(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
26 janvier 2017 (26.01.2017)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2017/013363 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64D 27/14 (2006.01) *B64D 33/04* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2016/051885

(22) Date de dépôt international :
21 juillet 2016 (21.07.2016)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1556952 22 juillet 2015 (22.07.2015) FR

(71) Déposant : **SAFRAN AIRCRAFT ENGINES** [FR/FR]; 2 boulevard du Général Martial Valin, 75015 Paris (FR).

(72) Inventeur : **TANTOT, Nicolas, Jérôme, Jean**; Safran Aircraft Engines PI (AJI), Rond-Point René Ravaud-Réau, 77550 Moissy-cramayel Cedex (FR).

(74) Mandataires : **BARBE, Laurent** et al.; Gevers & Ores, 41 avenue de Friedland, 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, 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, KN, KP, KR, 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))*

[Suite sur la page suivante]

(54) **Title** : AIRCRAFT COMPRISING A PROPULSION ASSEMBLY INCLUDING A FAN ON THE REAR OF THE FUSELAGE

(54) **Titre** : AERONEF AVEC UN ENSEMBLE PROPULSIF COMPRENANT UNE SOUFFLANTE A L'ARRIERE DU FUSELAGE

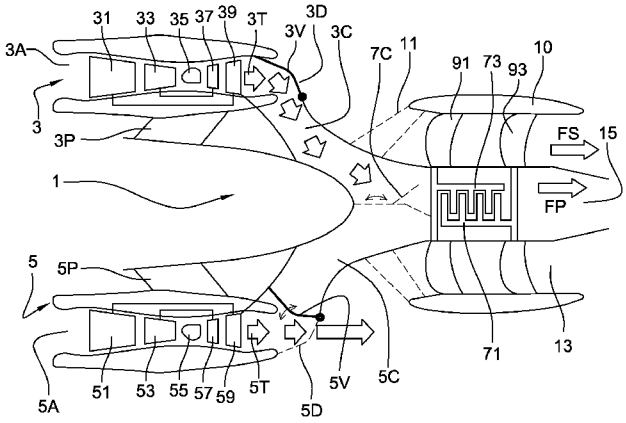


Fig. 1

(57) **Abstract** : The present invention relates to an aircraft comprising a fuselage (1) and a thruster downstream of the fuselage. The thruster includes a power turbine (7), located inside a main flow jet, and at least one fan (9), located inside a secondary flow jet and mechanically driven by the power turbine. The main flow jet of the power turbine and the secondary flow jet of the fan are concentric. The power turbine is supplied with gases from two gas turbine gas generators (3, 5) via two supply channels. Said aircraft is characterized in that said gas turbine gas generators have axes parallel to that of the fuselage. The air inlet sleeve (3A, 5A) is spaced apart from the fuselage, and the supply channels (3C, 5C) each have a hatch (3V, 5V) for controlling the flow between a position for guiding the gas flow to the power turbine and a position for ejecting the gases into the atmosphere while bypassing the power turbine. ,

(57) **Abrégé** :

[Suite sur la page suivante]

WO 2017/013363 A1

— *avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues (règle 48.2.h))*

La présente invention porte sur un aéronef comportant un fuselage (1) et un propulseur en aval du fuselage, le propulseur comprenant une turbine (7) de puissance à l'intérieur d'une veine de flux primaire et au moins une soufflante (9) à l'intérieur d'une veine de flux secondaire et entraînée mécaniquement par la turbine de puissance, la veine de flux primaire de la turbine de puissance et la veine de flux secondaire de la soufflante étant concentriques, la turbine de puissance étant alimentés en gaz issus de deux générateurs (3, 5) de gaz à turbine à gaz par deux canaux d'alimentation, caractérisé par le fait que les dits générateurs à turbine à gaz sont d'axes parallèles à celui du fuselage, leur manche d'entrée d'air (3A; 5A) étant espacée du fuselage et les canaux d'alimentation 3C;5C) présentent chacun une trappe (3V;5V) de commande du flux entre une position de guidage du flux gazeux vers la turbine de puissance et une position d'éjection des gaz dans l'atmosphère en contournant la turbine de puissance.

AERONEF AVEC UN ENSEMBLE PROPULSIF COMPRENANT UNE SOUFFLANTE A L'ARRIERE DU FUSELAGE

Domaine de l'invention

La présente invention concerne le domaine aéronautique dans lequel les aéronefs sont propulsés par un ensemble de rotors de soufflantes disposés à l'arrière dans le prolongement du fuselage. Les rotors de soufflantes sont entraînés par des turbines libres, contrarotatives, alimentées par des générateurs de gaz formés de turboréacteurs.

Etat de la technique

Il a été proposé dans la demande de brevet FR-A1-2 997 681, une nouvelle architecture d'aéronef permettant de réduire les nuisances sonores et la consommation de carburant de l'aéronef en limitant la traînée aérodynamique.

Dans une telle architecture, un aéronef est propulsé par un système de propulsion à soufflantes contrarotatives, intégré à l'arrière du fuselage de l'aéronef, dans le prolongement de celui-ci. Le système de propulsion comprenant au moins deux générateurs de gaz qui alimentent une turbine de puissance ayant deux rotors contrarotatifs pour entraîner deux rotors de soufflantes, les soufflantes étant disposées en aval des générateurs de gaz, et partiellement alimentées par la couche limite développée au voisinage du fuselage de l'avion. Les générateurs de gaz sont des moteurs à turbine à gaz incorporés au fuselage avec des entrées d'air distinctes qui alimentent chacune un générateur de gaz. Lesdites entrées d'air sont disposées latéralement par rapport au

fuselage de l'aéronef, et absorbent une partie au moins de la couche limite formée autour du fuselage. Le diamètre de la nacelle enveloppant les rotors de soufflantes est, selon cette réalisation, sensiblement égal à celui de la plus grande section du fuselage de l'aéronef. Cette nacelle intègre la turbine de puissance.

Dans une telle solution, en cas de défaillance de la partie du système de propulsion composée de la turbine contrarotative et des soufflantes contrarotatives, le maintien de la capacité à générer de la poussée peut ne pas être assuré. Par exemple, en cas de destruction des aubages de la turbine contrarotative, une obstruction totale du flux interne chaud par les débris peut se produire. Il s'ensuivrait la perte totale de poussée ainsi qu'une probabilité de pompage élevée des générateurs de gaz en raison de la brutale variation de section débitante.

Il est également connu du document US 3 366 350 un aéronef équipé d'une soufflante alimentée par les gaz de deux générateurs de gaz en cas d'avarie de la soufflante. La soufflante est disposée dans une enveloppe qui est agencée à l'arrière du fuselage et de manière séparée. Les deux générateurs de gaz sont installés chacun dans un carénage dont au moins une partie est intégrée à l'enveloppe de la soufflante. Les deux générateurs de gaz alimentent chacun une portion des aubes de turbine situées en périphérie de la soufflante.

Par ailleurs, le mode d'installation des générateurs de gaz totalement intégrés au fuselage suppose un agencement des entrées d'air permettant de ne pas alimenter les générateurs avec la couche limite développée sur le fuselage avion ; cette dernière présentant une vitesse

sensiblement inférieure à la vitesse de vol, est préjudiciable au rendement thermique des générateurs de gaz.

La présente invention a pour objet de fournir une solution adaptée au type d'architecture d'aéronef et de propulseur qui vient d'être décrit pour que l'ensemble fonctionne de manière optimale indépendamment des différentes conditions de vol.

Ainsi, plus particulièrement, un objectif est d'alimenter les générateurs de gaz sans ingestion de couche limite fuselage ni de distorsion de flux, pour en maximiser le rendement thermique. Il s'agit aussi de maintenir la capacité à alimenter le propulseur avec le maximum d'air issu de la couche limite afin d'en maximiser le rendement propulsif.

La présente invention a également pour objectif de maintenir une capacité de poussée en cas de défaillance majeure du module propulseur.

La présente invention a également comme objectif, en cas de défaillance du propulseur, d'assurer la ségrégation des flux entre les parties fonctionnelles du système propulsif et les parties qui ne sont plus fonctionnelles.

La présente invention a également comme objectif de mettre en œuvre une installation des générateurs de gaz compatible avec les exigences de certification, notamment vis-à-vis des risques de « cross-débris ». Par ce terme on désigne l'endommagement de l'un des générateurs de gaz par les débris provenant de l'autre générateur.

Exposé de l'invention

On atteint ces objectifs avec un aéronef comportant un fuselage et un propulseur en aval du fuselage, le propulseur comprenant une turbine de puissance à l'intérieur d'une veine de flux primaire et au moins une soufflante à l'intérieur d'une veine de flux secondaire et entraînée mécaniquement par la turbine de puissance, la veine de flux primaire et la veine de flux secondaire étant concentriques, la turbine de puissance étant alimentée en gaz issus de deux générateurs de gaz à turbine à gaz par deux canaux d'alimentation, les dits générateurs de gaz étant d'axes parallèles à celui du fuselage, espacés du fuselage et les canaux d'alimentation présentant chacun une trappe de commande du flux mobile entre une position de guidage du flux gazeux vers la turbine de puissance et une position d'éjection des gaz issus du générateur de gaz dans l'atmosphère en contournant la turbine de puissance, la turbine de puissance comportant deux rotors coaxiaux et contrarotatifs entraînant chacun un rotor de soufflante contrarotative, et les deux canaux d'alimentation convergeant en amont de la turbine de puissance en un unique conduit d'entrée.

Cette solution assure le positionnement des générateurs de gaz de manière suffisamment éloignée du fuselage pour que leurs manches d'entrées d'air soient écartées du fuselage et qu'ils n'ingèrent pas cette couche limite, pénalisante sur le plan du rendement thermique de la turbomachine, en particulier, du rendement propulsif. D'autre part, l'agencement proposé par l'invention de part et d'autre du fuselage par rapport à son axe longitudinal limite le risque de « cross débris ».

Cette configuration permet également un mélange des flux gazeux chauds issus des deux générateurs de gaz qui s'effectue en amont de la turbine de puissance avant d'alimenter la turbine de puissance. Ce mélange préalable est un facteur d'homogénéisation circonférentielle de l'écoulement permettant d'assurer un fonctionnement de la turbine de puissance avec des conditions aérodynamiques similaires à celles de turbines conventionnelles. Cela permet donc une amélioration du rendement de la turbine de puissance et de sa durée de vie.

Il est à noter que cette solution se distingue de celle présentée dans le brevet EP 1 267 064 au nom du présent déposant qui porte sur un moteur à configuration variable fonctionnant de manière nominale alternativement en subsonique et en supersonique, là où l'invention a pour but de fournir un dispositif palliatif en cas de panne du propulseur principal situé dans la pointe arrière de l'avion. L'architecture d'un aéronef supersonique n'est pas concernée au premier ordre par une problématique d'optimisation du rendement des générateurs de gaz, vis-à-vis de l'ingestion de la couche limite ingérée développée sur le fuselage. En particulier, l'architecture de cette turbomachine a essentiellement pour vocation d'introduire la possibilité de faire varier le taux de dilution global de la motorisation par activation lors de phases de vol croisière d'une soufflante auxiliaire, entraînée par une turbine alimentée en partie des gaz éjectés par les deux générateurs de gaz. Un tel concept n'a aucun lien avec la notion d'ingestion de couche limite sur un aéronef. Elle ne permet pas non plus une homogénéisation des gaz chauds avant l'alimentation de la turbine.

De préférence, au moins deux générateurs de gaz sont espacés de toute voilure de l'aéronef.

En particulier, les générateurs de gaz sont montés respectivement sur le fuselage par l'intermédiaire de pylônes qui créent un espace entre une paroi du fuselage et la manche d'entrée d'air de chacun des générateurs de gaz de manière que leurs manches d'entrées d'air n'ingèrent pas la couche limite.

De manière encore plus préférentielle, les deux générateurs de gaz sont masqués l'un par rapport à l'autre par le fuselage de l'avion.

Ici le risque de « cross débris » est encore diminué en raison de la présence du fuselage entre les deux générateurs de gaz.

Selon une autre caractéristique de l'invention, le rayon moyen de la turbine de puissance est inférieur au rayon moyen de la soufflante.

Suivant une autre caractéristique de l'invention, le conduit d'entrée en amont de la turbine de puissance présente une section circulaire. Une telle configuration permet également une alimentation circonférentielle et homogène de la turbine de puissance soit sur 360°. En particulier, elle participe à l'amélioration du rendement de la turbine de puissance.

Avantageusement, les canaux d'alimentation comportent des moyens d'éjection des gaz dans l'atmosphère qui forment des éléments de paroi desdits canaux d'alimentation lorsque les trappes sont positionnées pour guider le flux gazeux vers la turbine de puissance.

En effet, la propulsion de l'aéronef est optimisée pour faire fonctionner le propulseur en aval des générateurs de gaz. Leur intégration dans la paroi des canaux d'alimentation permet de minimiser les perturbations de l'écoulement extérieur lors de ce fonctionnement.

Plus particulièrement la trappe de commande du flux d'air issu de chaque générateur de gaz comprend un élément de paroi mobile entre une position d'obturation du canal d'alimentation et d'ouverture d'éjection du flux parallèlement à l'axe du fuselage, et une position de guidage du flux dans le canal d'alimentation.

Avantageusement, les générateurs de gaz sont des turboréacteurs mono-flux et plus particulièrement les turboréacteurs sont à double corps.

Notamment le canal d'éjection issu des turboréacteurs est convergent. Ainsi dans l'invention, l'éjection des gaz chauds dans le cas de la panne propulseur principal (considérée comme un mode de secours) est réalisée au travers d'une grille de type inverseur de poussée, dont la section de passage est rendue légèrement convergente, faisant ainsi office de tuyère simplifiée et générant une poussée dans l'axe de l'avion.

En particulier, en cas de défaillance totale des deux rotors de soufflante, les générateurs de gaz continuent à générer une poussée en mode dégradée via l'éjection par une tuyère.

Présentation 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, d'un mode de réalisation de l'invention donné à titre d'exemple purement illustratif et non limitatif, en référence au dessin schématique annexé. Sur ces dessins :

La figure 1 est une représentation schématique d'un ensemble propulsif selon l'invention ; la moitié supérieure montre la trappe en position de fonctionnement normal du moteur, la moitié inférieure montre la trappe en position d'obturation du canal d'alimentation de la turbine.

La figure 2 présente l'installation de l'ensemble propulsif de la figure 1 sur un aéronef selon l'invention.

Description détaillée d'un mode de réalisation de l'invention.

En référence aux figures 1 et 2, l'ensemble propulsif est monté à l'arrière de l'aéronef, sur la partie arrière du fuselage 1. Sur ce fuselage sont montés les deux générateurs 3 et 5 de gaz respectivement suivant un axe parallèle à celui du fuselage. Chaque générateur de gaz 3, 5 est monté sur le fuselage avec un espace entre le fuselage et les générateurs de gaz. Cet espace permet d'éviter l'ingestion de l'air de la couche limite formée le long de la paroi du fuselage. Chaque générateur de gaz 3, 5 comprend une manche d'entrée d'air. Dans le présent exemple, chaque générateur de gaz 3, 5 est monté respectivement sur le fuselage par l'intermédiaire de pylônes 3p et 5p. Ces deux pylônes permettent de réserver

un espace suffisant entre la paroi du fuselage et la manche d'entrée d'air de chacun des moteurs, 3a et 5a évitant ainsi que l'air de la couche limite ne soit dirigé vers les manches d'entrée d'air des générateurs de gaz, tout en alimentant les soufflantes 91 et 93 du propulseur.

Comme on peut le voir sur la figure 2, le positionnement des pylônes 3p et 5p, ici de manière latérale à l'arrière du fuselage 1, éloigne les générateurs 3 et 5 à la fois des ailes 12, situées sensiblement dans la partie médiane du fuselage, et de l'empennage arrière, formé ici d'une dérive verticale 13 supportant deux ailerons 14. Plus précisément, les générateurs de gaz sont à la hauteur du fuselage disposé latéralement et les ailerons sont verticalement à distance du fuselage. De plus, les deux générateurs 3, 5 sont ici installés en amont de la queue du fuselage 1, dans une région où le diamètre du fuselage permet à ce dernier de masquer chaque générateur par rapport à l'autre et les ailerons sont à distances des turbines des générateurs de gaz pour éviter qu'un éclatement de disque de turbine ne crée des dommages sur l'autre générateur de gaz ou les ailerons.

Les générateurs de gaz sont, dans l'exemple illustré ici, des turboréacteurs mono-flux à double corps. Ils comprennent ainsi un corps basse pression formé d'un rotor avec un compresseur 31 ; 51 et une turbine 39 ; 59, et d'un rotor haute pression formé d'un compresseur 33 ; 53 et d'une turbine 37 ; 57. Les compresseurs alimentent en air une chambre de combustion 35 ; 55 dont les gaz produits entraînent les turbines haute pression et basse pression successivement. Les gaz sont guidés vers les canaux d'échappement 3T et 5T immédiatement en aval des turbines. Ces canaux sont prolongés par des conduits 3C

et 5C qui convergent vers un unique conduit d'entrée 7C du propulseur situé en aval du fuselage.

L'espace suffisant entre l'axe du fuselage et l'axe du générateur de gaz peut être compris entre 0.5 et 1.5 fois le diamètre du compresseur.

Le propulseur comprend une turbine 7 de puissance située dans l'axe de rotation du propulseur ou à proximité de celui-ci. Comme cela est visible sur les figures 1 et 2, l'axe de rotation du propulseur est sensiblement coaxial à l'axe du fuselage. La turbine 7 de puissance est formée de deux rotors de turbines coaxiaux et contrarotatifs, 71 et 73, dans l'axe du fuselage. La veine de gaz entraînant la turbine contrarotative constitue la veine de flux primaire. Chaque rotor de turbine est solidaire mécaniquement d'un rotor extérieur de soufflante concentrique, 91 respectivement 93. La soufflante contrarotative 9 tourne à l'intérieur du carter de soufflante 10 qui est relié par des bras 11 au fuselage 1 et qui définit la veine de flux secondaire.

Des trappes 3V et 5V sont disposées en aval des canaux d'échappement 3T et 5T des deux générateurs de gaz 3 et 5. Elles peuvent pivoter autour d'un axe situé en aval par rapport au canal d'échappement respectif. Ces trappes forment des éléments de la paroi de guidage du flux gazeux issu du canal d'échappement 3T et 5T. En d'autres termes, ces trappes forment des éléments de la paroi des canaux d'alimentation 3C, 5C.

En fonctionnement normal, les gaz issus des canaux d'échappement sont guidés dans les conduits 3C et 5C d'alimentation du propulseur. Les deux flux convergent vers l'unique conduit d'entrée du propulseur. Comme cela

est visible sur la figure 1, le conduit d'entrée est agencé en amont des soufflantes. En particulier, le conduit d'entrée 7 est localisé en amont de la turbine de puissance 7. Les flux de gaz chauds sont mélangés en amont de la turbine de puissance qui permet une homogénéisation du flux sur l'ensemble de la turbine de puissance pour son alimentation. Le conduit d'entrée 7 présente une section circulaire qui participe également à une alimentation homogène des rotors de turbines. Les flux constituent le flux primaire qui met en mouvement de rotation la turbine contrarotative 7 avant d'être éjecté dans l'atmosphère à travers la tuyère de flux primaire 15. Les deux rotors de turbine 71 et 73 entraînent en rotation chacun les deux rotors 91, 93 de la soufflante 9 contrarotative. Ces derniers aspirent l'air extérieur dans le volume défini par le carter de soufflante et la carène de la veine primaire. L'air traversant la soufflante constitue le flux secondaire.

Par ailleurs, en fonctionnement normal, chaque trappe 3V, 5V est positionnée de manière à s'intégrer dans le prolongement de la paroi, entre le canal d'échappement 3T, 5T et le canal d'admission 3C, 5C. De cette manière, l'écoulement extérieur à l'aéronef et aux générateurs de gaz est le moins perturbé possible.

Lorsqu'une panne intervient sur le propulseur avec un risque d'obturation de la veine du flux primaire, ce qui engendrerait une perte totale de propulsion, il est possible avec l'agencement de l'invention d'assurer la propulsion de l'aéronef directement par les gaz issus des générateurs de gaz 3 et 5. Les trappes 3V et 5V sont pivotées autour de leur axe de rotation de manière à obstruer les canaux vers les conduits 3C et 5C d'alimentation du propulseur. En pivotant, les trappes 3V

et 5V découvrent une partie, 3D ; 5D, de la paroi dans l'axe du canal d'échappement 3T et 5T associé, formant ainsi un moyen d'échappement des gaz de chaque générateur de gaz vers l'atmosphère. Ainsi la continuité de la propulsion est assurée.

REVENDICATIONS

1. Aéronef comportant un fuselage (1) et un propulseur en aval du fuselage, le propulseur comprenant une turbine (7) de puissance à l'intérieur d'une veine de flux primaire et au moins une soufflante (9) à l'intérieur d'une veine de flux secondaire et entraînée mécaniquement par la turbine de puissance, la veine de flux primaire de la turbine de puissance et la veine de flux secondaire de la soufflante étant concentriques, la turbine de puissance étant alimentés en gaz issus d'au moins deux générateurs de gaz (3, 5) à turbine à gaz par au moins deux canaux d'alimentation, les dits générateurs à turbine à gaz étant d'axes parallèles à celui du fuselage, espacés du fuselage, et les canaux d'alimentation (3C ;5C) présentant chacun une trappe (3V ;5V) de commande du flux entre une position de guidage du flux gazeux vers la turbine de puissance et une position d'éjection des gaz dans l'atmosphère en contournant la turbine de puissance, caractérisé par le fait que la turbine (7) de puissance comporte deux rotors coaxiaux et contrarotatifs (71, 73) entraînant chacun un rotor de soufflante (91, 93) contrarotative, et en ce que les deux canaux d'alimentation (3C ; 5C) convergent en amont de la turbine de puissance en un unique conduit d'entrée (7C).

2. Aéronef selon la revendication 1, caractérisé en ce que lesdits générateurs de gaz sont montés respectivement sur le fuselage par l'intermédiaire de pylônes créent un espace entre une paroi du fuselage et la manche d'entrée d'air de chacun des générateurs de gaz (3, 5).

3. Aéronef selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que les deux générateurs de gaz sont espacés de toute voilure (6, 7, 8) de l'aéronef.

4. Aéronef selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que les deux générateurs de gaz (3, 5) sont masqués l'un par rapport à l'autre par le fuselage (1) de l'avion.

5. Aéronef selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que les canaux d'alimentation (3C ; 5C) comportent des moyens d'éjection des gaz dans l'atmosphère qui forment des éléments de paroi desdits canaux d'éjection lorsque les trappes (3V ; 5V) sont positionnées pour guider le flux gazeux vers la turbine de puissance (7).

6. Aéronef selon la revendication précédente, caractérisé en ce que la trappe (3V ; 5V) de commande du flux comprend un élément de paroi mobile entre une position d'obturation du canal d'alimentation et d'ouverture d'éjection du flux parallèlement à l'axe du fuselage et une position de guidage du flux dans le canal d'alimentation.

7. Aéronef selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que les générateurs de gaz sont des turboréacteurs mono-flux.

8. Aéronef selon la revendication précédente, caractérisé en ce que les turboréacteurs sont à double corps.

9. Aéronef selon la revendication précédente, caractérisé en ce que le canal d'alimentation issu des turboréacteurs est convergent.

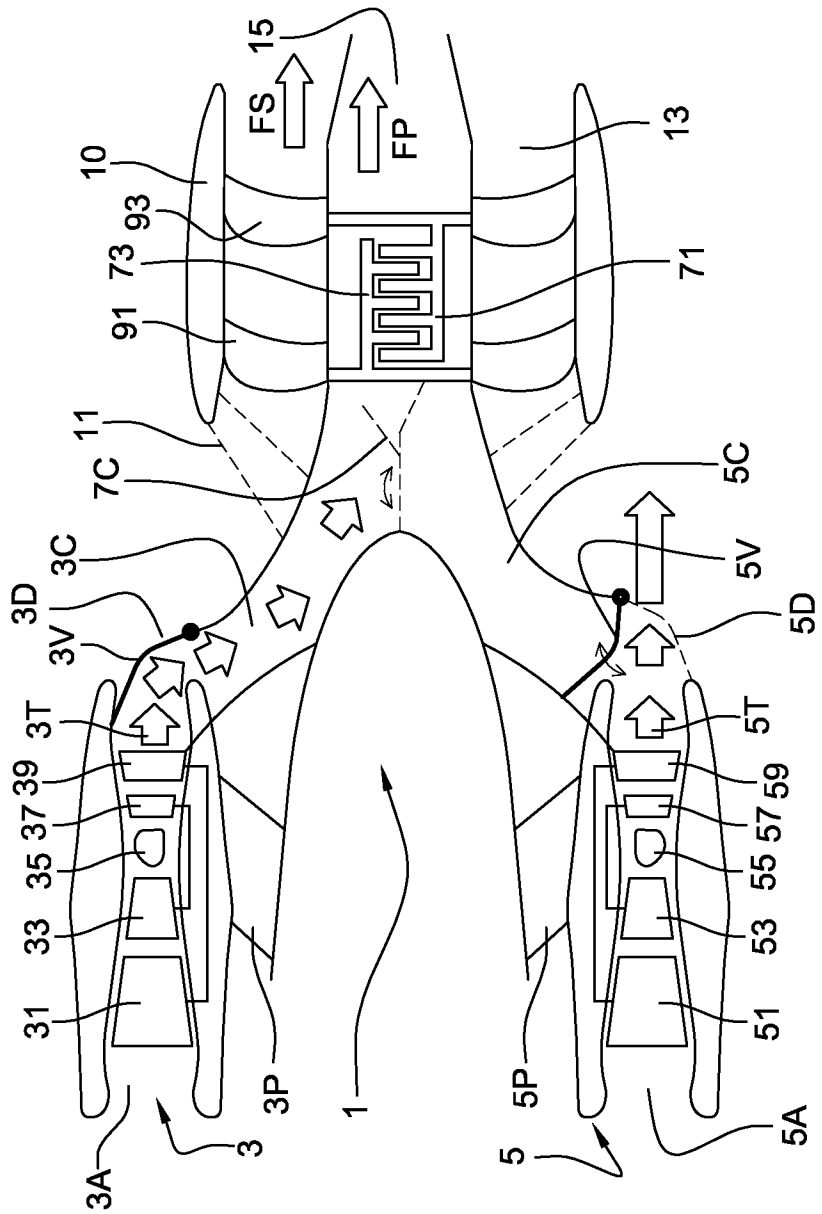

15
FS
FP
13
10
93
73
91
71
11
7C
5C
3C
5V
3D
3V
5D
3T
5T
39
59
37
57
35
55
33
53
31
51
3P
5P
1
3A
3
5
5A

Fig. 1

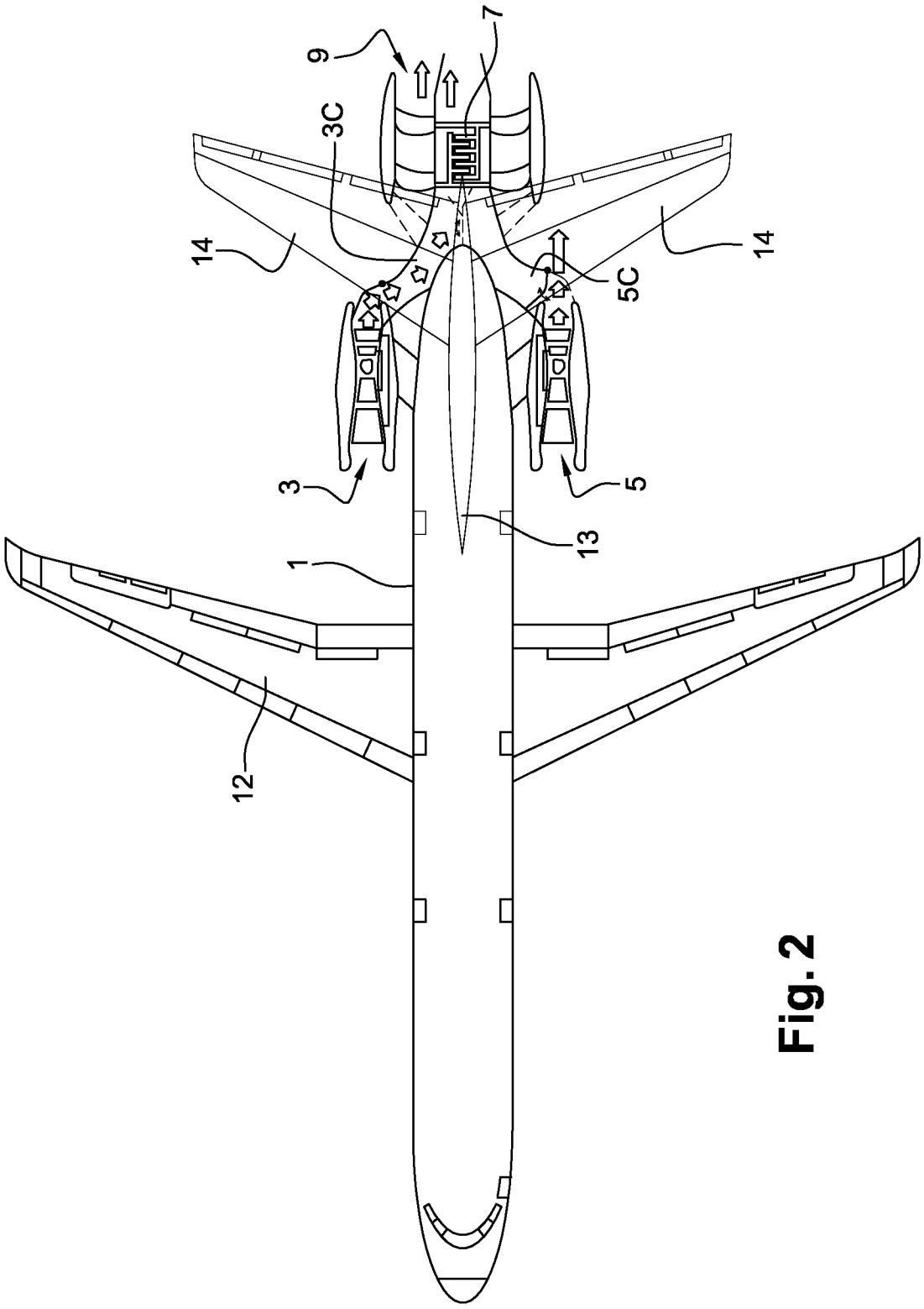


Fig. 2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2016/051885

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. B64D27/14 B64D33/04
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)
B64D F02C 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.
Y	EP 1 267 064 A1 (SNECMA MOTEURS [FR]) 18 December 2002 (2002-12-18) cited in the application paragraphs [0021] - [0027]; figures	1-9
Y	FR 2 997 681 A1 (SNECMA [FR]) 9 May 2014 (2014-05-09) cited in the application page 4, lines 13-21	1-9
Y	US 3 366 350 A (FRITZ HOFFERT ET AL) 30 January 1968 (1968-01-30) column 1, line 67 - column 4, line 8; figures	2,3
A	FR 1 443 200 A (BRISTOL SIDDELEY ENGINES LTD) 24 June 1966 (1966-06-24) page 2, paragraph 4; figure 4	1-9

-/--

[X] Further documents are listed in the continuation of Box C.

[X] 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	Date of mailing of the international search report
9 November 2016	16/11/2016

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Vermeulen, Tom

2

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (April 2005)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2016/051885

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 3 060 685 A (EDUARD TONNIES ET AL) 30 October 1962 (1962-10-30) column 2, line 41 - column 3, line 11; figures	1-8

A	US 3 099 425 A (WILHELM FRICKE) 30 July 1963 (1963-07-30) column 2, lines 12-22; figures	1-9

2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2016/051885

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 1267064 A1	18-12-2002	CA 2389525 A1	14-12-2002
		DE 60211803 T2	30-11-2006
		EP 1267064 A1	18-12-2002
		FR 2826054 A1	20-12-2002
		JP 4005851 B2	14-11-2007
		JP 2003065155 A	05-03-2003
		US 2002189230 A1	19-12-2002
		US 2005211822 A1	29-09-2005
FR 2997681 A1	09-05-2014	CA 2890274 A1	15-05-2014
		CN 104781143 A	15-07-2015
		EP 2917108 A1	16-09-2015
		FR 2997681 A1	09-05-2014
		JP 2016505434 A	25-02-2016
		US 2015291285 A1	15-10-2015
		WO 2014072615 A1	15-05-2014
US 3366350 A	30-01-1968	FR 1472962 A	17-03-1967
		GB 1047990 A	09-11-1966
		US 3366350 A	30-01-1968
FR 1443200 A	24-06-1966	NONE	
US 3060685 A	30-10-1962	NONE	
US 3099425 A	30-07-1963	NONE	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2016/051885

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. B64D27/14 B64D33/04
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)
B64D F02C 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
Y	EP 1 267 064 A1 (SNECMA MOTEURS [FR]) 18 décembre 2002 (2002-12-18) cité dans la demande alinéas [0021] - [0027]; figures	1-9
Y	FR 2 997 681 A1 (SNECMA [FR]) 9 mai 2014 (2014-05-09) cité dans la demande page 4, lignes 13-21	1-9
Y	US 3 366 350 A (FRITZ HOFFERT ET AL) 30 janvier 1968 (1968-01-30) colonne 1, ligne 67 - colonne 4, ligne 8; figures	2,3
A	FR 1 443 200 A (BRISTOL SIDDELEY ENGINES LTD) 24 juin 1966 (1966-06-24) page 2, alinéa 4; figure 4	1-9

-/--

[X] Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

[X] 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	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
9 novembre 2016	16/11/2016

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Vermeulen, Tom

2

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 3 060 685 A (EDUARD TONNIES ET AL) 30 octobre 1962 (1962-10-30) colonne 2, ligne 41 - colonne 3, ligne 11; figures	1-8

A	US 3 099 425 A (WILHELM FRICKE) 30 juillet 1963 (1963-07-30) colonne 2, lignes 12-22; figures	1-9

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/FR2016/051885

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 1267064 A1	18-12-2002	CA 2389525 A1	14-12-2002
		DE 60211803 T2	30-11-2006
		EP 1267064 A1	18-12-2002
		FR 2826054 A1	20-12-2002
		JP 4005851 B2	14-11-2007
		JP 2003065155 A	05-03-2003
		US 2002189230 A1	19-12-2002
		US 2005211822 A1	29-09-2005
FR 2997681 A1	09-05-2014	CA 2890274 A1	15-05-2014
		CN 104781143 A	15-07-2015
		EP 2917108 A1	16-09-2015
		FR 2997681 A1	09-05-2014
		JP 2016505434 A	25-02-2016
		US 2015291285 A1	15-10-2015
		WO 2014072615 A1	15-05-2014
US 3366350 A	30-01-1968	FR 1472962 A	17-03-1967
		GB 1047990 A	09-11-1966
		US 3366350 A	30-01-1968
FR 1443200 A	24-06-1966	AUCUN	
US 3060685 A	30-10-1962	AUCUN	
US 3099425 A	30-07-1963	AUCUN	