(19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

PARIS

(11) **N° de publication :** **2 958 012**
(à n'utiliser que pour les commandes de reproduction)

(21) **N° d'enregistrement national :** **10 01142**

(51) Int Cl[8] : ***F 23 R 3/06*** *(2006.01), F 23 R 3/50*

(12) DEMANDE DE BREVET D'INVENTION A1

(22) **Date de dépôt :** 23.03.10.

(30) **Priorité :**

(43) **Date de mise à la disposition du public de la demande :** 30.09.11 Bulletin 11/39.

(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 Société anonyme* — FR.

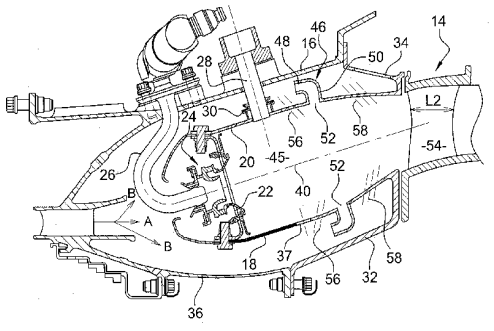
(72) **Inventeur(s) :** SANDELIS DENIS JEAN MAURICE.

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

(74) **Mandataire(s) :** ERNEST GUTMANN YVES PLASSERAUD SAS.

(54) CHAMBRE DE COMBUSTION DE TURBOMACHINE.

(57) Chambre annulaire de combustion (45) comprenant deux parois de révolution interne (18) et externe (20) comportant des orifices de dilution (52). Des moyens de prélèvement d'air (46) sont montés sur les parois de la chambre à l'extérieur de celle-ci et communiquent avec les orifices de dilution (52) lesquels ont une forme allongée dont l'axe est incliné par rapport à l'axe (40) de la chambre de combustion d'un angle compris entre 0° et 45°, de façon à ce que l'air passant par les moyens de prélèvement (46) et les orifices de dilution (52) soit dévié en direction circonférentielle par rapport à l'axe (40) de la chambre.



FR 2 958 012 - A1

CHAMBRE DE COMBUSTION DE TURBOMACHINE

La présente invention concerne une chambre annulaire de combustion pour une turbomachine telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion.

De manière connue, dans une turbomachine, une chambre annulaire de combustion est agencée en sortie d'un compresseur haute pression et comporte deux parois de révolution interne et externe reliées à leur extrémité amont à un fond de chambre annulaire traversé axialement par des moyens d'injection de carburant.

L'air sortant du compresseur haute pression entre à l'intérieur de la chambre et se mélange à du carburant qui est enflammé par une ou plusieurs bougies d'allumage montées sur un carter externe et débouchant à l'intérieur de la chambre. Une partie de l'air sortant du compresseur contourne la chambre et s'écoule entre la paroi de révolution interne et un carter interne et une autre partie de l'air s'écoule à l'extérieur de la chambre entre le carter externe et la paroi de révolution externe.

Les parois de révolution interne et externe comprennent en aval des bougies des orifices primaires de passage d'air destinés à stabiliser la flamme dans le fond de chambre et des orifices d'air de dilution destinés à assurer un profil de température optimal en sortie de chambre.

Les gaz chauds sortant axialement de la chambre de combustion passent dans une turbine haute pression comprenant en entrée une rangée annulaire d'aubes de distributeur. Chaque aube de distributeur a une section incurvée de manière à réaliser une déviation des gaz chauds vers les bords d'attaque des aubes d'une roue de turbine située immédiatement en aval. Pour assurer ce guidage, les aubes de distributeur doivent avoir une longueur de corde donnée, ce qui impose une dimension axiale minimale du distributeur et de la partie de la turbomachine qui est au niveau du distributeur.

L'invention a notamment pour but de réduire la dimension axiale du distributeur et donc de la turbomachine.

A cette fin, elle propose une chambre annulaire de combustion pour turbomachine, comprenant deux parois de révolution coaxiales interne et externe comportant des orifices de dilution régulièrement répartis autour de l'axe de la chambre, caractérisée en ce que des moyens de prélèvement d'air sont montés sur les parois de la chambre à l'extérieur de celle-ci et communiquent avec les orifices de dilution et en ce que les orifices de dilution ont une forme allongée dont l'axe est incliné par rapport à l'axe de la chambre de combustion d'un angle compris entre 0° et 45°, de façon à ce que l'air passant par les moyens de prélèvement et les orifices de dilution soit dévié en direction circonférentielle par rapport à l'axe de la chambre.

Les moyens de prélèvement d'air montés à l'extérieur de la chambre assurent une bonne pénétration de l'air à l'intérieur de la chambre à travers les orifices de dilution. La forme allongée et inclinée de ces orifices par rapport à l'axe de la chambre induit une pré-rotation des gaz chauds sortant de la chambre de combustion. Ainsi, il est possible de diminuer la corde et donc la dimension axiale des aubes de distributeur agencées immédiatement en sortie de la chambre de combustion tout en conservant un guidage et une déviation des gaz chauds identique à celle obtenue avec les aubes de distributeur axialement plus longs de l'art antérieur. L'invention permet ainsi de réduire la longueur et la masse de la turbomachine et donc de réduire la consommation de carburant.

Dans une réalisation de l'invention, les moyens de prélèvement d'air comprennent des conduits coudés en L chacun communiquant en sortie avec un orifice de dilution, l'entrée de chaque conduit étant orientée vers l'amont.

Préférentiellement, les axes des orifices de dilution forment un angle avec l'axe de la chambre de combustion compris entre environ 20° et 40°.

Selon une autre caractéristique de l'invention, le nombre de conduits de prélèvement d'air est supérieur ou égal à deux fois le nombre d'injecteurs de carburant montés à l'extrémité amont de la chambre, ce qui permet d'avoir une pression circonférentiellement uniforme en sortie de chambre.

Selon encore une autre caractéristique de l'invention, les parois interne et externe de la chambre comprennent des multiperforations en amont et en aval des moyens de prélèvement d'air.

En aval des moyens de prélèvement, les axes des multiperforations sont inclinés par rapport aux normales aux parois en direction longitudinale.

En aval des moyens de prélèvement, les axes des multiperforations sont préférentiellement inclinés par rapport aux normales aux parois en direction longitudinale et en direction circonférentielle, l'inclinaison en direction circonférentielle étant sensiblement identique à celle des orifices de dilution de manière à orienter le flux d'air passant par les multiperforations de la même façon que le flux d'air sortant des orifices de dilution.

L'invention concerne également une turbomachine, telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, caractérisée en ce qu'elle comprend une chambre de combustion telle que décrite ci-dessus.

L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif, en référence aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une demi-vue schématique en coupe axiale d'une chambre annulaire de combustion selon la technique antérieure ;
- la figure 2 est une demi-vue schématique en coupe axiale d'une chambre annulaire de combustion selon l'invention ;
- la figure 3 est une vue schématique agrandie d'une forme possible des orifices de dilution d'une chambre selon l'invention.

On se réfère tout d'abord à la figure 1 qui représente une chambre annulaire de combustion 10 d'une turbomachine telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, agencée entre un compresseur haute pression en amont et un distributeur d'entrée 14 d'une turbine haute pression en aval.

La chambre de combustion 10 est montée à l'intérieur d'un carter externe 16 et comprend deux parois de révolution interne 18 et externe 20 reliées à leur extrémité amont à un fond de chambre annulaire 22 comportant des orifices de passage de têtes d'injecteurs 24 alimentés en carburant par des conduits d'amenée 26 de carburant.

Au moins une bougie 28 est portée par le carter externe 16 et engagée dans des moyens de guidage 30 portés par la paroi de révolution externe 20. L'extrémité interne de la bougie 28 débouche à l'intérieur de la chambre pour enflammer le carburant injecté dans celle-ci.

Les extrémités aval des parois de révolution interne 18 et externe 20 sont reliées à des brides 32, 34 de fixation sur un carter interne 36 et sur le carter externe 16, respectivement.

Les parois de révolution interne 18 et externe 20 comprennent des orifices primaires 37 de passage d'air et des orifices de dilution 38 régulièrement répartis autour de l'axe 40 de la chambre. Des mutliperforations (dont seuls les axes 42 sont représentés) sont également formées dans les parois de révolution en amont et en aval des orifices de dilution 38 pour le refroidissement de ces parois.

En fonctionnement, l'air sortant du compresseur haute pression se divise en un flux d'air entrant à l'intérieur de la chambre de combustion et mélangé au carburant (flèche A) et en un flux d'air de contournement (flèches B) de la chambre. Le flux d'air de contournement s'écoule entre le carter interne 32 et la paroi de révolution interne 38 d'une part et entre le carter externe 16 et la paroi de révolution externe 20 d'autre part.

Une partie de l'air de contournement de la chambre de combustion est ensuite introduit à l'intérieur de la chambre par l'intermédiaire des

orifices primaires et de dilution 37, 38. Une partie également de l'air de contournement est introduit dans la chambre grâce aux multiperforations qui permettent de former une couche d'air s'écoulant sur les faces des parois de révolution interne 18 et externe 20 situées à l'intérieur de la chambre de manière à limiter l'échauffement des parois interne 18 et externe 20.

La turbine haute pression agencée en sortie de la chambre de combustion reçoit les gaz chauds sortant axialement de la chambre et comprend une rangée annulaire d'aubes 44 de distributeur dont la fonction est de dévier ces gaz chauds vers des aubes de la roue de turbine immédiatement en aval. Pour cela, ces aubes 44 ont un profil courbe ou incurvé.

Toutefois, afin de garantir une déviation ou giration adéquate du flux d'air par les aubes 44, ces dernières doivent avoir une dimension axiale minimale (L1) qui implique une dimension axiale minimale pour la turbomachine.

La figure 2 représente une chambre de combustion 45 selon l'invention dans laquelle des moyens de prélèvement d'air sont montés sur les parois de révolution interne 18 et externe 20, extérieurement à ces parois.

Ces moyens de prélèvement d'air 46 sont formés par des conduits coudés 46, par exemple à section en L, qui s'étendent dans les espaces annulaires où circule l'air de contournement de la chambre de combustion. Ces conduits 46 comprennent chacun une partie amont 48 et une partie aval 50. La partie amont 48 comprend une entrée d'air orientée vers l'amont sensiblement selon la direction d'écoulement du flux d'air de contournement. La partie aval 50 des conduits communique avec les orifices de dilution 52 et est orientée sensiblement radialement par rapport à la paroi de révolution interne 18 ou externe 20 correspondante.

Les orifices de dilution 52 ont une forme allongée qui présente un axe longitudinal 53 incliné par rapport à l'axe 40 de la chambre de combustion 45 (figure 3).

En fonctionnement, l'air prélevé par les conduits 46 est dévié en direction circonférentielle par rapport à l'axe 40 de la chambre 45, ce qui permet d'induire une pré-rotation des gaz chauds sortant de la chambre de combustion 45. De cette manière, on peut réduire la dimension axiale L2 (qui est inférieure à L1) des aubes 54 de distributeur tout en conservant une même déviation de l'air en aval du distributeur, ce qui permet de réduire la longueur et la masse de la turbomachine tout en conservant le même rendement.

L'inclinaison des axes des orifices 52 par rapport à l'axe de la chambre est comprise entre 0° et 45°, de préférence entre 20° et 40°.

Les multiperforations en amont des conduits coudés 46 débouchent dans la chambre de combustion vers l'aval et leurs axes 56 sont inclinés par rapport à la normale aux parois de révolution interne et externe, chaque axe 56 étant contenu dans un plan passant par l'axe 40 de la chambre de combustion 45.

Les multiperforations en aval des conduits coudés 46 débouchent dans la chambre de combustion 45 vers l'aval et leurs axes 58 sont inclinés par rapport à la normale aux parois en direction longitudinale et en direction circonférentielle, l'inclinaison circonférentielle est choisie de manière à être sensiblement la même que celle des orifices de dilution 52, l'inclinaison en direction longitudinale étant identique à celle des multiperforations amont.

Dans une réalisation de l'invention, le nombre de conduits 46 de prélèvement d'air est égal à deux fois le nombre d'injecteurs de carburant et le nombre d'aubes de distributeur est égal au nombre de conduits 46 de prélèvement d'air, ce qui permet d'avoir une pression circonférentiellement uniforme en sortie du distributeur.

Dans la réalisation de la figure 3, les orifices de dilution 52 ont une forme allongée avec une largeur constante d'amont en aval. Toutefois,

d'autres formes d'orifices peuvent permettre une déviation d'un flux d'air en direction circonférentielle, à partir du moment où ces orifices ont une forme allongée de telle manière qu'elle présente un axe principal incliné par rapport à l'axe de la chambre de combustion. Par exemple, il serait possible d'obtenir une déviation du flux d'air en direction circonférentielle avec des orifices de dilution à section incurvée similaire à la section d'une aube de distributeur.

On notera que l'intégration de moyens de prélèvement d'air tels que les conduits coudés 46 dans le flux d'air de contournement de la chambre 45 induit une perte de charge supplémentaire qui est toutefois limitée et de l'ordre de 0,2 à 0,3 % et est donc sensiblement négligeable en regard de la diminution de la dimension axiale des distributeurs 54 qui est comprise entre 10 % et 20 %.

REVENDICATIONS

1. Chambre annulaire de combustion (45) pour turbomachine comprenant deux parois de révolution coaxiales interne (18) et externe (20) comportant des orifices de dilution (52) régulièrement répartis autour de l'axe (40) de la chambre (45), caractérisée en ce que des moyens de prélèvement d'air (46) sont montés sur les parois de la chambre à l'extérieur de celle-ci et communiquent avec les orifices de dilution (52) et en ce que les orifices de dilution (52) ont une forme allongée dont l'axe (53) est incliné par rapport à l'axe (40) de la chambre de combustion d'un angle compris entre 0° et 45°, de façon à ce que l'air passant par les moyens de prélèvement (46) et les orifices de dilution (52) soit dévié en direction circonférentielle par rapport à l'axe (40) de la chambre.

2. Chambre selon la revendication 1, caractérisée en ce que les moyens de prélèvement d'air comprennent des conduits coudés (46) en L chacun communiquant en sortie avec un orifice de dilution (52), l'entrée de chaque conduit étant orientée vers l'amont.

3. Chambre selon la revendication 1 ou 2, caractérisée en ce que les axes des orifices de dilution (52) forment un angle avec l'axe (40) de la chambre de combustion compris entre environ 20° et 40°.

4. Chambre selon l'une des revendication 1 à 3, caractérisée en ce que le nombre de conduits (46) de prélèvement d'air est supérieur ou égal à deux fois le nombre d'injecteurs de carburant montés à l'extrémité amont de la chambre.

5. Chambre selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisée en ce que les parois interne (18) et externe (20) comprennent des multiperforations en amont et en aval des moyens de prélèvement d'air.

6. Chambre selon la revendication 5, caractérisée en ce qu'en amont des moyens de prélèvement, les axes (56) des multiperforations sont inclinés par rapport aux normales aux parois (18, 20) en direction longitudinale.

7. Chambre selon la revendication 5 ou 6, caractérisée en ce qu'en aval des moyens de prélèvement, les axes (58) des multiperforations sont inclinés par rapport aux normales aux parois (18, 20) en direction longitudinale et en direction circonférentielle, l'inclinaison en direction circonférentielle étant sensiblement identique à celle des orifices de dilution (52).

8. Turbomachine, telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, caractérisée en ce qu'elle comprend une chambre de combustion (45) selon l'une des revendications 1 à 8.

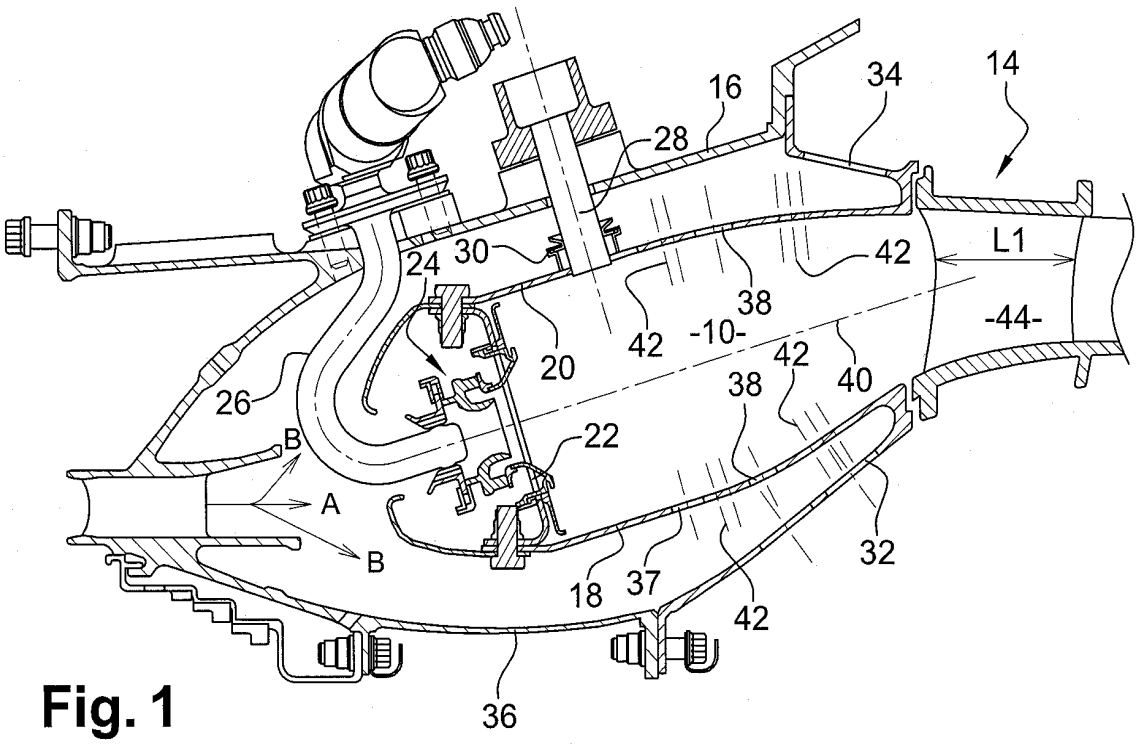

14
16
34
28
L1
42
30
24
38
-10-
-44-
42
20
42
40
38
26
22
B
A
B
32
18
37
42
36

Fig. 1

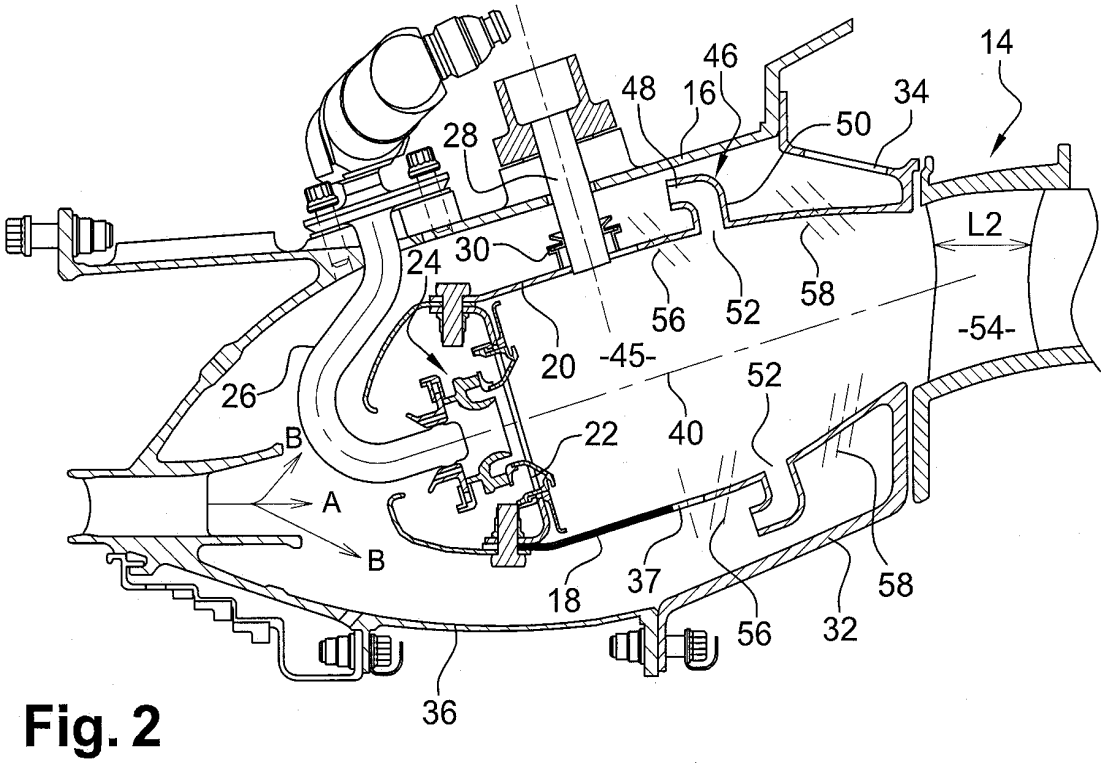

14
46
48
16
34
50
28
L2
30
24
56
52
58
-54-
-45-
20
52
26
40
22
B
A
B
58
18
37
56
32
36

Fig. 2

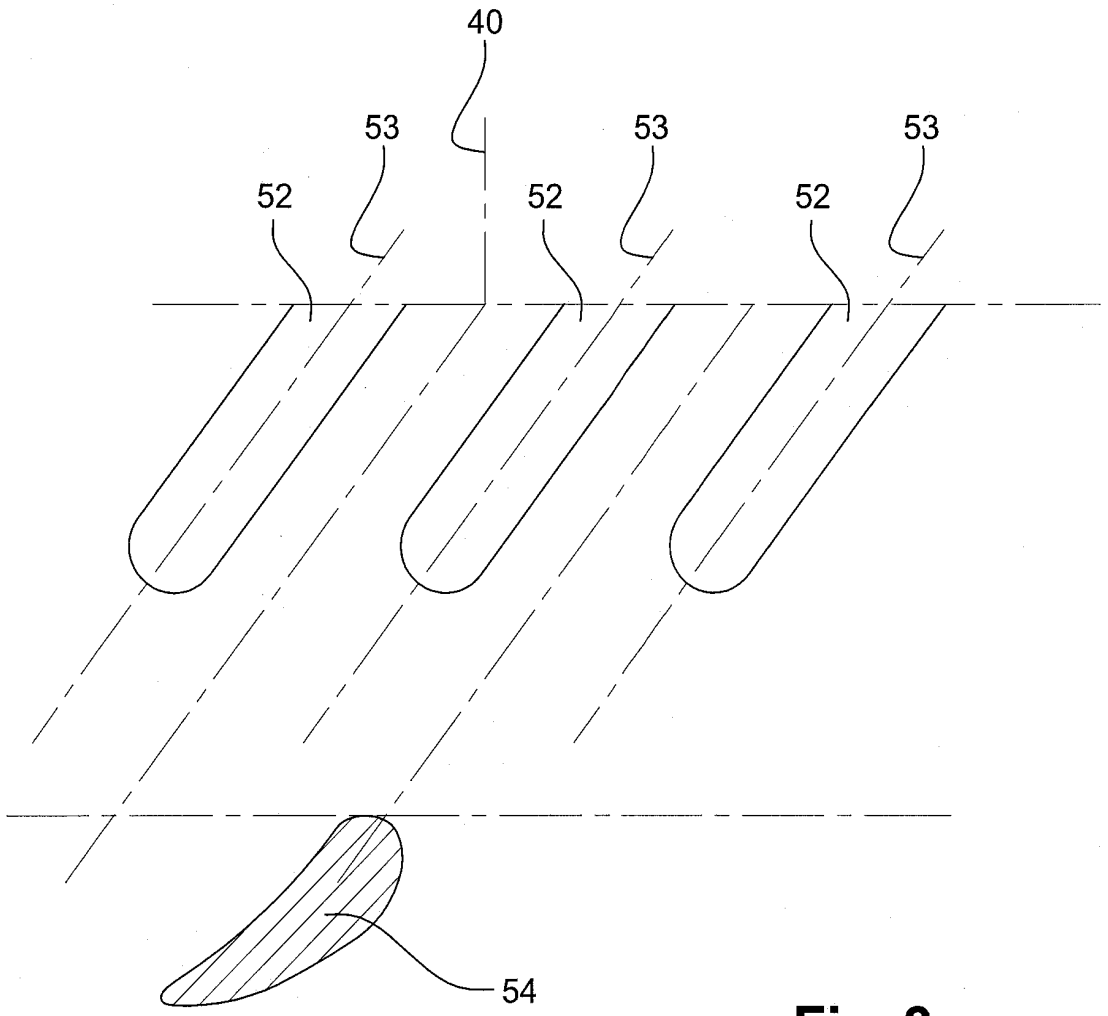


Fig. 3

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

INSTITUT NATIONAL DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement national

FA 734929
FR 1001142

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	GB 980 363 A (JAN JERIE) 13 janvier 1965 (1965-01-13)	1-3,8	F23R3/06 F23R3/50
A	* page 2, ligne 60 - ligne 112 * * figures 3, 4, 9 *	4	

A	EP 0 972 992 A2 (GEN ELECTRIC [US]) 19 janvier 2000 (2000-01-19) * alinéa [0026] - alinéa [0029] * * alinéa [0049]; figures 1, 4, 6 *	5-7	

A	GB 685 068 A (SHELL REFINING & MARKETING COM) 31 décembre 1952 (1952-12-31) * page 1, ligne 39 - ligne 43 * * page 2, ligne 83 - ligne 95 * * page 3, ligne 93 - ligne 119 * * figures 1, 2, 4 *	1-3,8	

A	GB 1 462 903 A (GEN MOTORS CORP) 26 janvier 1977 (1977-01-26) * page 2, ligne 31 - ligne 42 * * page 2, ligne 128 - page 3, ligne 26 * * figures 1, 4 *	1	
	-----		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
A	FR 2 081 220 A1 (HERTEL HEINRICH) 3 décembre 1971 (1971-12-03) * page 3, ligne 19 - ligne 25 * * figures 1, 4 *	1	F23R

Date d'achèvement de la recherche	Examinateur
16 décembre 2010	Harder, Sebastian

CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS

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

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

EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1001142 FA 734929

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 16-12-2010
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
GB 980363 A	13-01-1965	DE 1199541 B	26-08-1965
EP 0972992 A2	19-01-2000	DE 69927641 D1	17-11-2005
		DE 69927641 T2	06-07-2006
		JP 3160592 B2	25-04-2001
		JP 2000130758 A	12-05-2000
		US 6145319 A	14-11-2000
GB 685068 A	31-12-1952	BE 502037 A	
		DE 876495 C	15-05-1953
		FR 1037635 A	22-09-1953
GB 1462903 A	26-01-1977	CA 993667 A1	27-07-1976
FR 2081220 A1	03-12-1971	AUCUN	

EPO FORM P0465