

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①1 N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

3 043 723

②1 N° d'enregistrement national : **15 60895**

⑤1 Int Cl⁸ : **F 02 C 7/05 (2017.01), F 02 C 7/052, F 02 K 3/077**

⑫ **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

A1

②2 **Date de dépôt** : 13.11.15.

③0 **Priorité** :

④3 **Date de mise à la disposition du public de la demande** : 19.05.17 Bulletin 17/20.

⑤6 **Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire** : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑥0 **Références à d'autres documents nationaux apparentés** :

○ **Demande(s) d'extension** :

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

⑦2 **Inventeur(s)** : VESSOT CHRISTIAN, SYLVAIN, BEUTIN BRUNO, ALBERT, CHANEZ PHILIPPE, GERARD et LALLIA MATHIEU, PATRICK, JEAN-LOUIS.

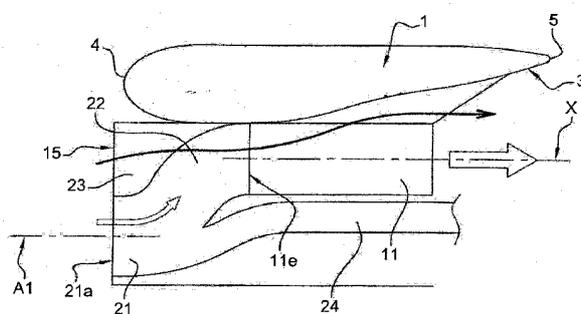
⑦3 **Titulaire(s)** : SNECMA Société anonyme.

⑦4 **Mandataire(s)** : GEVERS & ORES Société anonyme.

⑤4 **ENSEMBLE DE PROPULSION D'UN AERONEF COMPORTANT UN GENERATEUR DE GAZ, DEUX SOUFFLANTES DEPORTEES ET UNE MANCHE D'ENTREE D'AIR.**

⑤7 L'invention concerne un ensemble de propulsion (10) d'un aéronef, comprenant un générateur de gaz (11) et deux soufflantes (12) entraînées en rotation par le générateur de gaz (11) et déportées de part et d'autre d'un plan vertical passant par l'axe de celui-ci.

Selon l'invention, l'ensemble de propulsion (10) comprend une manche d'entrée d'air (20) comportant un conduit d'entrée (21) orienté suivant un premier axe (A1) sensiblement parallèle et décalé par rapport à un axe longitudinal (X) du générateur de gaz, le conduit d'entrée (21) se séparant en un conduit d'alimentation (22) qui se raccorde à une ouverture d'entrée (11e) du générateur de gaz (11) et un conduit d'évacuation (24) configuré de manière à ce que des particules ingérées par le conduit d'entrée (21) sont évacuées sans entrer dans le générateur de gaz.



FR 3 043 723 - A1



**Ensemble de propulsion d'un aéronef comportant un générateur
de gaz, deux soufflantes déportées et une manche d'entrée
d'air**

5 **1. Domaine de l'invention**

La présente invention concerne le domaine aéronautique et vise un ensemble de propulsion comportant au moins deux soufflantes entraînées par un générateur de gaz.

2. Etat de la technique

10 De nouvelles architectures d'ensemble de propulsion comportant au moins deux soufflantes déportées par rapport à un générateur de gaz, le plus souvent sous la voilure d'un aéronef, ont été proposées pour optimiser le rendement propulsif grâce à un fort taux de dilution ou BPR (pour la
15 désignation anglaise « Bypass Ratio ») tout en conservant une garde au sol acceptable et des soufflantes de taille réduite. Le taux de dilution est le ratio entre le débit de flux secondaire ou flux froid traversant la ou les soufflantes pour générer une poussée et un flux primaire ou flux chaud
20 traversant le générateur de gaz. Une telle architecture prévoit que les soufflantes et le générateur de gaz soient disposés chacun dans des carters plus ou moins accolés les uns aux autres. Ces carters se prolongent vers l'aval en référence à la circulation des gaz dans l'ensemble de
25 propulsion et le carter du générateur de gaz est disposé à cheval des carters de soufflantes.

En raison des soufflantes déportées sur les côtés du générateur de gaz, et dès lors que l'entrée d'air de celui-ci est disposée dans un espace ménagé entre les soufflantes,
30 cette entrée d'air est susceptible d'ingérer des particules également appelées corps étrangers, tels que du sable, de la grêle, des oiseaux, ou autres. Un autre inconvénient de cette architecture réside dans le fait que l'espace compris entre

les deux carters de soufflante est suffisamment restreint pour générer un écoulement sonique, voire supersonique ce qui génère une forte trainée altérant le rendement de l'ensemble de propulsion.

5 **3. Objectif de l'invention**

La présente invention a pour objectif de fournir un ensemble de propulsion permettant notamment de protéger le générateur de gaz d'une ingestion de particules, tout en réduisant la trainée de l'ensemble.

10 **4. Exposé de l'invention**

On parvient à cet objectif conformément à l'invention grâce à un ensemble de propulsion d'un aéronef, comprenant un générateur de gaz et deux soufflantes entraînées en rotation par le générateur de gaz et déportées de part et d'autre d'un plan vertical passant par l'axe du générateur de gaz de celui-ci, l'ensemble de propulsion comprenant une manche d'entrée d'air comportant un conduit d'entrée orienté suivant un premier axe sensiblement parallèle et décalé par rapport à un axe longitudinal du générateur de gaz, le conduit d'entrée se séparant en un conduit d'alimentation qui se raccorde à une ouverture d'entrée du générateur de gaz et un conduit d'évacuation configuré de manière à ce que des particules ingérées par le conduit d'entrée sont évacuées sans entrer dans le générateur de gaz.

25 Ainsi, cette solution permet d'atteindre l'objectif susmentionné. En particulier, cette configuration de l'ensemble de propulsion et notamment du conduit d'alimentation du générateur de gaz orienté suivant un axe décalé par rapport au conduit d'entrée permet de désaligner l'entrée d'air du générateur de gaz de manière à le protéger de particules ou d'objets étrangers pouvant être ingérés par la manche d'entrée d'air. Ces éventuels objets ingérés sont alors orientés vers le conduit d'évacuation et évacués.

L'entrée d'air du générateur de gaz est alors masquée et protégée.

5 Suivant une caractéristique de l'invention, le conduit d'entrée présente une section frontale dont une projection vers l'aval parallèlement à l'axe longitudinal passe en dehors du périmètre de l'ouverture d'entrée du générateur de gaz.

10 Suivant une caractéristique de l'invention, les deux soufflantes sont contenues dans un carénage aérodynamique présentant une surface supérieure et une surface inférieure, et la section frontale du conduit d'entrée est inscrite dans une ouverture d'entrée d'air qui s'étend entre les deux soufflantes et entre la surface supérieure et la surface inférieure du carénage. De la sorte, cette configuration
15 permet de combler cette zone inter-soufflantes de forts Machs et d'autre part, de réduire la trainée.

Suivant une autre caractéristique de l'invention, l'axe longitudinal du générateur de gaz passe à l'intérieur de l'ouverture d'entrée d'air.

20 Suivant une autre caractéristique de l'invention, l'ouverture d'entrée d'air s'étend de part et d'autre d'un plan de soufflantes contenant les axes de rotation des deux soufflantes.

25 Suivant un mode de réalisation, l'ouverture d'entrée d'air est formée en une seule partie.

Suivant un autre mode de réalisation, l'ouverture d'entrée d'air est formée de deux parties réparties de part et d'autre du plan de soufflantes et séparées entre elles par une paroi.

30 Suivant une autre caractéristique de l'invention, l'ouverture d'entrée d'air amène l'air entrant, d'une part, dans le conduit d'entrée et, d'autre part, dans un conduit de ventilation duquel est prélevé de l'air pour refroidir des

éléments de l'ensemble de propulsion et/ou d'une voilure de l'aéronef. Ce conduit de ventilation permet de ventiler le « compartiment » du générateur de gaz et de refroidir certains accessoires tels que des échangeurs.

5 Suivant une autre caractéristique de l'invention, le conduit de ventilation est délimité en partie par une paroi du conduit d'entrée, ladite paroi séparant le flux d'air entrant dans le conduit de ventilation en des flux de ventilation passant le long d'un carter extérieur du
10 générateur de gaz. De la sorte, chacune des ouvertures d'entrées d'air est en communication fluïdique avec le conduit de ventilation ou la manche d'entrée d'air.

 Selon une autre caractéristique de l'invention, le conduit d'évacuation comprend une section d'entrée qui se
15 divise à l'aval en deux canaux conformés pour contourner des moyens de suspension du générateur de gaz.

 Selon une autre caractéristique de l'invention, l'ouverture d'entrée d'air est cintrée de manière à s'adapter à la configuration circulaire des lèvres d'entrée d'air des
20 carters de soufflante.

 De manière avantageuse, mais non limitativement, la forme cintrée de l'ouverture d'entrée d'air est une forme en sablier ou a des extrémités arrondies.

 Suivant une caractéristique de l'invention, les lèvres d'entrée d'air des carters de soufflante sont définies dans
25 un même plan.

 De manière avantageuse, mais non limitativement, les lèvres d'entrée d'air des carters de soufflante sont définies dans des plans décalés axialement et parallèles l'un à
30 l'autre de sorte à s'adapter à la flèche de la voilure par rapport à un axe d'allongement du fuselage.

 L'invention concerne également une voilure motorisée comprenant un ensemble de propulsion présentant l'une

quelconque des caractéristiques précédentes, ledit ensemble étant suspendu à la voilure.

L'invention concerne également une voilure motorisée comprenant un ensemble de propulsion présentant l'une
5 quelconque des caractéristiques précédentes, l'ensemble de propulsion étant intégré dans la voilure.

5. Brève description des figures

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

15 La figure 1 montre une vue partielle et de face d'une voilure d'un aéronef supportant un ensemble de propulsion selon l'invention ;

20 La figure 2 est une vue en perspective d'un mode de réalisation d'un ensemble de propulsion selon l'invention supporté par une voilure et comportant une nacelle;

25 La figure 3 est une vue en perspective d'un autre mode de réalisation d'un ensemble de propulsion selon l'invention supporté par une voilure et comportant une nacelle;

La figure 4 est une vue en coupe transversale et schématique d'un ensemble de propulsion comprenant une manche d'entrée d'air, suivant un mode de réalisation de l'invention ;

30 La figure 5 est une vue en coupe transversale et schématique d'un ensemble de propulsion sur lequel on aperçoit un conduit d'alimentation du générateur de gaz et un

conduit d'évacuation d'objets étrangers d'une manche d'entrée d'air, suivant un autre mode de réalisation de l'invention;

La figure 6 est une représentation schématique et de face d'un autre mode de réalisation de l'ensemble de propulsion selon l'invention ;

La figure 7 est une vue en coupe transversale et schématique d'un ensemble de propulsion intégré à une voilure d'un aéronef, suivant encore un autre mode de réalisation de l'invention;

Les figures 8 et 9 sont des représentations schématiques de l'ensemble de propulsion illustré sur la figure 7 ;

La figure 10 est une vue en coupe transversale et schématique d'un ensemble de propulsion selon l'invention intégré à une voilure d'un aéronef;

La figure 11 représente une coupe axiale du mode de réalisation de la figure 10 ;

La figure 12 est une vue de dessous d'une voilure supportant un ensemble de propulsion selon l'invention ; et,

La figure 13 représente en vue de face un autre mode de réalisation de l'ensemble de propulsion selon l'invention.

6. Description de modes de réalisation de l'invention

La figure 1 est une vue partielle d'une voilure 1 motorisée ou aile de sustentation latérale d'un aéronef, et en particulier d'un avion (non représenté), la voilure étant implantée dans un fuselage de l'avion. Cette voilure 1 s'étend suivant une direction d'envergure E-E depuis le fuselage et comprend une surface supérieure 2 dite extrados et une surface inférieure 3 dite intrados opposée par rapport à un plan comprenant la direction d'envergure E-E. Les surfaces d'intrados et d'extrados 2, 3 sont reliées l'une à l'autre par un bord d'attaque 4 en amont et un bord de fuite 5 en aval de la voilure. Dans la présente invention les

termes « amont » et « aval » sont définis par rapport à la direction d'avancement de l'avion.

Un ensemble de propulsion 10 supporté par chaque voilure 1 comprend un générateur de gaz 11 d'axe longitudinal X sensiblement parallèle à l'axe d'allongement du fuselage et deux soufflantes 12 d'axes déportés par rapport à un plan vertical passant par l'axe X du générateur de gaz 11. Les soufflantes 12 sont disposées de part et d'autre du générateur de gaz 11. De préférence, mais non limitativement, les axes des soufflantes sont définis dans un même plan sensiblement parallèle au plan dans lequel est définie la direction d'envergure E-E, soit la voilure 1 de l'avion.

Les soufflantes 12 sont écartées l'une de l'autre de sorte à permettre l'installation du générateur de gaz 11 entre celles-ci. L'axe longitudinal X du générateur de gaz 11 peut être compris dans le même plan que les axes des soufflantes, ou être décalé verticalement par rapport au plan des axes des soufflantes, ce qui permet de plus rapprocher les soufflantes 12 l'une de l'autre.

Sur les figures 1 à 4 et 6, le générateur de gaz 11 et les soufflantes 12 sont accrochés à la voilure motorisée de l'aéronef via un pylône (non représenté). A cet effet, les soufflantes 12 sont chacune disposée dans un carter de soufflante 14. Les soufflantes sont entraînées via un mécanisme de transmission de puissance (non représenté) couplé à l'arbre du générateur de gaz.

Le générateur de gaz 11 est logé dans un carter 13 et comprend de l'amont en aval au moins une ouverture d'entrée 11e, un compresseur, une chambre de combustion et une turbine. Le carter se termine à l'aval par une tuyère d'éjection des gaz. Il peut être mono ou multi flux, simple ou multi corps selon les besoins. Le carter du générateur de gaz présente une forme générale cylindrique. Par ailleurs, le

générateur de gaz 11 peut être disposé derrière les carters de soufflantes ou entre les carters de soufflantes.

La partie supérieure des carters 13, 14 est agencée sensiblement dans un même plan. Cette configuration permet de faciliter l'accrochage de l'ensemble de propulsion à la voilure. Dans la présente invention, les termes « supérieur » et « inférieur » sont définis par rapport à une direction verticale, l'avion étant généralement positionné sensiblement à l'horizontal.

L'ensemble de propulsion 10 comprend un carénage 15 d'entrée d'air présentant une paroi frontale 16 pourvue d'une ouverture 17 d'entrée d'air qui s'étend entre les soufflantes 12. La paroi frontale 16 est agencée entre les soufflantes 12 et en amont du générateur de gaz 11, dans un plan transversal à l'axe du générateur de gaz. Par ailleurs, la paroi frontale 16 peut présenter une symétrie par rapport à un plan horizontal médian qui comprend les axes des soufflantes. La paroi frontale peut également présenter une symétrie par rapport à un plan vertical médian passant entre les deux soufflantes 12 en référence aux figures 1, 2 et 6.

Plus précisément, l'ensemble de propulsion 10 comprend une nacelle 25 qui comprend le carénage 15 d'entrée d'air. La nacelle 25 enveloppe de manière avantageuse, mais non limitativement, les parties amont des soufflantes (cf. figure 12). Dans cet exemple, la nacelle 25 porte les parties amont des carters de soufflante, et la paroi frontale 16 est en amont du générateur de gaz. De manière alternative et tel que représenté sur les figures 2 et 3, la nacelle 25 forme un carénage aérodynamique contenant ou enveloppant entièrement les deux soufflantes et le générateur de gaz, ainsi que l'ouverture d'entrée d'air 17.

L'ouverture d'entrée d'air 17 est configurée pour alimenter au moins le générateur de gaz 11. Cette ouverture

d'entrée d'air 17 est disposée entre les deux soufflantes 12 et s'étend sur toute la hauteur de la paroi frontale 16. En d'autres termes, l'ouverture d'entrée d'air s'étend de part et d'autre du plan de soufflantes contenant les axes de rotation des deux soufflantes. L'ouverture d'entrée d'air est formée en une seule partie 17 comme cela est visible sur les figures 1 à 3. De manière alternative et en référence à la figure 6, l'ouverture d'entrée d'air est formée de deux parties 17, 17' réparties de part et d'autre du plan de soufflantes et séparées entre elles par une paroi 18. L'axe X du générateur de gaz 11 passe à l'intérieur de l'ouverture d'entrée d'air 17 ou l'une des parties d'ouverture d'entrée d'air 17, 17'.

L'ouverture d'entrée d'air 17 présente une forme cintrée de manière à épouser au moins en partie la forme d'une zone inter-soufflantes qui est délimitée par des lèvres d'entrée d'air 19 entourant les entrées d'air des carters de soufflantes ici de section circulaire. En particulier, l'ouverture 17 d'entrée d'air présente des portions concaves vers l'intérieur l'une en regard de l'autre à l'endroit du plan horizontal médian. La forme cintrée peut être une forme en sablier ou avoir des extrémités arrondies comme en référence à l'exemple de la figure 3. Bien entendu, toute autre forme permettant de s'adapter à la zone inter-soufflantes est envisageable.

Sur les figures 1, 2, 6 et 12, les lèvres d'entrée d'air 19 des soufflantes 12 déportées sont définies dans un même plan AB lequel est ici perpendiculaire à l'axe du générateur de gaz. La paroi frontale 16 portant l'ouverture 17 d'entrée d'air est également définie dans ce plan AB.

Sur la figure 3, les soufflantes 12 sont décalées axialement l'une par rapport à l'autre de manière à suivre la flèche que présente la voilure de l'avion. En particulier,

les lèvres d'entrée d'air 19 des soufflantes 12 déportées sont définies dans des plans BC et CD décalés axialement l'un par rapport à l'autre. Dans cet exemple, les plans BC et CD des lèvres d'entrée d'air 19 sont sensiblement parallèles et perpendiculaires à l'axe du générateur de gaz 11. L'ouverture d'entrée d'air 17 de la paroi frontale 16 est définie dans le plan de la soufflante 12 qui est située du côté de l'extrémité libre de la voilure 1, soit la plus en aval.

En référence aux figures 4 et 5, l'ensemble de propulsion comprend en outre une manche d'entrée d'air 20 comportant un conduit d'entrée 21 et un conduit d'alimentation 22 du générateur de gaz 11 alimenté par le conduit d'entrée 21. Ce dernier est orienté suivant un premier axe A1 sensiblement parallèle et décalé par rapport à l'axe longitudinal X du générateur de gaz. Le conduit d'alimentation 22 se raccorde à l'ouverture d'entrée 11e du générateur de gaz 11 et est orienté suivant l'axe X du générateur de gaz. Le conduit d'entrée 21 présente une section frontale 21a sensiblement perpendiculaire à l'axe X du générateur de gaz. La projection de cette section frontale 21a vers l'aval, parallèlement à l'axe X longitudinal, passe en dehors du périmètre de l'ouverture d'entrée 11e du générateur de gaz. En d'autres termes, le conduit d'entrée 21 et le conduit d'alimentation 22 présentent une section axiale en forme de S, dont l'extrémité amont (section frontale 21a) est en communication fluïdique avec la partie inférieure de l'ouverture 17 d'entrée d'air et l'extrémité aval en communication fluïdique avec l'ouverture d'entrée 11e du générateur de gaz.

La manche d'entrée d'air 20 comprend également un conduit d'évacuation 24 d'air permettant de dévier à l'extérieur du conduit d'alimentation 22 du générateur de gaz 11 les particules ou objets étrangers ingérés par la manche

d'entrée d'air 20. Dans cet exemple, l'entrée du conduit d'évacuation 24 est située en dessous du conduit d'alimentation 22 d'air, et le conduit d'évacuation 24 s'étend axialement sous le générateur de gaz 11.

5 L'ouverture d'entrée d'air 17 est également en communication fluïdique avec un conduit de ventilation 23 qui s'étend ici sur les deux côtés latéraux du générateur de gaz 11, ainsi qu'au dessus de ce dernier en progressant vers l'aval. Ce conduit de ventilation 23 est configuré pour
10 refroidir des équipements du générateur de gaz, comme par exemple des canalisations de fluïde chaud, des boîtiers électroniques, ainsi que des échangeurs de chaleur volumiques ou surfaciques (non représentés). En particulier, l'air amené par l'ouverture d'entrée d'air et circulant dans ce conduit
15 de ventilation 23 est d'une part, prélevé pour refroidir des éléments de l'ensemble de propulsion et, d'autre part, rejeté au-dessus du flux primaire ayant traversé le générateur de gaz 11 pour former alors un film fluïdique de protection notamment pour une paroi externe de la surface d'intrados 3
20 de la voilure 1. Ce film fluïdique d'air frais protège la voilure d'une chaleur excessive provoquée par les gaz d'échappement générateur de gaz.

Le conduit de ventilation 23 est délimité en partie par une paroi du conduit d'entrée 21, laquelle paroi sépare le
25 flux d'air entrant dans le conduit de ventilation 23 en des flux de ventilation passant le long d'un carter extérieur du générateur de gaz 11. En référence à la figure 6 sur laquelle la paroi frontale 16 comprend deux parties d'ouverture d'entrée d'air 17, 17' séparées entre elles par une paroi 18
30 constituée par une partie médiane de la paroi frontale 16, la partie inférieure d'ouverture d'entrée d'air 17 alimente la manche d'entrée d'air 20, et la partie supérieure d'ouverture d'entrée d'air 17' est configurée pour alimenter le conduit

de ventilation 23. Dans ce cas de figure, la partie supérieure d'ouverture d'entrée d'air 17' est située au-dessus de la paroi 18 médiane, tandis que la partie inférieure d'ouverture d'entrée d'air 17 est située en dessous de cette paroi 18 médiane. Bien entendu, dans une autre configuration de l'ensemble de propulsion telle que représentée à la figure 13, la partie inférieure d'ouverture d'entrée d'air 17 peut être en communication fluïdique avec le conduit de ventilation, et la partie supérieure d'ouverture d'entrée d'air 17' en communication fluïdique avec la manche d'entrée d'air 20, le générateur de gaz 11 étant alors disposé essentiellement sous le plan de soufflantes de l'ensemble de propulsion.

Sur les figures 7 à 11, le générateur de gaz 11 et les soufflantes 12 sont intégrés directement dans la voilure 1 motorisée. Les éléments décrits précédemment et identiques ou similaires dans la suite de la présente description portent les mêmes références numériques.

En référence à la figure 7, chaque voilure 1 comprend un longeron structural amont 30 et un longeron structural aval (non représenté) s'étendant chacun suivant la direction d'envergure E-E de la voilure 1. Au moins un des longerons amont et aval est formé d'une première partie et d'une deuxième partie, par exemple sensiblement rectilignes, qui sont reliées ensemble par une structure rigide 31. Cette structure rigide 31 peut être formée uniquement par une structure supérieure de la voilure, de façon à faciliter l'accès à l'ensemble de propulsion et à permettre son démontage par le bas de la voilure. Les deux longerons comprennent ici chacun une première et une deuxième parties séparées et distinctes, reliées ensemble par la structure rigide 31. Le générateur de gaz et les soufflantes déportées de part et d'autre du générateur de gaz sont accrochés au

moins en partie à cette structure supérieure 31 via des
moyens de suspension 37 (figures 8 et 9). Ainsi, l'ensemble
de propulsion 10 est agencé entre les premières et les
deuxième parties suivant la direction d'envergure de la
5 voilure 1. La structure supérieure 31 entoure la partie
supérieure du générateur de gaz 11 et des soufflantes 12.
Pour cela, la structure supérieure 31 est cintrée de manière
à s'adapter partiellement au profil du générateur de gaz 11
et des soufflantes 12. En conséquence, chaque voilure est
10 séparée en deux parties suivant son envergure, par l'ensemble
de propulsion.

Une structure inférieure 32 est agencée en partie
inférieure des longerons 30 amont et aval. La structure
inférieure 32 comprend ici trois parties 33, 34, 35 pouvant
15 former des capots et qui comprennent des armatures articulées
sur la voilure au moyen de charnières d'articulation 36
pouvant également constituer des dispositifs de verrouillage,
dont les axes de pivotement sont sensiblement parallèles à
l'axe du générateur de gaz. Les capots 33, 35 latéraux
20 peuvent être également articulés respectivement à l'une des
première et deuxième parties d'au moins un des longerons de
manière à accéder facilement et rapidement à l'ensemble de
propulsion 10 et assurer les opérations de maintenance. Cette
structure inférieure 32, et en particulier les armatures des
25 capots 33, 34, 35, peuvent également permettre de seconder la
structure rigide supérieure 31 pour faire transiter une
partie des efforts entre les première et deuxième parties des
longerons amont et aval. La structure inférieure 32 comporte
une partie de la peau formant l'intrados de la voilure 1. La
30 structure inférieure 32 forme ainsi les lignes aérodynamiques
extérieures inférieures pour les soufflantes et le générateur
de gaz. Quant à la structure supérieure 31, celle-ci est
recouverte d'une peau en tôle ou en composite formant la

surface d'extrados 3 de la voilure 1. Suivant la direction verticale en référence aux figures 7, 10 et 11, l'ensemble de propulsion 10 est disposé entre la surface d'intrados et la surface d'extrados de la voilure formant le carénage aérodynamique de celui-ci.

La paroi frontale 16 s'étend dans la zone-inter soufflantes. L'ouverture d'entrée d'air 17 s'étend ici entre la surface d'intrados et la surface d'extrados formant le carénage aérodynamique. L'ouverture d'entrée d'air 17 formée dans cette paroi frontale est en communication fluidique avec la manche d'entrée d'air 20 dont le conduit d'entrée 21 de premier axe A1 est situé en partie supérieure de l'ouverture d'entrée d'air 17 et au-dessus de l'axe du générateur de gaz 11. Le premier axe A1 et l'axe X du générateur de gaz sont donc désalignés et à distance l'un de l'autre, comme représenté sur la figure 8.

En référence aux figures 8 et 9, le conduit d'évacuation 24 des particules de la manche d'entrée d'air 20 comprend une section d'entrée qui se divise vers l'aval de l'ensemble de propulsion 10 en deux canaux d'évacuation 24a, 24b. Les canaux d'évacuation 24a, 24b sont conformés pour contourner les moyens de suspension 37 du générateur de gaz 11. Comme cela est visible sur la figure 9, les canaux d'évacuation 24a, 24b passent de part et d'autre des moyens de suspension 37 du générateur de gaz 11 et en partie supérieure de celui-ci. La section des canaux de part et d'autre des moyens de suspension 37 est localement conformée de façon à occuper l'essentiel de l'espace radial compris entre un carter extérieur du générateur de gaz 11 et la structure supérieure 31. De manière avantageuse, les canaux d'évacuation 24a, 24b s'étendent au dessus des arbres de transmission 39 d'un mécanisme de transmission de puissance.

En référence aux figures 10 et 11, l'ouverture d'entrée d'air 17 communique également avec un conduit de ventilation 23 dont l'orifice d'entrée se trouve en-dessous du conduit d'entrée 21 de la manche d'entrée d'air 20. Dans cet exemple, ce conduit de ventilation 23 se divise vers l'aval en deux canaux de ventilation 23a de manière à contourner le conduit d'alimentation 22. Les canaux de ventilation 23a s'étendent en partie inférieure du générateur de gaz 11, essentiellement sous le niveau des arbres de transmission 39 comme visible sur la figure 11, pour refroidir des équipements par exemple disposés sur un carter extérieur du générateur de gaz, comme un équipement 38 schématiquement représenté sur la figure 10. Un équipement 38 peut consister par exemple en un échangeur surfacique air-huile comprenant des ailettes de refroidissement. L'air circulant dans le conduit de ventilation 23 est rejeté en-dessous du flux primaire ayant traversé le générateur de gaz 11 et forme alors un film fluide de protection notamment pour une paroi interne 6 de la surface d'intrados 3 de la voilure 1.

Des moyens de blindage 40 sont intégrés de part et d'autre de l'ensemble de propulsion 10 de manière à protéger les équipements installés dans la voilure, notamment les réservoirs de carburant lors d'un éventuel éclatement de disque du générateur de gaz. Ces moyens de blindage comportent une plaque de blindage formant une traverse 41 traversant la voilure 1 depuis son bord d'attaque 4 vers son bord de fuite 5. Des passages de servitude 7 pour les équipements installés dans la voilure 1 sont prévus au-dessus de la structure supérieure 31 pour leur protection.

Suivant un autre mode de réalisation tel que représenté sur la figure 13, le générateur de gaz 11 est porté en amont par les carters de soufflantes. Les soufflantes 12 sont supportées par la voilure motorisée 1, soit par intégration

dans la voilure, soit par leur suspension à la voilure qui peut être réalisée par l'intermédiaire d'un pylône. Dans cet exemple, le plan EF tangent aux parties inférieures des soufflantes 12 est également sensiblement tangent à la partie inférieure du générateur de gaz 11. Le dernier est alimenté par le conduit d'alimentation 22 et le conduit d'entrée 21 en forme de S de la manche d'entrée d'air 20. Le conduit d'entrée 21, et en particulier sa section frontale 21a, sont situés en partie supérieure de l'ouverture d'entrée d'air 17.

REVENDICATIONS

1. Ensemble de propulsion (10) d'un aéronef, comprenant un
générateur de gaz (11) et deux soufflantes (12)
5 entraînés en rotation par le générateur de gaz (11) et
déportés de part et d'autre d'un plan vertical passant
par l'axe de celui-ci, caractérisé en ce qu'il comprend
une manche d'entrée d'air (20) comportant un conduit
d'entrée (21) orienté suivant un premier axe (A1)
10 sensiblement parallèle et décalé par rapport à un axe
longitudinal (X) du générateur de gaz, le conduit
d'entrée (21) se séparant en un conduit d'alimentation
(22) qui se raccorde à une ouverture d'entrée (11e) du
générateur de gaz (11) et un conduit d'évacuation (24)
15 configuré de manière à ce que des particules ingérées
par le conduit d'entrée (21) sont évacuées sans entrer
dans le générateur de gaz.

2. Ensemble (10) selon la revendication 1, caractérisé en
20 ce que le conduit d'entrée (21) présente une section
frontale (21a) dont une projection vers l'aval
parallèlement à l'axe longitudinal (X) passe en dehors
du périmètre de l'ouverture d'entrée (11e) du générateur
de gaz (11).

- 25 3. Ensemble (12) selon la revendication 2, caractérisé en
ce que les deux soufflantes (12) sont contenues dans un
carénage aérodynamique (15, 2, 3) présentant une surface
supérieure (2) et une surface inférieure (3), et la
30 section frontale (21a) du conduit d'entrée (21) est
inscrite dans une ouverture d'entrée d'air (17, 17') qui
s'étend entre les deux soufflantes (12) et entre la

surface supérieure (2) et la surface inférieure (3) du carénage.

4. Ensemble (12) selon la revendication 3, caractérisé en ce que l'axe longitudinal (X) du générateur de gaz passe à l'intérieur de l'ouverture d'entrée d'air (17, 17').
5. Ensemble (12) selon la revendication 3 ou 4, caractérisé en ce que l'ouverture d'entrée d'air (17, 17') s'étend de part et d'autre d'un plan de soufflantes contenant les axes de rotation des deux soufflantes (12).
6. Ensemble (12) selon la revendication 4, caractérisé en ce que l'ouverture d'entrée d'air (17, 17') est formée en une seule partie (17).
7. Ensemble (12) selon la revendication 5, caractérisé en ce que l'ouverture d'entrée d'air est formée de deux parties (17, 17') réparties de part et d'autre du plan de soufflantes et séparées entre elles par une paroi (18).
8. Ensemble selon l'une quelconque des revendications 3 à 7, caractérisé en ce que l'ouverture d'entrée d'air (17, 17') amène l'air entrant d'une part dans le conduit d'entrée (21) et d'autre part dans un conduit de ventilation (23) duquel est prélevé de l'air pour refroidir des éléments de l'ensemble de propulsion et/ou d'une voilure de l'aéronef.
9. Ensemble selon la revendication précédente, caractérisé en ce que le conduit de ventilation (23) est délimité en partie par une paroi du conduit d'entrée (21), ladite

paroi séparant le flux d'air entrant dans le conduit de ventilation (23) en des flux de ventilation passant le long d'un carter extérieur du générateur de gaz (11).

- 5 10. Ensemble selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que le conduit d'évacuation (24) comprend une section d'entrée qui se divise à l'aval en deux canaux (24a, 24b) conformés pour contourner des moyens de suspension (37) du générateur de gaz.
- 10
11. Voilure (1) motorisée, caractérisée en ce qu'elle comprend un ensemble de propulsion (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, lequel est suspendu à la voilure.
- 15
12. Voilure (1) motorisée, caractérisée en ce qu'elle comprend un ensemble de propulsion (10) selon l'une quelconque des revendications 1 à 10, lequel est intégré dans la voilure.
- 20

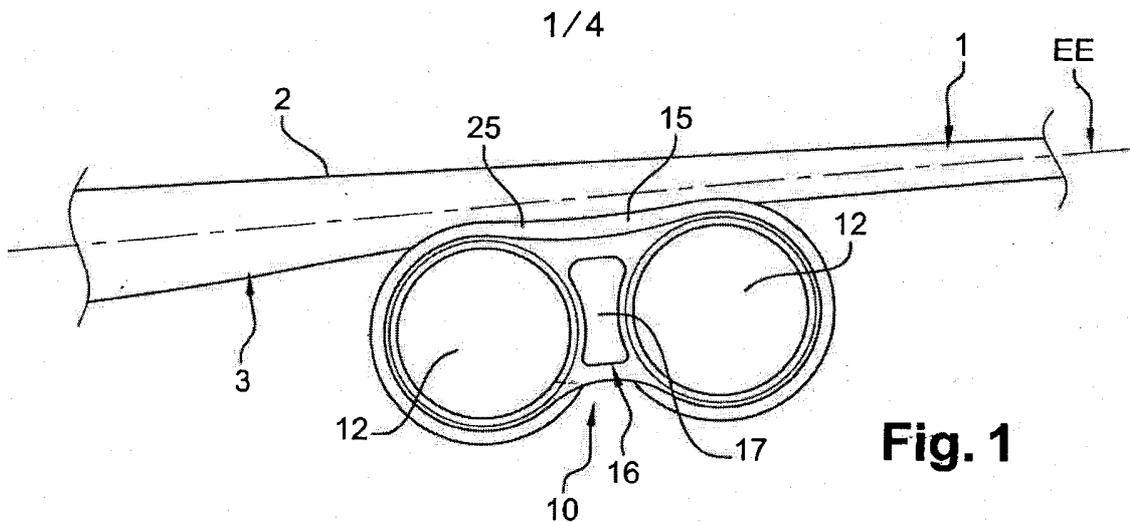


Fig. 1

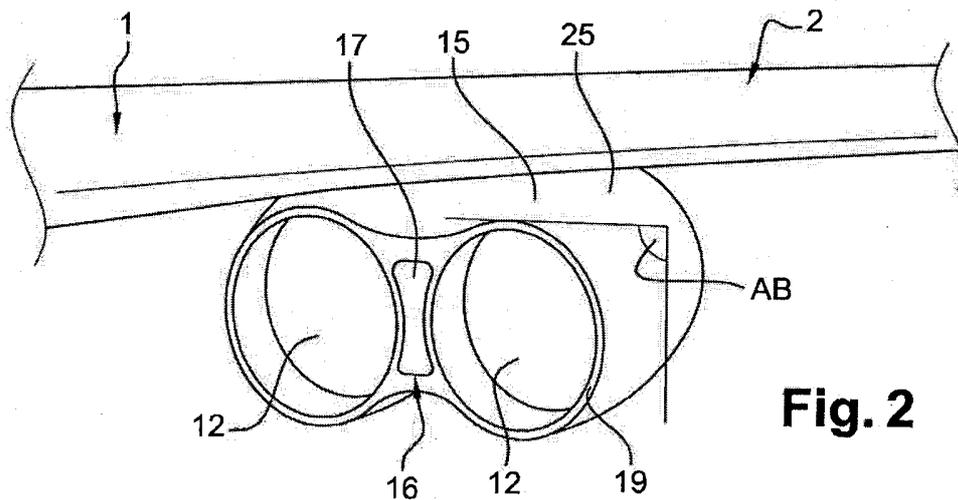


Fig. 2

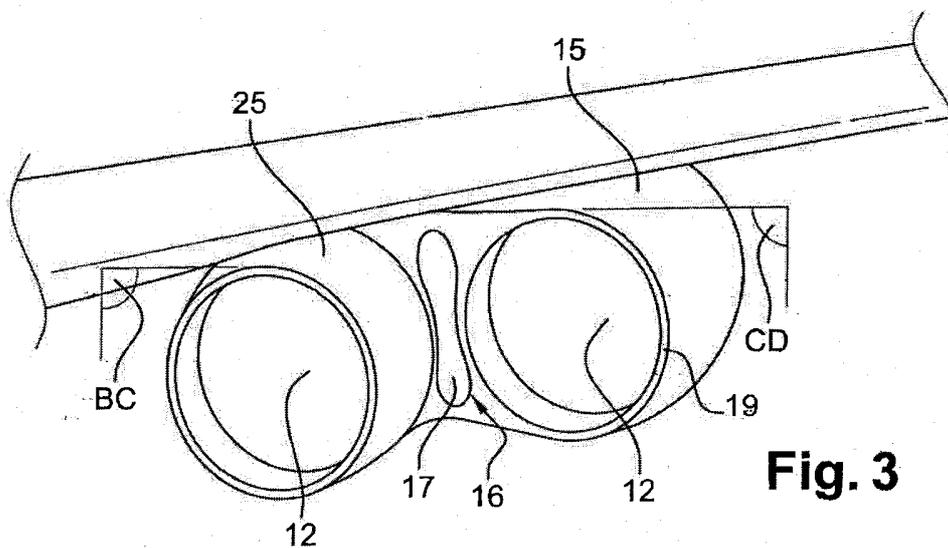


Fig. 3

2/4

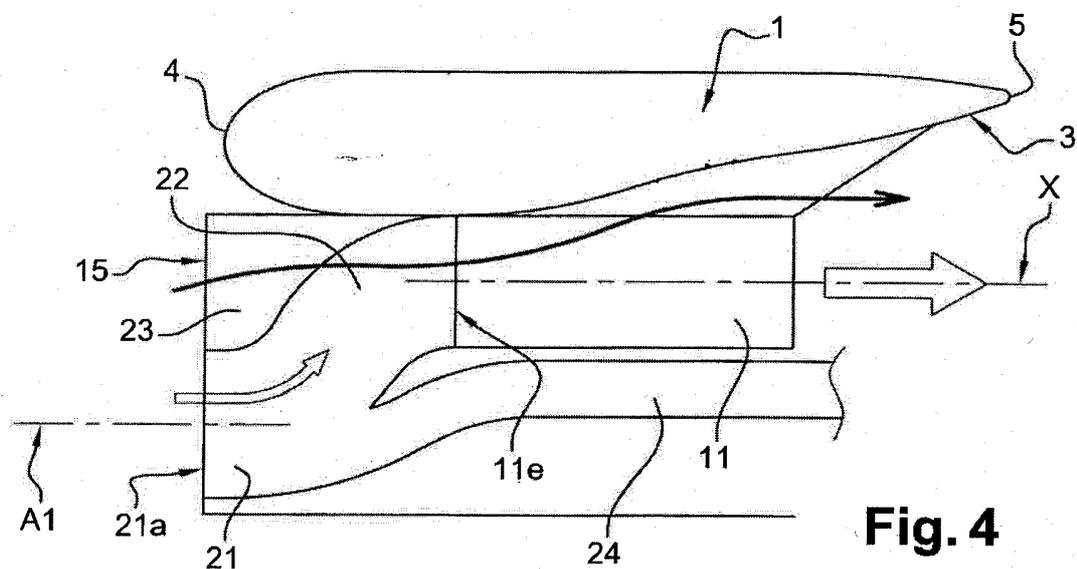


Fig. 4

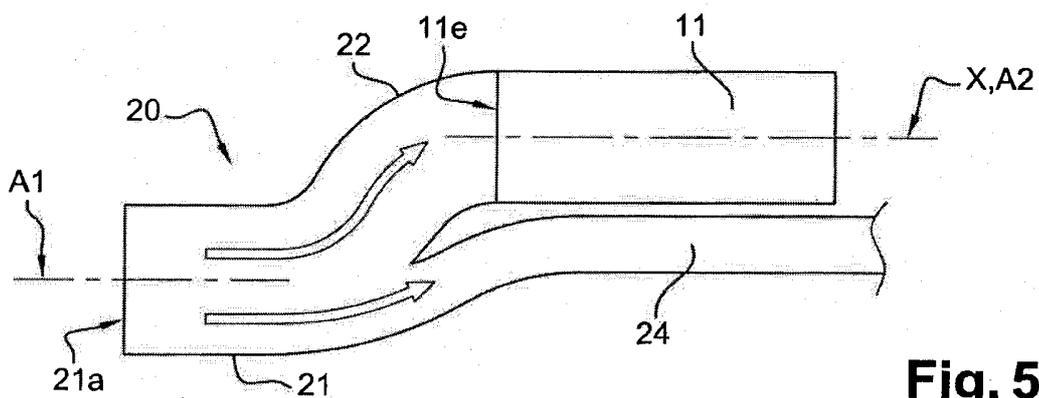


Fig. 5

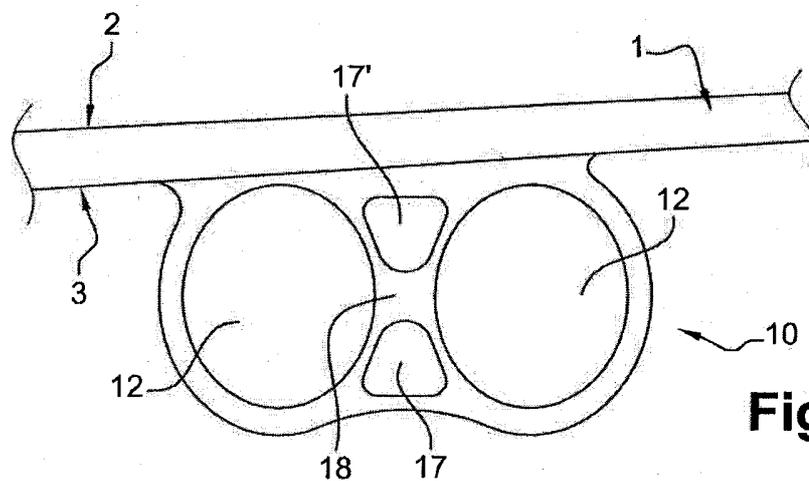


Fig. 6

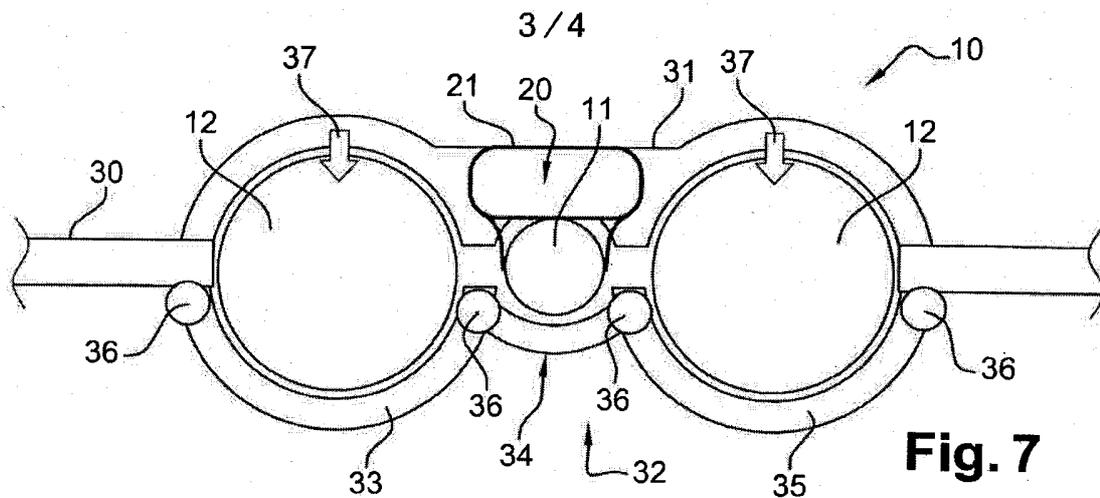


Fig. 7

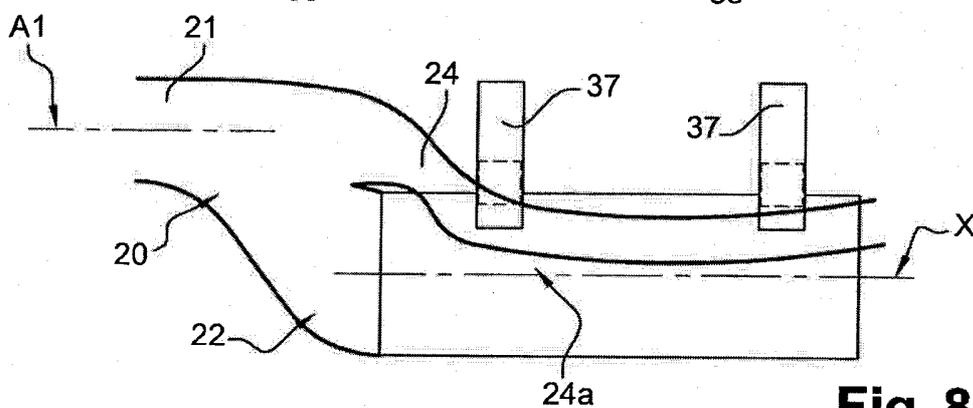


Fig. 8

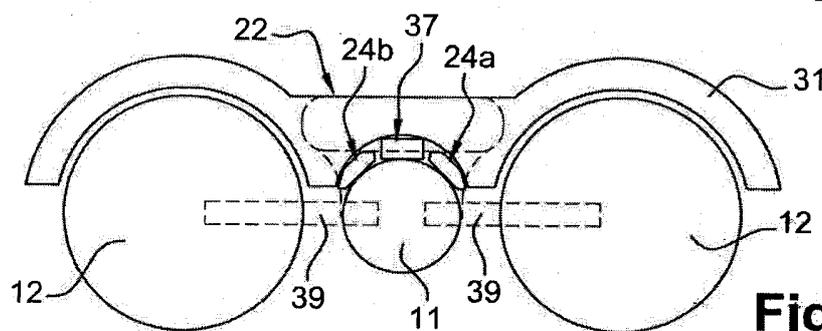


Fig. 9

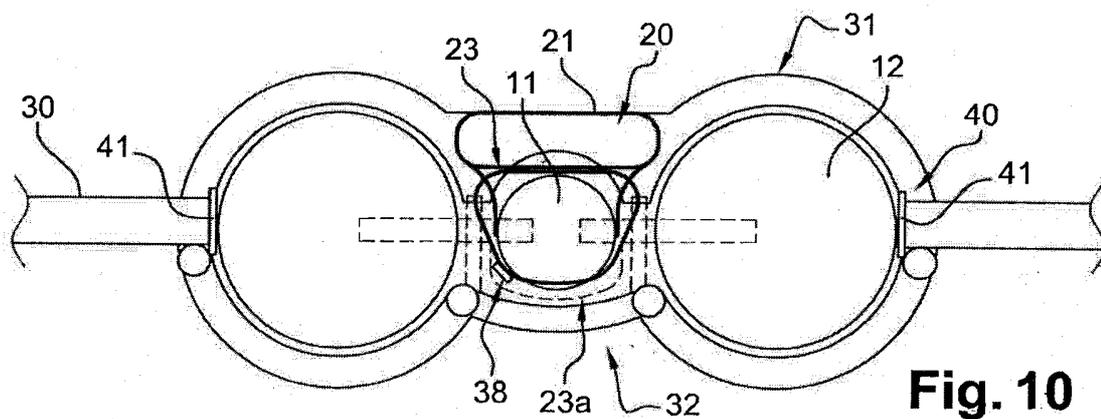
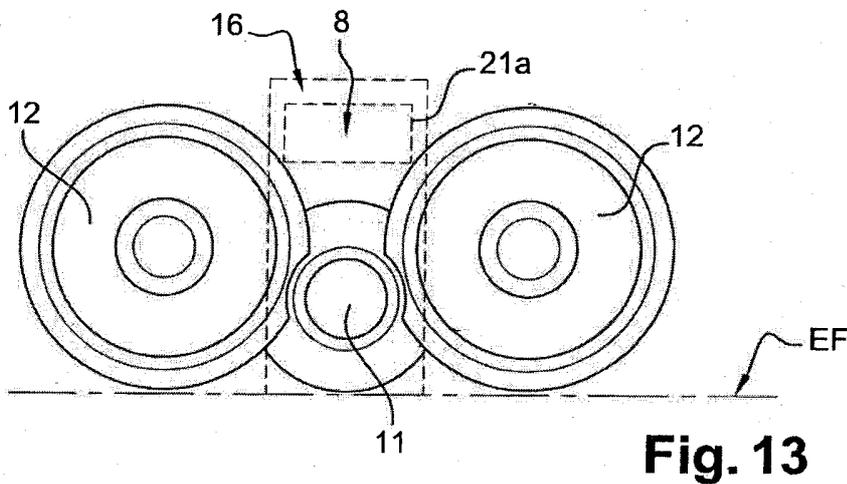
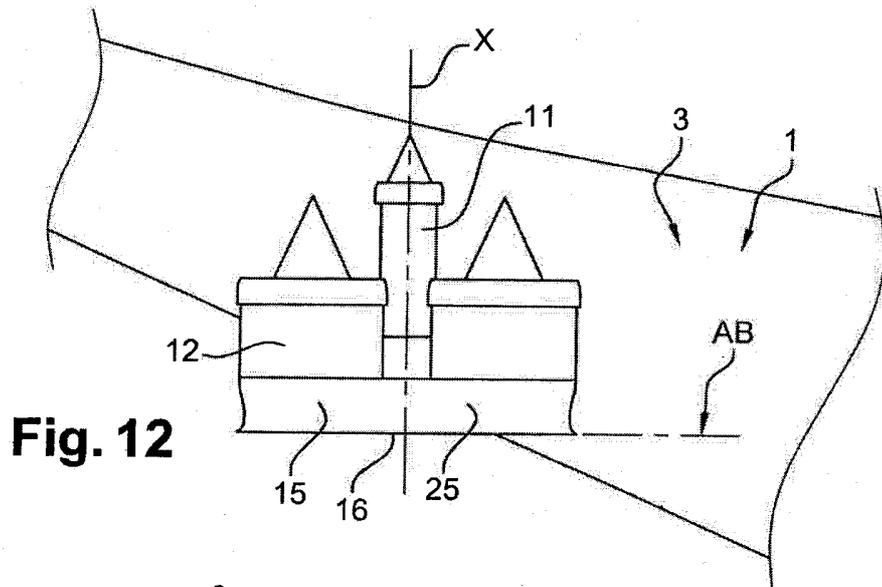
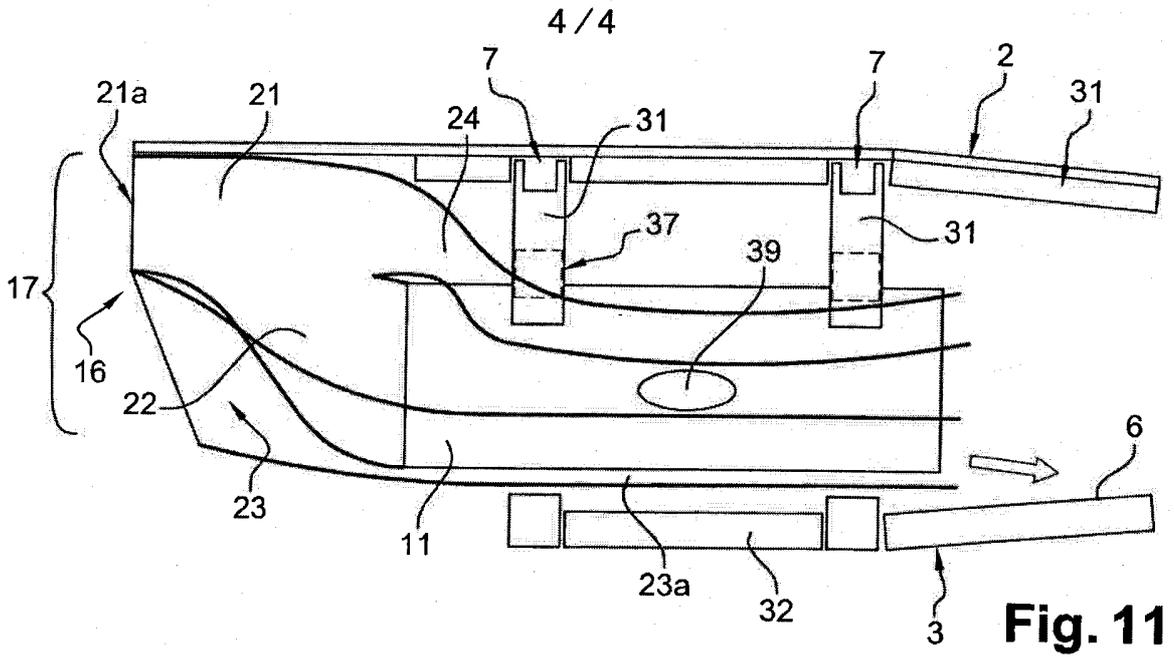


Fig. 10





**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 817038
FR 1560895

| DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS | | Revendication(s) concernée(s) | Classement attribué à l'invention par l'INPI |
|--|--|--|---|
| Catégorie | Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes | | |
| X | EP 2 096 293 A2 (ROLLS ROYCE DEUTSCHLAND [DE]) 2 septembre 2009 (2009-09-02) * figure 5b * | 1,2,11, 12 | F02C7/05 F02C7/052 F02K3/077 |
| X | EP 2 824 284 A1 (ROLLS ROYCE DEUTSCHLAND [DE]) 14 janvier 2015 (2015-01-14) * figure 2 * | 1,2,11 | |
| A | WO 2014/109811 A2 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 17 juillet 2014 (2014-07-17) * alinéa [0037]; figure 2 * | 1-12 | |
| A | US 2014/119903 A1 (SUCIU GABRIEL L [US] ET AL) 1 mai 2014 (2014-05-01) * figure 2 * | 1-12 | |
| A | US 2014/260183 A1 (SUCIU GABRIEL L [US] ET AL) 18 septembre 2014 (2014-09-18) * alinéa [0062]; figure 2 * | 1-12 | |
| | | | DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) |
| | | | F02K F01D F02C B64D |
| | | Date d'achèvement de la recherche | Examineur |
| | | 8 juillet 2016 | Mihé, Julian |
| CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS | | T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant | |
| X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire | | | |

4

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1560895 FA 817038**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du 08-07-2016

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

| Document brevet cité au rapport de recherche | Date de publication | Membre(s) de la famille de brevet(s) | Date de publication |
|---|------------------------|---|--|
| EP 2096293 A2 | 02-09-2009 | DE 102008011643 A1 EP 2096293 A2 US 2009229243 A1 | 03-09-2009 02-09-2009 17-09-2009 |
| EP 2824284 A1 | 14-01-2015 | DE 102013213518 A1 EP 2824284 A1 US 2015013307 A1 | 15-01-2015 14-01-2015 15-01-2015 |
| WO 2014109811 A2 | 17-07-2014 | US 2014117152 A1 WO 2014109811 A2 | 01-05-2014 17-07-2014 |
| US 2014119903 A1 | 01-05-2014 | US 2014119903 A1 WO 2014078003 A2 | 01-05-2014 22-05-2014 |
| US 2014260183 A1 | 18-09-2014 | AUCUN | |