cadres transversaux sont fixés chacun de manière rigide au générateur de gaz 4' pour former respectivement un deuxième plan de suspension (appelé plan intermédiaire de suspension) et un troisième plan de suspension (appelé
 30 plan arrière de suspension).

Quant à l'extrémité arrière de la poutre principale 18' du berceau (opposée à l'extrémité avant fixée à la boîte de vitesse 10'), elle est fixée au caisson d'aile ou au pylône 14' de l'avion par l'intermédiaire d'une liaison filtrante de vibrations constituée ici de deux suspensions
 35 souples 24'.

L'invention s'applique encore à un turboréacteur à soufflante carénée pour avion tel que celui représenté sur la figure 3.

5 Ce turboréacteur 2" comprend un générateur de gaz 4" entraînant en rotation un générateur de poussée 6", ce dernier comprenant une soufflante carénée 8" et un réducteur 10" pour la transmission du couple à la soufflante 8".

10 Le générateur de gaz 4" comprend un arbre de turbine basse-pression 12" qui est couplé au réducteur 10" du générateur de poussée par l'intermédiaire d'un accouplement 13" de sorte à assurer un découplage structurel entre le générateur de gaz et le générateur de poussée.

15 Le turboréacteur 2" est destiné à être fixé sur un caisson d'aile ou un pylône 14" de l'avion qu'il propulse par l'intermédiaire d'un berceau 16". Ce dernier est sensiblement identique à ceux décrits précédemment en liaison avec les figures 1 et 2, à savoir qu'il se présente sous la forme d'une structure rigide comprenant une poutre principale 18" qui s'étend parallèlement à un axe longitudinal X-X du générateur de gaz 4" et dont une extrémité avant est fixée de manière rigide au réducteur 10" du générateur de poussée 6" pour former un premier plan de suspension (appelé plan avant de suspension).

20 Le berceau 16" comprend également deux cadres transversaux 20", 22" espacés axialement l'un de l'autre et reliés à la poutre principale 18". Au niveau de leur extrémité libre, ces cadres transversaux sont fixés chacun de manière rigide au générateur de gaz 4" pour former respectivement un deuxième plan de suspension (appelé plan intermédiaire de suspension) et un troisième plan de suspension (appelé plan arrière de suspension).

30 Quant à l'extrémité arrière de la poutre principale 18" du berceau (opposée à l'extrémité avant fixée au réducteur 10"), elle est fixée au caisson d'aile ou au pylône 14" de l'avion par l'intermédiaire d'une liaison filtrante de vibrations constituée ici de deux suspensions souples 24".

REVENDEICATIONS

1. Ensemble propulsif (2 ; 2' ; 2'') pour aéronef, comprenant un générateur de gaz (4 ; 4 ; 4'') couplé par un mécanisme d'accouplement (13 ; 13' ; 13'') à un générateur de poussée (6 ; 6' ; 6'') muni d'une boîte structurale de transmission de couple (10 ; 10' ; 10''), et un berceau rigide (16 ; 16' ; 16'') supportant de manière rigide, d'une part le générateur de poussée au niveau d'un premier plan de suspension, et d'autre part le générateur de gaz au niveau d'un deuxième et d'un troisième plans de suspension distincts, le berceau étant destiné à être relié à un élément structurel (14 ; 14' ; 14'') de l'aéronef par l'intermédiaire d'une liaison souple filtrante de vibrations (24 ; 24' ; 24'').
2. Ensemble propulsif selon la revendication 1, dans lequel le berceau supporte de manière rigide le générateur de poussée au niveau de la boîte de transmission de couple.
3. Ensemble propulsif selon la revendication 2, dans lequel le berceau (16 ; 16' ; 16'') comprend :
- une poutre principale (18 ; 18' ; 18'') qui s'étend parallèlement à un axe longitudinal (X-X) du générateur de gaz, qui est fixée de manière rigide à une extrémité à la boîte de transmission de couple du générateur de poussée pour former le premier plan de suspension et qui, à une extrémité opposée, est destinée à être fixée par la liaison souple filtrante de vibrations à l'élément de structure de l'aéronef ; et
- deux cadres transversaux (20, 22 ; 20', 22' ; 20'', 22'') espacés axialement l'un de l'autre et fixés de manière rigide au générateur de gaz pour former le deuxième et le troisième plans de suspension.
4. Ensemble propulsif selon la revendication 3, dans lequel la fixation de la poutre principale à la boîte de transmission de couple est effectuée par l'intermédiaire d'un treillis de bielles (19).
5. Ensemble propulsif selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel le berceau comprend deux suspensions souples

destinées à former la liaison souple filtrante de vibrations avec l'élément structurel de l'aéronef.

5 6. Ensemble propulsif selon l'une quelconque des revendications
1 à 5, consistant en un turbopropulseur (2) pour avion dans lequel le
générateur de poussée (6) comprend une hélice (8) qui est couplée au
générateur de gaz (4) par l'intermédiaire d'une boîte de vitesse (10).

10 7. Ensemble propulsif selon l'une quelconque des revendications
1 à 5, consistant en un turboréacteur (2') pour avion dans lequel le
générateur de poussée (6') comprend deux hélices contrarotatives (8'a,
8'b) qui sont couplées au générateur de gaz (4') par l'intermédiaire d'une
boîte de vitesse (10').

15 8. Ensemble propulsif selon l'une quelconque des revendications
1 à 5, consistant en un turboréacteur (2'') pour avion dans lequel le
générateur de poussée (6'') comprend une soufflante carénée (8'') qui est
couplée au générateur de gaz (4'') par l'intermédiaire d'un réducteur
(10'').

20

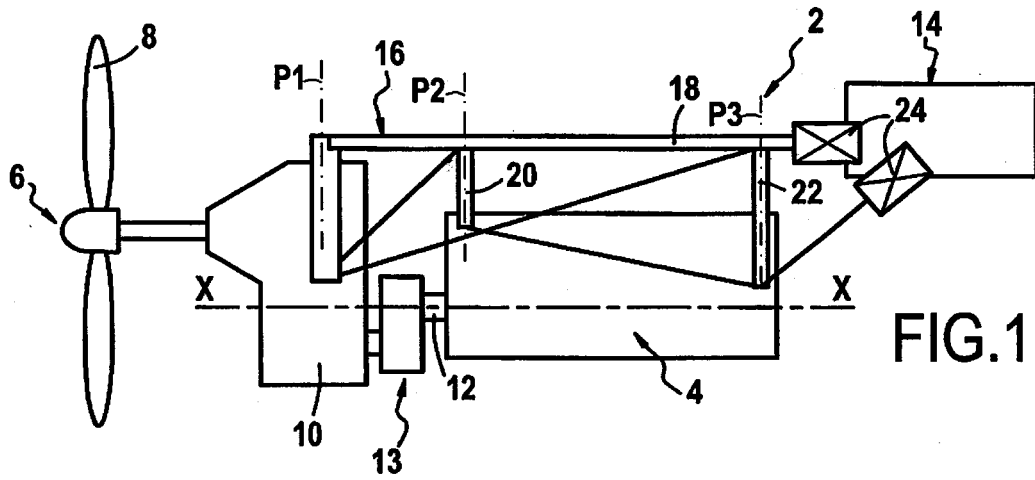


FIG. 1

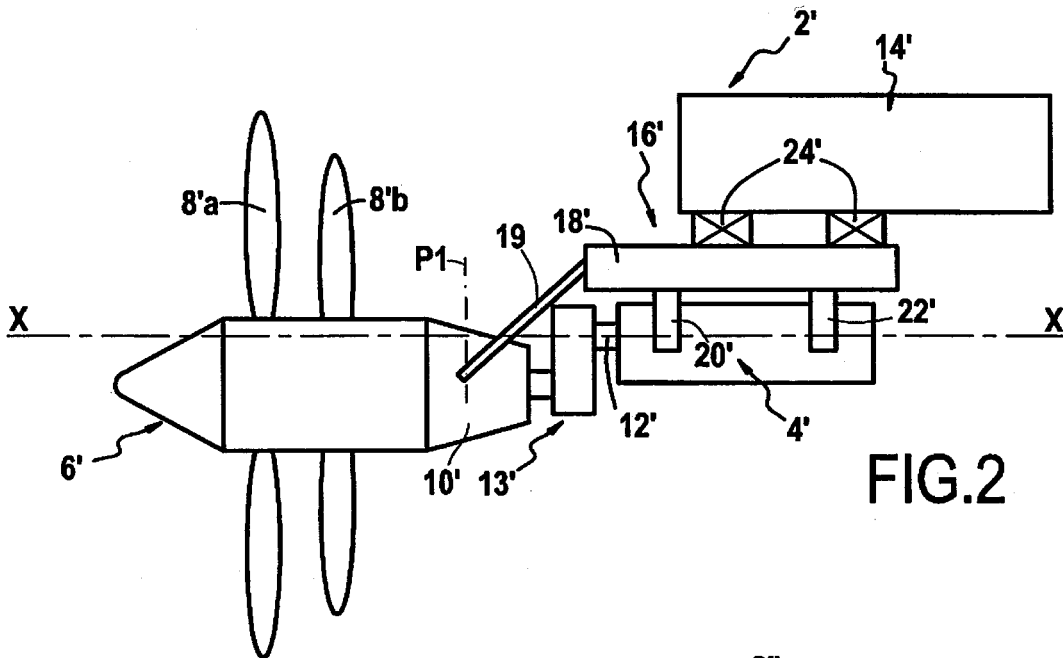


FIG. 2

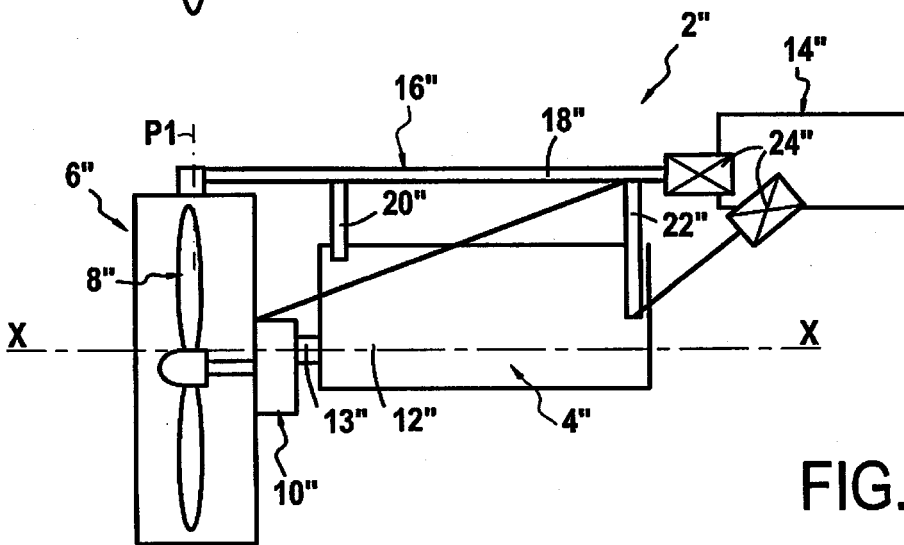


FIG. 3

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

WO 2014/174222 A1 (SNECMA [FR]) 30 octobre 2014 (2014-10-30)

WO 2014/111654 A1 (SNECMA [FR]) 24 juillet 2014 (2014-07-24)

FR 2 995 282 A1 (SNECMA [FR]) 14 mars 2014 (2014-03-14)

EP 2 162 358 A1 (AIRBUS OPERATIONS SAS [FR]) 17 mars 2010 (2010-03-17)

FR 2 917 711 A1 (SNECMA SA [FR]) 26 décembre 2008 (2008-12-26)

US 2013/134257 A1 (BARBER TIM DANIEL [US] ET AL) 30 mai 2013 (2013-05-30)

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