

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

(11) N° de publication :

3 041 991

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

(21) N° d'enregistrement national :

15 59452

(51) Int Cl⁸ : **F 01 D 5/20** (2015.01)

(12)

BREVET D'INVENTION

B1

(54) AERONEF AVEC UN MOYEN DE PROPULSION A SOUFFLANTE DEPORTEE.

(22) Date de dépôt : 05.10.15.

(30) Priorité :

(60) Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

☐ Demande(s) d'extension :

(71) Demandeur(s) : *SNECMA Société anonyme* — FR.

(43) Date de mise à la disposition du public
de la demande : 07.04.17 Bulletin 17/14.

(45) Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 01.05.20 Bulletin 20/18.

(56) Liste des documents cités dans le rapport de
recherche :

Se reporter à la fin du présent fascicule

(72) Inventeur(s) : LEMARCHAND KEVIN, MORGANE,
BOUDEBIZA TEWFIK, CHARIER GILLES, ALAIN et
NOWAKOWSKI NATHALIE.

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

(74) Mandataire(s) : GEVERS & ORES.

FR 3 041 991 - B1



Aéronef avec un moyen de propulsion à soufflante déportée

Domaine de l'invention

- 5 La présente invention concerne le domaine de la propulsion aéronautique. Elle porte sur l'agencement des moteurs de propulsion sur un aéronef.

Etat de la technique

- 10 L'évolution naturelle des turboréacteurs à multi flux est de réduire la poussée spécifique en augmentant le taux de dilution, c'est à dire le rapport du flux secondaire traversant la ou les soufflantes sur le flux d'air primaire traversant le corps central avec la chambre de combustion et les turbines. Dans le cas des turboréacteurs conventionnels avec une turbine liée directement à la soufflante, les taux de dilution sont limités par la vitesse périphérique en tête des aubes de soufflante. Les architectures de type GTF (Geared turbo fan) – turbosoufflante entraînée par l'intermédiaire d'un réducteur de vitesse – ou UHBR (ultra high bypass ratio) – taux de dilution très élevé – répondent partiellement à ce problème en optimisant l'efficacité de la turbine à un régime de soufflante modéré.

- 20 Cependant, l'accroissement supplémentaire du taux de dilution sur de tels moteurs accrochés sous aile serait contraint par la garde au sol minimale de l'avion à respecter dans la mesure où le taux de dilution est lié au diamètre de la soufflante. En outre, des diamètres toujours plus élevés conduiraient à rendre l'architecture de la transmission de puissance plus complexe, entraînant une augmentation, non négligeable, des masses.

25 Une solution consistant à assembler plusieurs soufflantes sur des axes déportés, c'est-à-dire décalés latéralement, permet une augmentation du taux de dilution tout en conservant une garde au sol convenable sous l'aile de l'avion.

- 30 La mise en œuvre de ces dernières architectures implique un certain nombre de contraintes à prendre en compte et à respecter. Il s'agit en particulier des contraintes suivantes :

- Problème lié à la réalisation de la fonction d'inversion de poussée.

Sur les turboréacteurs conventionnels l'inversion de la poussée est réalisée par l'ouverture des capots de la soufflante et l'éjection de l'air inversé sur les côtés extérieurs de la nacelle. L'éjection du flux d'air produit n'est pas possible vers le bas, à 6 heures, en raison de la proximité du sol. Elle est impossible vers le haut, à 12 heures en raison de la présence du pylône d'accrochage du moteur et de l'aile. Elle est impossible aussi sur les côtés intérieurs pour les mêmes raisons liées aux obstacles rencontrés. L'absence ou la limitation de la fonction d'inversion de poussée est un point dur pour les compagnies aériennes.

- Forte pénalité en masse de l'ensemble formé par la nacelle et la suspension du moteur.

Sur les turbosoufflantes conventionnelles, le centre de gravité de l'ensemble formé par la turbomachine et sa suspension doit être positionné entre les accrochages avant et arrière du pylône, afin de ne pas créer d'instabilité. Cependant lorsque la ou les soufflantes sont déportées sur les côtés du générateur de gaz, le fait d'avoir un deuxième module de soufflante à proximité du premier entraîne la localisation du centre de gravité vers l'amont de l'ensemble turbomachine / suspension. Cette disposition près du point d'accrochage amont est une source d'instabilité en vol. De plus, le centre de gravité étant excentré par rapport à l'axe du générateur de gaz, il contribue à imposer des moments de torsion et de flexion au pylône.

- Problème lié au manque d'interchangeabilité des soufflantes.

Sur une turbo soufflante conventionnelle, il n'y a pas de contrainte de symétrie. En revanche dans le cas d'une architecture à multi soufflantes avec une soufflante déportée latéralement, un moteur situé d'un côté ne peut être déplacé sous l'aile du côté opposé de l'avion sans que cela impacte le montage des modules.

- Optimisation du gain de consommation spécifique.

Dans le cadre d'une architecture à un seul pylône, on évite que le pylône ne travaille en torsion et en flexion tout en limitant l'impact de ces efforts sur la masse

de la suspension en contrôlant les poussées fournies par les deux soufflantes. Supprimer cette contrainte reviendrait à ajouter un degré de liberté dans le modèle performance de l'ensemble propulsif. Cela serait un facteur éventuel de gain de consommation spécifique.

5

La présente invention a pour objectif de conserver les avantages de l'architecture à multi soufflantes tout en proposant une nouvelle configuration pour répondre aux problèmes observés, tels que rapportés plus haut, dans le cas des multi soufflantes à soufflantes déportée sous aile, à savoir :

10

- Limitation de la fonction inversion de poussée ;
- Pénalités de masse sur la partie pylône/suspension en raison d'un centre de gravité trop loin de l'aile ;
- Risque de perte de performance avec une consommation des jeux due à la disposition d'un ventre gravité de manière excentrée de l'axe de la

15

- turbomachine ;
- Non interchangeabilité des moteurs à gauche est à droite ;
- Gain en consommation spécifique pas assez favorable.

Exposé de l'invention

20

On parvient à réaliser ces objectifs, conformément à l'invention avec un aéronef comportant un fuselage, deux ailes de part et d'autre du fuselage, deux moyens de propulsion, chacun fixé à une des ailes, caractérisé par le fait que les moyens de propulsion comprennent au moins un turbomoteur et une hélice, l'un des deux

25 étant fixé sous l'aile, l'autre étant fixé sur l'aile, en particulier les axes du turbomoteur et de l'hélice étant situés dans un même plan vertical.

Par turbomoteur, on comprend ici un turboréacteur à multi flux, notamment à deux flux avec une soufflante carénée et un générateur de gaz qui est un moteur à

30 turbine à gaz, la soufflante étant disposée du côté amont du générateur de gaz. Il peut s'agir aussi d'un turbopropulseur, la soufflante étant alors une hélice non carénée. Il peut s'agir aussi d'un turbo réacteur à doublet d'hélices contrarotatives.

Par la suite on emploiera le terme hélice mais celui-ci inclura les soufflantes simples ou multiples ainsi que les hélices simples ou multiples.

Conformément à un mode de réalisation préféré, le turbomoteur est fixé sous l'aile et l'hélice est fixée sur l'aile.

Conformément à une autre caractéristique, le turbomoteur comprend un étage de turbine entraînant l'hélice déportée. De préférence l'hélice déportée est entraînée mécaniquement par ladite turbine.

Conformément à une autre caractéristique, le turbomoteur et/ou l'hélice comporte un moyen inverseur de poussée. Plus particulièrement, au moins celui du turbomoteur ou de l'hélice qui est monté sur l'aile comprend un moyen d'inversion de poussée apte à dévier le flux qui le traverse au moins vers le haut et/ou latéralement.

Alternativement, au moins celui de l'hélice ou du turbomoteur qui est fixé sous l'aile comprend un moyen d'inversion de poussée apte à dévier le flux d'air le traversant au moins en partie latéralement.

Brève description des figures

L'invention sera mieux comprise, et d'autres buts, détails, caractéristiques et avantages de celle-ci apparaîtront plus clairement à la lecture de la description explicative détaillée qui va suivre, de deux modes de réalisation de l'invention donnés à titre d'exemples purement illustratifs et non limitatifs, en référence aux dessins schématiques annexés.

Sur ces dessins :

La figure 1 représente schématiquement en coupe axiale un exemple d'architecture de moteur associé à la voilure d'un aéronef, conforme à l'invention ;

La figure 2 représente le schéma d'un montage vu de face ;

La figure 3 montre une variante de montage, conforme à l'invention.

Description détaillée de modes de réalisation de l'invention

En référence à la figure 1, l'ensemble de propulsion 1 est représenté monté sur la
 voilure 3 d'un aéronef. L'aéronef comporte au moins deux tels ensembles de
 5 propulsion, un sur chaque aile. L'ensemble comprend un turboréacteur 5
 suspendu à un pylône 7 sous l'aile en avant par rapport au bord d'attaque de l'aile.
 Le turboréacteur 5 comprend selon ce mode de réalisation une soufflante 51 à
 l'amont, l'amont étant défini par rapport au sens de déplacement de l'aéronef en
 vol. La soufflante est carénée par un carter 51C. En aval de la soufflante se trouve
 10 le générateur de gaz formé ici d'un moteur à turbine à gaz à double corps : un
 corps BP à basse pression, formé d'un compresseur 52 et d'une turbine 53, et
 d'un corps HP à haute pression, coaxial au corps BP, avec un compresseur 54 et
 une turbine 55. Une chambre de combustion 56 est alimentée par l'air comprimé
 issu des compresseurs 52 et 54 en série. Les gaz produits dans la chambre de
 15 combustion 56 mettent en mouvement successivement la turbine 55 HP et 53 BP
 qui entraînent respectivement les deux compresseurs, 54HP et 52 BP. La turbine
 BP entraîne la soufflante carénée 51 directement ou bien par un réducteur
 approprié. Le canal secondaire en aval de la soufflante 51 est selon ce mode de
 réalisation, court. Le flux secondaire et le flux primaire, ce dernier formant les gaz
 20 produits par la chambre de combustion, sont séparés, les deux flux sont éjectés
 dans l'atmosphère par des tuyères distinctes, concentriques. Le turboréacteur
 pourrait cependant être à flux mélangés, les deux flux étant mélangés en amont
 de la tuyère d'éjection des gaz.

25 En aval de la turbine BP 55, les gaz du flux primaire entraînent une turbine libre.
 Cette turbine 57 entraîne un arbre 57a en rotation.

L'ensemble de propulsion comprend, selon l'invention, une hélice. Selon le mode
 de réalisation représenté, il s'agit d'une soufflante 9, avec son carter 91. La
 30 soufflante est montée sur l'aile par l'intermédiaire d'un pylône 11 ou de toute autre
 structure équivalente formant support de la soufflante sur l'aile. La soufflante peut
 se détacher au dessus de l'aile ou bien être au ras de l'aile selon les conditions
 aérodynamiques recherchées. L'axe de la soufflante 9 est parallèle à celui du

turboréacteur 5. Selon cette représentation, le plan de rotation de la soufflante est en amont du bord d'attaque de l'aile 3.

Le rotor de la soufflante est entraîné en rotation par un arbre intermédiaire 13. Celui-ci est, dans cet exemple, réalisé en deux parties. Une partie inférieure 13i sous l'aile et une partie supérieure 13s. Les deux parties sont reliées l'une à l'autre par un accouplement 13a approprié. Cet accouplement permet le démontage des deux parties de l'arbre intermédiaire. Il permet aussi d'assurer la transmission de mouvement en cas de non alignement résultant de déformations dans la structure susceptibles de survenir en vol. La partie inférieure 13i de l'arbre intermédiaire est entraînée en rotation par l'arbre 57a de sortie de la turbine libre 57 au travers d'un engrenage de renvoi conique 13ic. A l'autre extrémité la partie supérieure 13s engrène avec l'arbre 92a d'entraînement de la soufflante 9 par l'intermédiaire d'un engrenage conique 13sc.

En fonctionnement, le turbomoteur 5 formé par le turboréacteur fournit une partie de la poussée sur l'aéronef par l'ensemble du flux primaire et secondaire qui est produit. La turbine libre 57 entraîne en rotation le rotor de la soufflante 9 par l'arbre intermédiaire 13.

Par rapport à un agencement de l'art antérieur où la soufflante déportée serait au même niveau axial que la soufflante 51 du turboréacteur, le centre de gravité CG de l'ensemble propulsif est décalé vers l'aval car la soufflante déportée 9 est en aval par rapport à la soufflante 51. Cette disposition est favorable en termes de stabilité en vol.

La figure 2 montre la disposition de l'ensemble de propulsion. Les axes du turboréacteur 5 et de la soufflante 9 sont avantageusement dans le même plan vertical ce qui est favorable du point de vue de la stabilité en vol car les forces de poussée sont dans le même plan vertical.

On observe également que par ce moyen le taux de dilution est augmenté par rapport à celui du turbo réacteur mais sans que la garde au sol n'ait été impactée.

Un autre avantage de la solution apparaît sur cette figure. Les portes d'inversion de poussée peuvent être aménagées en cinq secteurs sans qu'il y ait un risque d'interférence des flux inversés avec une surface de l'aéronef. En i1 ou i2 les deux secteurs sont latéraux et permettent de générer des flux inversés, libres d'interférence avec le fuselage, l'aile ou encore le sol.

Il est encore possible d'aménager les inverseurs de poussée sur la soufflante 9. Ici trois orientations sont possibles : deux latérales, i3 et i4, et une, i5, vers le haut.

L'invention ne se limite pas à ce mode de réalisation. Le turboréacteur peut être un autre turbomoteur tel qu'un turbopropulseur avec une hélice à la place de la soufflante 51 ou encore la soufflante 9 peut être remplacée par une hélice.

La figure 3 montre une variante de réalisation où la disposition du turbomoteur 5 est sur l'aile alors que celle de la soufflante 9' est sous l'aile. On retrouve les mêmes éléments que dans la réalisation de la figure 1 mais inversés par rapport à l'aile 3.

REVENDICATIONS

1. Aéronef comportant un fuselage, deux ailes (3) de part et d'autre du fuselage, au moins deux ensembles de propulsion, chacun fixé à une des ailes, caractérisé par le fait que les ensembles de propulsion comprennent au moins un turbomoteur (5) et une hélice (9), l'un des deux étant fixé sous l'aile (3), l'autre fixé sur l'aile, en particulier les axes du turbomoteur et de l'hélice étant situés dans un même plan vertical, et le rotor de l'hélice est entraîné par un arbre intermédiaire (13) comprenant une partie inférieure (13i) sous l'aile (3) et une partie supérieure (13s) sur l'aile (3), la partie inférieure (13i) et la partie supérieure (13s) étant reliées par un accouplement (13a).
2. Aéronef selon la revendication 1 dont le turbomoteur est turboréacteur à multi flux ou bien un turbo propulseur.
3. Aéronef selon l'une des revendications 1 et 2, dont l'hélice est carénée.
4. Aéronef selon l'une des revendications précédentes dont le turbomoteur est fixé sous l'aile (3).
5. Aéronef selon l'une des revendications précédentes, dont l'hélice est fixée sur l'aile (3).
6. Aéronef selon l'une des revendications précédentes dont le turbomoteur (5) comprend un étage de turbine libre (57) entraînant ladite hélice (9).
7. Aéronef selon la revendication précédente dont l'entraînement est mécanique.
8. Aéronef selon l'une des revendications précédentes dont le turbomoteur et/ou l'hélice est équipé d'un inverseur de poussée.
9. Aéronef selon la revendication précédente dont au moins celui du turbomoteur ou de l'hélice qui est monté sur l'aile comprend un moyen d'inversion de poussée apte à dévier le flux d'air qui le traverse au moins vers le haut et/ou latéralement.
10. Aéronef selon l'une des revendications précédentes dont au moins celui de l'hélice ou du turbomoteur qui est fixé sous l'aile comprend un moyen d'inversion de poussée apte à dévier le flux d'air qui le traverse au moins en partie latéralement.

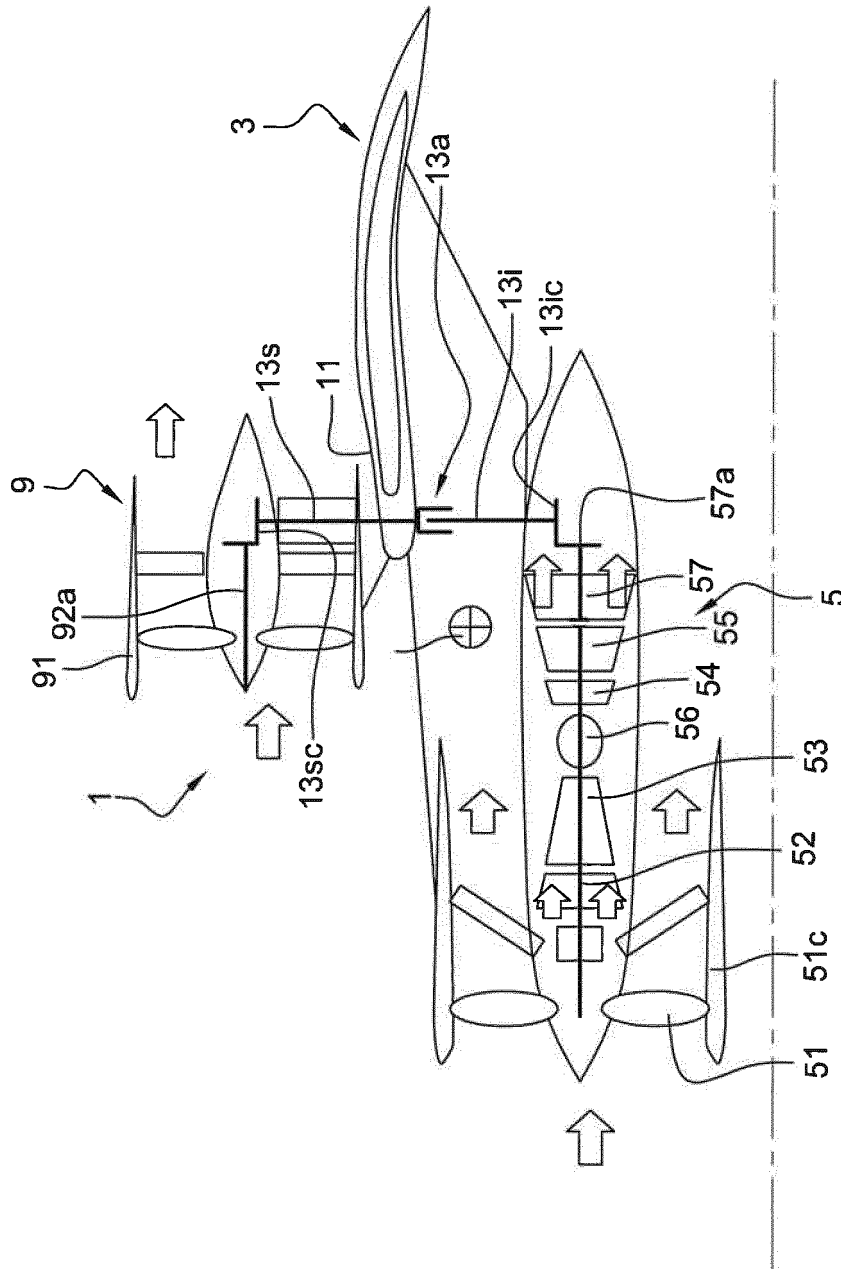


Fig. 1

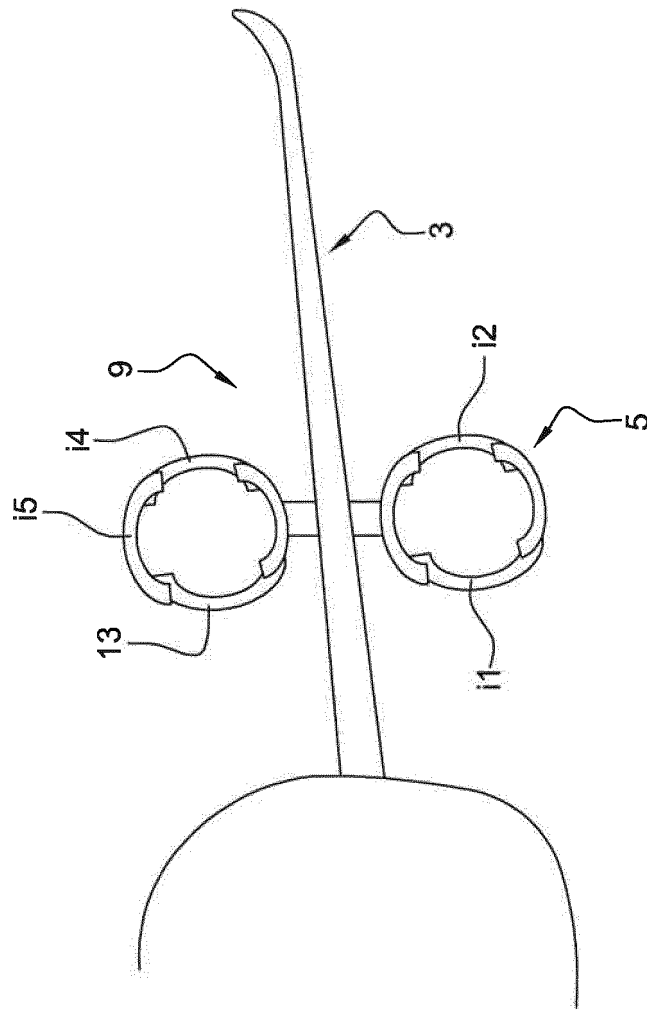


Fig. 2

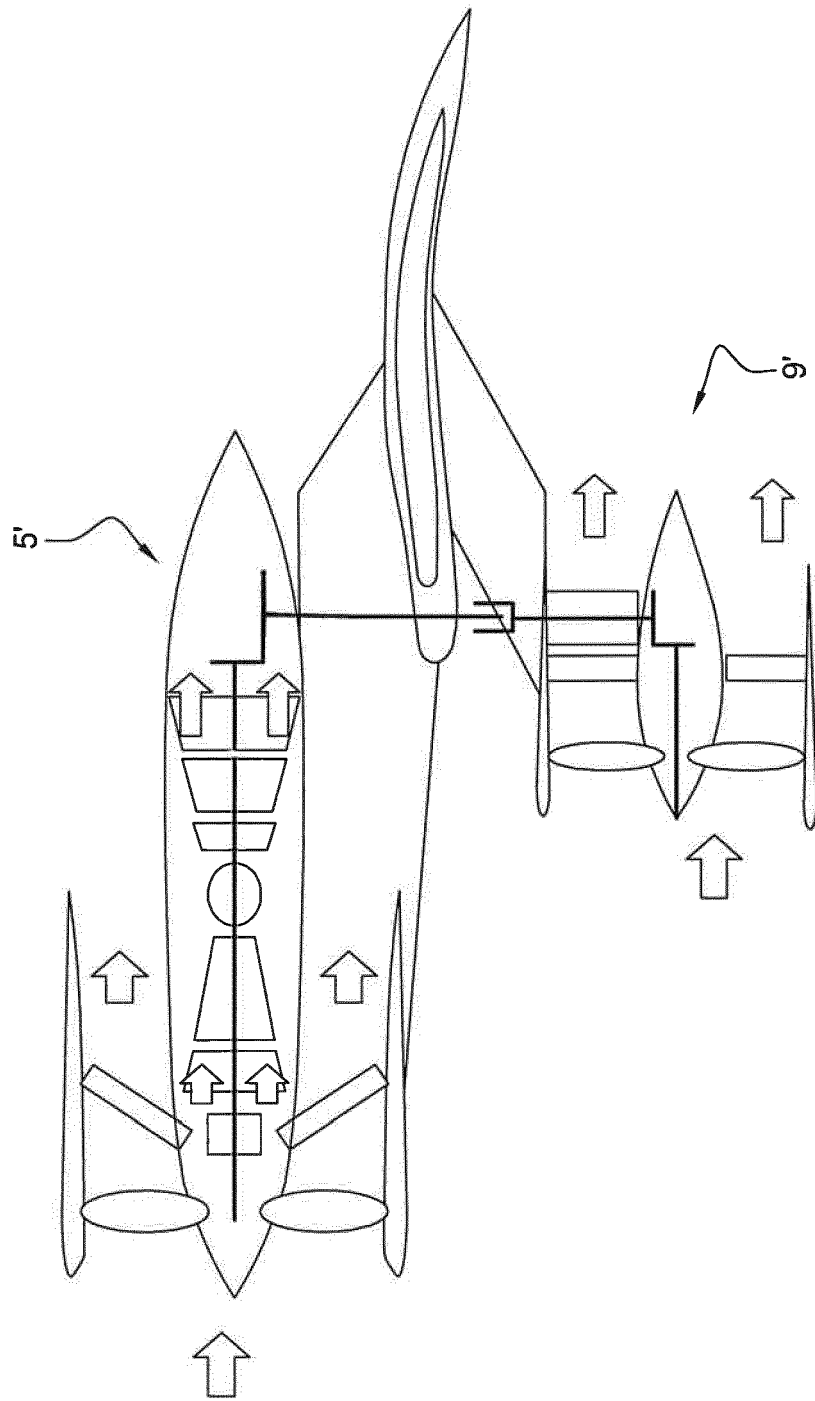


Fig. 3

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 2015/069147 A1 (SHVEDOV VLADIMIR TARASOVICH [RU]) 14 mai 2015 (2015-05-14)

US 3 054 577 A (ERICH WOLF ET AL) 18 septembre 1962 (1962-09-18)

FR 2 698 068 A1 (AIRBUS IND [FR]) 20 mai 1994 (1994-05-20)

GB 2 268 138 A (ROLLS ROYCE [GB]) 5 janvier 1994 (1994-01-05)

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