

①2

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 19.05.11.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 23.11.12 Bulletin 12/47.

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 :

⑦1 Demandeur(s) : SNECMA — FR.

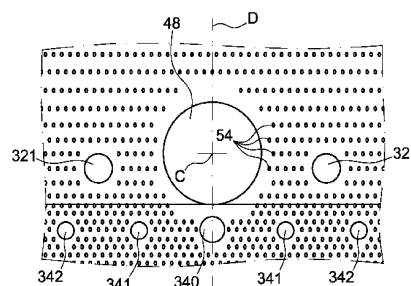
⑦2 Inventeur(s) : COMMARET PATRICE, ANDRE,
BUNEL JACQUES, MARCEL, ARTHUR et HERNAN-
DEZ DIDIER, HIPPOLYTE.

⑦3 Titulaire(s) : SNECMA.

⑦4 Mandataire(s) : BREVALEX.

⑤4 PAROI POUR CHAMBRE DE COMBUSTION DE TURBOMACHINE COMPRENANT UN AGENCEMENT
OPTIMISE D'ORIFICES D'ENTREE D'AIR.

⑤7 L'invention propose une paroi de révolution pour une
chambre de combustion de turbomachine d'aéronef, com-
prenant des trous primaires, des trous de dilution agencés
en aval desdits trous primaires, et
un orifice de passage (48) de bougie en amont des trous
primaires,
caractérisée en ce que chaque premier trou primaire
(321), pris en s'éloignant circonférentiellement du plan axial
(D) médian dans un sens ou dans l'autre, est positionné à
une cote circonférentielle comprise entre les cotes circonfé-
rentielles du premier trou de dilution (341) et du deuxième
trou de dilution (342) pris en s'éloignant circonférentielle-
ment du plan axial (D) médian.



**PAROI POUR CHAMBRE DE COMBUSTION DE TURBOMACHINE
COMPRENANT UN AGENCEMENT OPTIMISE D'ORIFICES D'ENTREE
D'AIR.**

DESCRIPTION

DOMAINE TECHNIQUE

5 L'invention concerne une paroi de révolution pour une chambre de combustion de turbomachine d'aéronef, comprenant des alignements circonférentiels de trous primaires et de trous secondaires.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE

10 Une turbomachine comprend au moins une turbine agencée en sortie d'une chambre de combustion pour récupérer de l'énergie d'un flux primaire de gaz éjectés par cette chambre de combustion afin d'entraîner un compresseur disposé en amont de la
15 chambre de combustion et alimentant cette chambre en air sous pression.

La chambre de combustion d'une turbomachine comprend deux parois annulaires coaxiales, respectivement radialement interne et radialement
20 externe, qui s'étendent de l'amont vers l'aval, selon le sens d'écoulement du flux primaire de gaz dans la turbomachine, autour de l'axe de la chambre de combustion.

Les parois annulaires sont reliées entre
25 elles à leur extrémité amont par une paroi annulaire de fond de chambre qui s'étend sensiblement radialement autour de l'axe de la chambre de combustion. Cette

paroi annulaire de fond de chambre est équipée d'une rangée annulaire de systèmes d'injection régulièrement répartis autour de l'axe de la chambre de combustion pour permettre une amenée d'air et de carburant dans la

5 chambre de combustion.

D'une manière générale, une chambre de combustion comporte une région interne amont, couramment appelée zone primaire, et une région interne aval, couramment appelée zone de dilution.

10 La zone primaire est prévue pour la combustion du mélange d'air et de carburant dans des proportions sensiblement stœchiométriques. La zone de dilution est prévue pour la dilution et le refroidissement des gaz provenant de la combustion dans

15 la zone primaire, et pour conférer au flux de ces gaz un profil thermique optimal en vue de son passage dans la turbine agencée en aval de la chambre de combustion.

Pour cela, chaque paroi de révolution de la chambre de combustion comporte des premiers orifices, couramment appelés trous primaires agencés en une

20 rangée circonférentielle, qui sont associés à la zone primaire, et des seconds orifices d'entrée d'air, couramment appelés trous de dilution, qui sont agencés en une rangée circonférentielle et qui sont associés à

25 la zone de dilution.

La chambre de combustion comprend en outre au moins une bougie d'allumage destinée à initier la combustion du mélange d'air et de carburant au démarrage de la turbomachine.

30 La bougie est montée au travers d'un orifice de passage de bougie formé dans la paroi

annulaire radialement externe de la chambre, dans l'axe d'un système d'injection dédié à l'allumage ou à mi-distance circonférentiellement de deux systèmes d'injection dédiés à l'allumage.

5 L'orifice de passage de la bougie est agencé axialement en amont et à proximité des trous primaires.

Chaque paroi de révolution comporte aussi des microperforations par lesquelles de l'air est admis
10 dans la chambre, pour assurer un refroidissement de la paroi.

Du fait de la faible distance entre l'orifice de passage de la bougie et les trous primaires, il n'est pas possible de réaliser de telles
15 microperforations entre l'orifice de passage et les trous primaires adjacents, ce qui limite l'efficacité du refroidissement de la paroi considérée.

EXPOSÉ DE L'INVENTION

L'invention propose une paroi de révolution
20 pour une chambre de combustion de turbomachine d'aéronef, comprenant une rangée circonférentielle de trous primaires, une rangée circonférentielle de trous de dilution agencés en aval desdits trous primaires, et au moins un orifice de passage de bougie d'allumage
25 positionné axialement en amont des trous primaires, dans laquelle les trous primaires d'une part et les trous de dilution d'autre part sont répartis symétriquement de part et d'autre d'un plan axial médian de l'orifice de passage, caractérisée en ce que
30 chaque premier trou primaire, pris en s'éloignant circonférentiellement du plan axial médian dans un sens

ou dans l'autre, est positionné à une cote
circonférentielle comprise entre les cotes
circonférentielles du premier trou de dilution et du
deuxième trou de dilution pris en s'éloignant
5 circonférentiellement du plan axial médian.

Une telle disposition des trous primaires
augmente l'espace entre l'orifice de passage de la
bougie et les trous primaires adjacents. Il est alors
possible de réaliser des trous dits de multiperforation
10 entre l'orifice de passage de la bougie et les trous
primaires pour favoriser le refroidissement de la
paroi, sans réduire le nombre de trous primaires.

De préférence, chacun des autres trous
primaires est positionné à une même cote
15 circonférentielle qu'un trou de dilution associé.

De préférence, lesdits autres trous
primaires sont répartis à équidistance les uns des
autres, selon un pas P prédéfini, et en ce que la
distance entre lesdits deux premiers trous primaires
20 est supérieure au pas P séparant deux desdits autres
trous primaires adjacents.

De préférence, la distance entre le premier
trou primaire et le deuxième trou primaire rencontré en
s'éloignant circonférentiellement du plan axial médian
25 est inférieure au pas P séparant deux desdits autres
trous primaires adjacents

De préférence, les trous de dilution sont
répartis à équidistance les uns des autres, selon un
pas sensiblement égal à la moitié du dit pas P
30 prédéfini.

De préférence, la paroi de révolution comporte des trous de multiperforation situés entre l'orifice de passage et chacun desdits premiers trous primaires.

5 chambre annulaire de combustion pour turbomachine d'aéronef, comprenant une paroi annulaire de fond de chambre ainsi que deux parois de révolution coaxiales, respectivement interne et externe, raccordées à ladite paroi de fond de chambre, et dont
10 l'une au moins est une paroi de révolution telle que définie précédemment.

L'invention concerne aussi une turbomachine pour aéronef, telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, comprenant une chambre
15 annulaire de combustion définie précédemment.

BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description détaillée qui va suivre pour la compréhension de
20 laquelle on se reportera aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique partielle en coupe axiale d'une turbomachine d'aéronef comprenant une chambre de combustion selon un premier
25 mode de réalisation préféré de l'invention ;

- la figure 2 est une représentation schématique en section selon un plan radial d'une partie de la paroi de la chambre de combustion montrant la disposition des trous primaires et de l'orifice de
30 passage de la bougie ;

-la figure 3 est une représentation en développée de la partie de la paroi de la chambre de combustion représentée à la figure 2, montrant la disposition des trous primaires, des trous de dilution
5 et de l'orifice de passage de la bougie ;

- la figure 4 est un détail à plus grande échelle de la figure 3, montrant la répartition des multiperforations réalisées dans la paroi.

10 **EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PARTICULIERS**

La figure 1 représente une chambre annulaire de combustion 10 d'une turbomachine 12, telle qu'un turboréacteur d'avion.

D'une manière bien connue, la chambre de
15 combustion 10 est située en aval d'un compresseur (non représenté) de la turbomachine 12, qui alimente la chambre de combustion 10 en un flux air sous pression 14. La chambre de combustion 10 est en outre montée en amont d'une turbine (non représentée) de la
20 turbomachine, destinée à entraîner en rotation le compresseur sous l'effet de la poussée des gaz provenant de la chambre de combustion.

La chambre de combustion 10 comprend deux parois de révolution coaxiales à l'axe longitudinal A
25 de la chambre de combustion 10, une paroi de révolution radialement interne 16 et une paroi de révolution radialement externe 18 et qui s'étendent l'une à l'intérieur de l'autre.

Ces deux parois de révolution 16 et 18 sont
30 reliées l'une à l'autre à leur extrémité amont par une

paroi annulaire de fond de chambre 26, de manière connue.

La paroi annulaire de fond de chambre 26 comporte une rangée annulaire d'orifices d'injection 22
5 régulièrement répartis autour de l'axe A de la chambre de combustion 10, et dans lesquels des systèmes d'injection 28 sont montés.

Chaque système d'injection 28 est associé à un injecteur de carburant 30 et est conçu pour délivrer
10 dans la chambre de combustion 10 une partie du flux d'air 14 issu du compresseur et du carburant issu des injecteurs 30.

Chacune des parois annulaires 16 et 18 comporte deux rangées circonférentielles d'orifices
15 d'entrée d'air 32 et 34. Ces orifices 32, 34 sont de section globalement circulaire et sont destinés à l'injection dans la chambre de combustion d'une autre partie 36 du flux d'air 14 provenant du compresseur.

En fonctionnement, cette autre partie 36 du
20 flux d'air 14 atteint les orifices d'entrée d'air 32 et 34 par l'intermédiaire d'un espace annulaire de contournement 40 délimité par les parois annulaires 16 et 18 de la chambre de combustion d'une part, et des carters 24 de la turbomachine 12, entourant la chambre
25 de combustion 10 d'autre part.

Une première rangée d'orifices 32 est formée autour d'une région amont 42 de la chambre de combustion 10, couramment appelée zone primaire, dans laquelle ont lieu les réactions de combustion du
30 mélange d'air et de carburant. Les orifices 32 de cette

première rangée sont pour cette raison couramment appelés trous primaires.

La deuxième rangée d'orifices 34 est formée autour d'une région 44 de la chambre de combustion 10, en aval de la zone primaire, dans laquelle les gaz de combustion sont dilués et refroidis. Cette deuxième région 44 est couramment appelée zone de dilution, les orifices 34 de cette deuxième rangée sont pour cette raison couramment appelés trous de dilution.

La turbomachine 12 comprend en outre au moins une bougie d'allumage 46 débouchant dans la zone primaire 42 de la chambre de combustion 10 au travers d'un orifice de passage de bougie 48 ménagé dans la paroi radialement externe 18 de la chambre de combustion 10.

La bougie 46 est centrée par rapport à un plan contenant l'axe A de la chambre de combustion et l'axe B de l'un des systèmes d'injection 28, ledit plan correspondant au plan de la figure 1.

L'axe principal C de l'orifice 48 de passage de bougie d'allumage est faiblement décalé vers l'amont par rapport à la rangée de trous primaires 32.

Comme on peut le voir plus en détails aux figures 2 à 4, les trous primaires 32 et les trous de dilution 34 sont répartis de part et d'autre d'un plan D axial médian par rapport à la chambre de combustion 10, passant par l'axe principal C de l'orifice de passage 48.

Dans la description qui va suivre on fera référence à une moitié de chaque alignement 50, 52 de trous primaires 32 et de trous de dilution 34. Il sera

compris que la description de l'autre moitié de chaque alignement se déduira par simple symétrie.

L'alignement 50 de trous primaires 32 comporte, en s'éloignant circonférentiellement du plan D axial médian, un premier trou primaire 321 et un deuxième trou primaire 322 qui est plus éloigné du plan D axial médian que le premier trou primaire 321.

De façon similaire, l'alignement 52 de trous de dilution 34 comporte, en s'éloignant circonférentiellement du plan D axial médian, un premier trou de dilution 341, un deuxième trou de dilution 342 et un troisième trou de dilution 343.

Ici, le nombre de trous de dilution 34 est le double du nombre de trous primaires 32.

Un trou de dilution 340 est donc centré sur le plan D axial médian.

Selon une variante de réalisation non représentée, le nombre de trous de dilution 34 est égal au nombre de trous primaires 32.

L'alignement 52 de trous de dilution 34 comporte alors, en s'éloignant circonférentiellement du plan D axial médian, un premier trou de dilution 341, un deuxième trou de dilution 342 et un troisième trou de dilution 343, il ne comporte pas de trou de dilution centré sur le plan D axial médian.

L'orifice de passage 48 est agencé en amont des trous de dilution 34, et en amont des trous primaires 32 de manière telle que son axe principal C est situé à proximité des trous primaires 34.

Aussi, le diamètre de l'orifice de passage 48 est relativement important, par rapport au diamètre des trous primaires 32 et des trous de dilution 34.

5 A cet effet, selon l'invention, le premier trou primaire 321 est positionné à une cote circonférentielle par rapport au plan D axial médian qui est comprise entre la cote circonférentielle du premier trou de dilution 341 et du deuxième trou de dilution 342.

10 Chacun des autres trous primaires 322, 32 est associé à un trou de dilution 34 de manière qu'il est situé à la même cote circonférentielle que le trou de dilution 34 associé.

15 Ainsi, selon le mode de réalisation représenté aux figures, pour lequel le nombre de trous de dilution 34 est égal au double du nombre de trous primaires 32, le deuxième trou primaire 322 est situé à la même cote circonférentielle que le troisième trou de dilution 343.

20 Selon le mode de réalisation pour lequel le nombre de trous de dilution 34 est égal au nombre de trous primaires 32, le premier trou primaire 321 étant situé à une cote circonférentielle par rapport au plan D axial médian qui est comprise entre la cote circonférentielle du premier trou de dilution 341 et du deuxième trou de dilution 342. Aussi, le deuxième trou primaire 322 est alors situé à la même cote circonférentielle que le deuxième trou de dilution 342.

30 Selon un autre aspect des trous primaires 32 et des trous de dilution 34, les trous primaires 32 autres que les deux premiers trous primaires 321 sont

répartis circonférentiellement à équidistance les uns des autres selon un pas P prédéfini.

Les trous de dilution 34 qui sont associés à ces autres trous primaires sont ainsi répartis à
5 équidistance les uns des autres selon ce même pas P.

De plus, selon le mode de réalisation pour lequel le nombre de trous de dilution 34 est supérieur au nombre de trous primaires, les trous de dilution sont répartis selon un pas égal à la moitié du pas P
10 séparant deux des autres trous primaires 32.

Quel que soit le mode de réalisation de la paroi de révolution, le premier trou de dilution est situé à une distance circonférentielle du plan D axial médian qui est égale à la moitié du pas P séparant deux
15 des autres trous primaires 32.

Le deuxième trou de dilution 342 est situé à une distance circonférentielle du plan D axial médian qui est égale au pas P séparant deux des autres trous primaires 32 lorsque le nombre de trous de dilution est
20 égal au double du nombre de trous primaires, ou bien à une distance circonférentielle du plan D axial médian qui est égale à une fois et demi la valeur du pas P.

Comme on l'a dit précédemment, le premier trou primaire 321 est agencé circonférentiellement
25 entre le premier trou de dilution 341 et le deuxième trou de dilution 342.

Par conséquent, comme on peut le voir plus en détails à la figure 2, la distance circonférentielle
56 entre le premier trou primaire 321 et le plan D axial médian est supérieure à la moitié du pas P, et
30 inférieure à une fois et demie la valeur du pas P.

La distance circonférentielle 58 entre le premier trou primaire 321 et le deuxième trou primaire 322 est inférieure à la valeur du pas P.

5 La distance circonférentielle 60 entre le deuxième trou primaire 322 et l'autre trou primaire 32 adjacent est égale à la valeur du pas P.

Aussi, la distance circonférentielle 62 entre les deux premiers trous primaires 321, qui sont agencés symétriquement de part et d'autre du plan D axial médian, est égale au double de la distance circonférentielle 56 entre chaque premier trou primaire 321 et le plan D axial médian et est supérieure à la valeur du pas P.

15 La distance circonférentielle 62 entre les deux premiers trous primaires est telle qu'ils sont relativement éloignés de l'orifice de passage de la bougie.

Selon encore un autre aspect de la paroi de révolution 18, comme on peut le voir à la figure 4, la distance circonférentielle 56 entre chaque premier trou primaire 321 et le plan D axial médian est suffisamment importante pour réaliser des trous de multiperforation 54 dans la paroi 18, dans une zone située entre l'orifice de passage 48 et chaque premier trou primaire 321.

Les trous de multiperforation 54 permettent de refroidir la paroi 18 en permettant le passage d'air depuis l'espace annulaire de contournement 40 vers le volume intérieur de la chambre de combustion 10.

30 Ces trous de multiperforation 54 sont répartis sur toute la surface de la paroi 18, et non

seulement dans la zone située entre l'orifice de passage 48 et chaque premier trou primaire 321.

REVENDEICATIONS

1. Paroi de révolution (18) pour une
5 chambre de combustion (10) de turbomachine d'aéronef,
comprenant
une rangée circonférentielle (50) de trous
primaires (32),
une rangée circonférentielle (52) de trous
10 de dilution (34) agencés en aval desdits trous
primaires (32), et
au moins un orifice de passage (48) de
bougie d'allumage positionné axialement en amont des
trous primaires (32),
15 dans laquelle les trous primaires (32)
d'une part et les trous de dilution (34) d'autre part
sont répartis symétriquement de part et d'autre d'un
plan axial (D) médian de l'orifice de passage (48),
caractérisée en ce que chaque premier trou
20 primaire (321), pris en s'éloignant
circonférentiellement du plan axial (D) médian dans un
sens ou dans l'autre, est positionné à une cote
circonférentielle comprise entre les cotes
circonférentielles du premier trou de dilution (341) et
25 du deuxième trou de dilution (342) pris en s'éloignant
circonférentiellement du plan axial (D) médian.

2. Paroi de révolution (18) selon la
revendication 1, caractérisée en ce que chacun des
30 autres trous primaires (32) est positionné à une même

cote circonférentielle qu'un trou de dilution (34) associé.

3. Paroi de révolution (18) selon la
5 revendication 1 ou 2, caractérisée en ce que lesdits
autres trous primaires (32) sont répartis à
équidistance les uns des autres, selon un pas P
prédéfini, et en ce que la distance (62) entre lesdits
deux premiers trous primaires (321) est supérieure au
10 pas P séparant deux desdits autres trous primaires (32)
adjacents.

4. Paroi de révolution (18) selon la
revendication 3, caractérisée en ce que la distance
15 (58) entre le premier trou primaire (321) et le
deuxième trou primaire (322) rencontré en s'éloignant
circonférentiellement du plan axial (D) médian est
inférieure au pas P séparant deux desdits autres trous
primaires (32) adjacents

20

5. Paroi de révolution (18) selon la
revendication 3 ou 4, caractérisée en ce que les trous
de dilution (34) sont répartis à équidistance les uns
des autres, selon un pas sensiblement égal à la moitié
25 du dit pas P prédéfini.

6. Paroi de révolution (18) selon l'une
quelconque des revendications précédentes, caractérisée
en ce qu'elle comporte des trous de multiperforation
30 (54) situés entre l'orifice de passage (48) et chacun
desdits premiers trous primaires (321).

7. Chambre annulaire de combustion (10)
pour turbomachine d'aéronef, comprenant une paroi
annulaire de fond de chambre (26) ainsi que deux parois
5 de révolution coaxiales, respectivement interne (16) et
externe (18), raccordées à ladite paroi de fond de
chambre (26), et dont l'une au moins est une paroi de
révolution (18) selon l'une quelconque des
revendications 1 à 6.

10

8. Turbomachine (12) pour aéronef, telle
qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion,
comprenant une chambre annulaire de combustion (10)
selon la revendication 7.

15

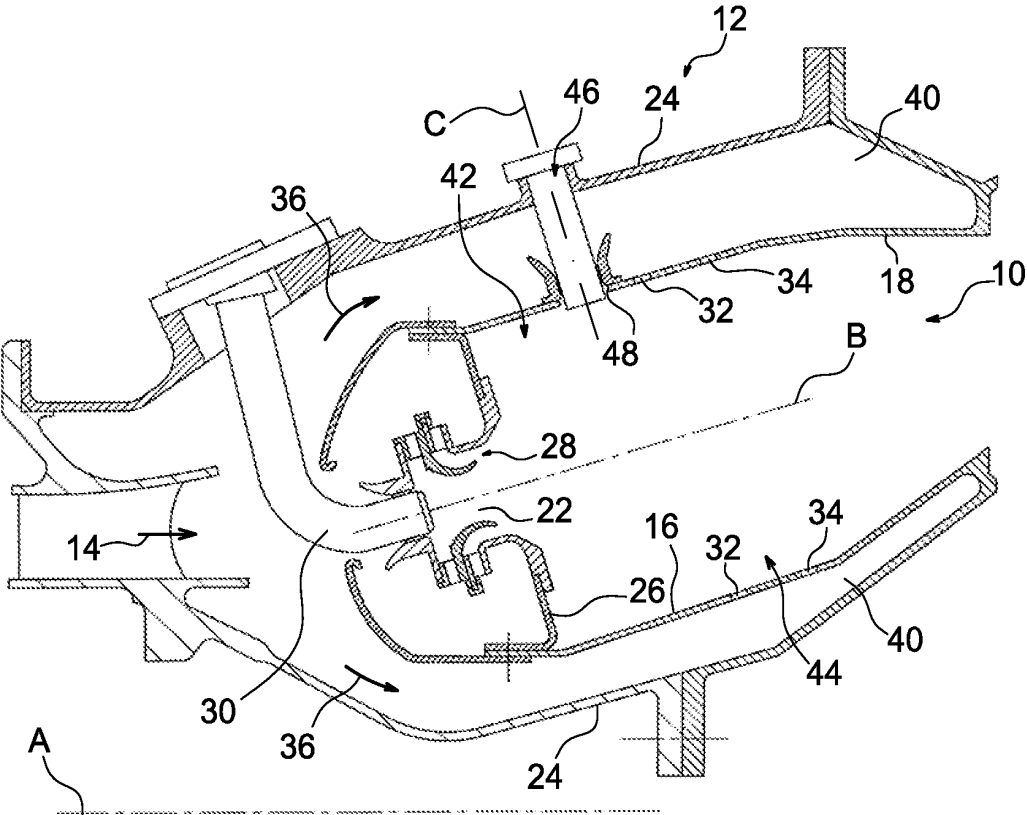


FIG. 1

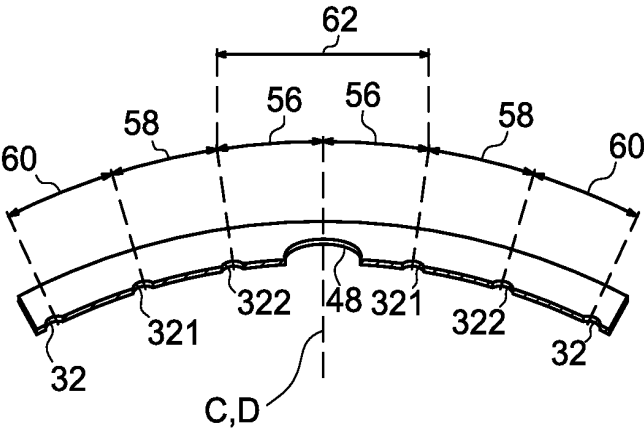


FIG. 2

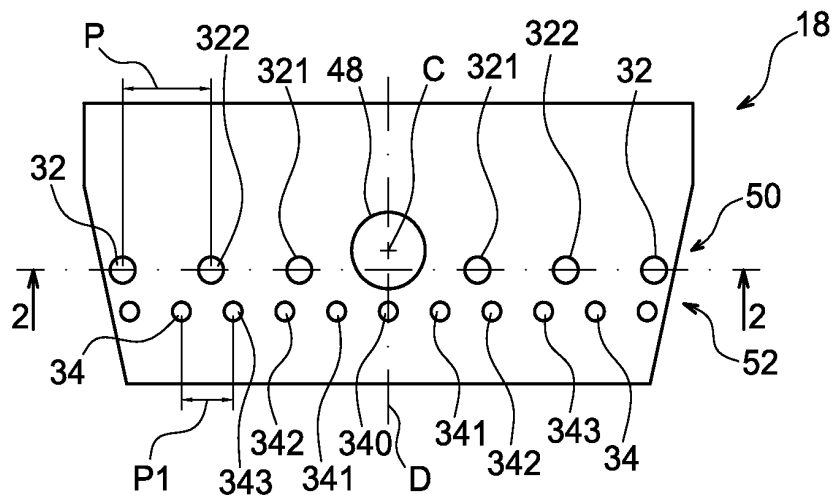


FIG. 3

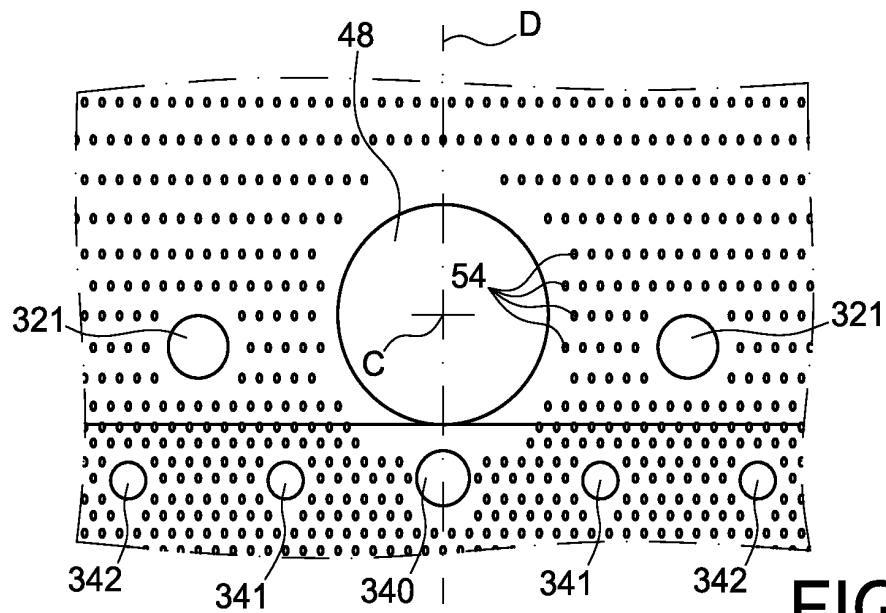


FIG. 4



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 750678
FR 1154387

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	US 2009/084110 A1 (DUDEBOUT RODOLPHE [US] ET AL) 2 avril 2009 (2009-04-02)	1,6-8	F23R3/06
Y	* alinéas [0001] - [0003], [0014], [0019], [0022], [0029] * * figures 1,3 *	2	
X	GB 594 285 A (POWER JETS LTD; MATTHEW LEWIS NATHAN) 7 novembre 1947 (1947-11-07) * page 1, ligne 1-27 * * page 2, ligne 7-60 * * page 4, ligne 15-88 * * figure 3 *	1	
Y	FR 2 950 415 A1 (SNECMA [FR]) 25 mars 2011 (2011-03-25)	2	
A	* le document en entier *	6-8	
A	EP 1 777 458 A1 (SNECMA [FR]) 25 avril 2007 (2007-04-25) * alinéas [0001] - [0004], [0016] - [0026] * * figures 1-3 *	2,6-8	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			F23R
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
23 novembre 2011		Vogl, Paul	
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			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1154387 FA 750678**

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 **23-11-2011**

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
US 2009084110 A1	02-04-2009	AUCUN	
GB 594285 A	07-11-1947	AUCUN	
FR 2950415 A1	25-03-2011	FR 2950415 A1 WO 2011033242 A2	25-03-2011 24-03-2011
EP 1777458 A1	25-04-2007	EP 1777458 A1 FR 2892180 A1 US 2007084219 A1	25-04-2007 20-04-2007 19-04-2007