



(12) DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:
04.08.1999 Bulletin 1999/31

(51) Int Cl.⁶: F23D 11/38, F23C 7/00,
F23R 3/14, F23R 3/58,
F23R 3/28

(21) Numéro de dépôt: 99400141.0

(22) Date de dépôt: 21.01.1999

(84) Etats contractants désignés:
AT BE CH CY DE DK ES FI FR GB GR IE IT LI LU
MC NL PT SE
Etats d'extension désignés:
AL LT LV MK RO SI

(72) Inventeurs:
• Le Gal, Jean-Hervé
75014 Paris (FR)
• Flament, Patrick
78610 Auffargis (FR)
• Martin, Gérard
92500 Rueil-Malmaison (FR)
• Grienche, Guy
64800 Coarraze (FR)
• Schott, Gérard
64110 Rontignon (FR)

(30) Priorité: 28.01.1998 FR 9800932

(71) Demandeur: Institut Français du Pétrole
92852 Rueil-Malmaison Cedex (FR)

(54) Chambre de combustion de turbine à gaz fonctionnant au carburant liquide

(57) La présente invention concerne une chambre de combustion de turbine à gaz fonctionnant au carburant liquide, comprenant une enceinte tubulaire (2) ayant au moins une entrée d'air sous pression, un moyen d'injection (6) de combustible liquide situé sur ou à proximité de l'axe longitudinal XX' de l'enceinte tubulaire, une sortie vers la turbine.

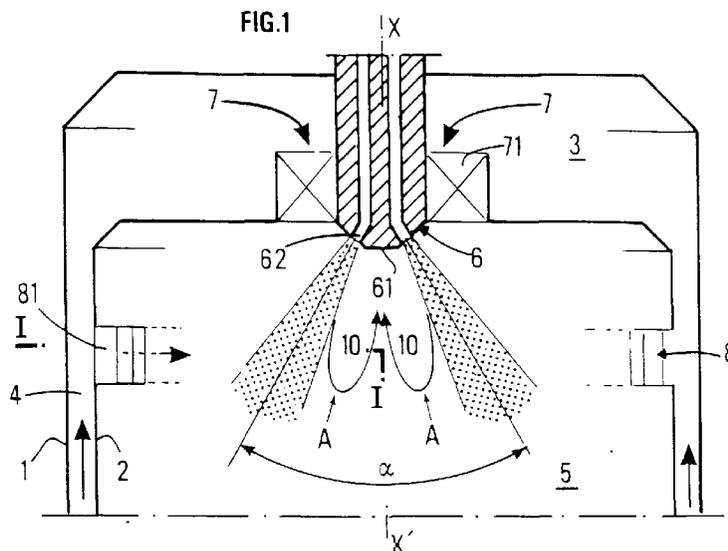
Selon l'invention :

- ledit moyen (6) d'injection de carburant comprend un ensemble d'orifices (62) disposés de façon à créer des jets séparés de combustible, lesdits jets étant situés suivant les génératrices d'un cône d'an-

gle au sommet compris entre 30° et 60°;

- Ladite chambre comprend au moins deux types d'entrées d'air sous pression situées à proximité l'une de l'autre, la première (7) introduisant l'air hélicoïdalement autour de l'axe longitudinal de la chambre de combustion, la deuxième entrée d'air (8) est tangentielle à l'enceinte (2) afin de créer autour des jets de combustible des écoulements contra-rotatifs destinés à améliorer le mélange de l'air et dudit combustible.

L'ensemble fonctionne préférentiellement à une pression comprise entre 2 et 30 bars et à une richesse comprise entre 0,4 et 0,8.



Description

[0001] La présente invention concerne le domaine des chambres de combustion de turbines à gaz fonctionnant au carburant liquide.

[0002] De telles turbines à gaz peuvent être illustrées par le système représenté sur la figure 3. Cet ensemble comprend un compresseur (20) dont la sortie est reliée à l'entrée de la chambre de combustion (1) où un carburant liquide (fioul ou kérosène) est injecté. Les gaz brûlés dans cette chambre sont ensuite détendus dans une turbine (30) qui fournit ainsi la puissance souhaitée à l'arbre principal qui lui-même entraîne le compresseur (20).

[0003] De façon connue, la combustion dans ce type de turbines à gaz amène à la formation d'oxydes d'azote qui ont diverses origines :

- le "prompt" NO résulte de réactions rapides complexes entre le fuel et l'azote de l'air. Il est formé en un temps très court généralement bien inférieur à la milliseconde.
- Le "fuel" NO est produit par des réactions entre l'azote contenu dans le carburant sous forme N et l'oxygène de l'air. Ce type d'oxyde d'azote est principalement formé en milieu pauvre, lorsque l'air est en excès par rapport au carburant.
- L'oxyde d'azote thermique est produit à haute température, à partir de l'azote de l'air N₂. L'oxyde d'azote est couramment produit à des températures supérieures à 1500°C, compte tenu des temps de séjour dans la chambre de combustion, qui est alors de l'ordre de quelques dizaines de millisecondes. La vitesse des réactions conduisant à l'azote thermique croît exponentiellement en fonction de la température.

[0004] C'est ce dernier type d'azote qui pose problème, comme il va être exposé ci-après.

[0005] Dans les chambres de combustion de turbine à gaz, la combustion au niveau de la flamme est généralement réalisée autour de la stoechiométrie car cela assure une bonne stabilité de la flamme. Cependant la richesse globale imposée par les conditions du cycle thermodynamique de la machine est très faible, de l'ordre de 0,15 à 0,3, selon les conditions de fonctionnement. Le fait d'opérer localement en conditions riches ou autour de la stoechiométrie, avec de l'air préchauffé par le compresseur, conduit à des températures localement très élevées dans la chambre (de l'ordre de 2000 à 2500 K). Les mesures ont montré que dans ces conditions, la majorité de l'oxyde d'azote formé était du "NO thermique".

[0006] Plusieurs solutions sont connues pour diminuer les émissions d'oxydes d'azote. On peut globalement les classer en deux grands types :

- les procédés humides basés sur l'injection de vapeur ou d'eau dans la chambre de combustion.
- les procédés dits secs qui sont basés sur une amélioration des conditions de combustion.

[0007] Les procédés humides donnent des résultats assez satisfaisants du point de vue technique mais sont souvent plus complexes, plus difficiles à mettre en oeuvre, que les procédés secs.

[0008] En outre il sont plus coûteux que les procédés secs à cause de la vapeur d'eau nécessairement injectée soit dans le liquide soit dans la phase gazeuse.

[0009] Les procédés dits secs visent généralement à réaliser la combustion d'un prémélange pauvre d'air et de carburant réalisé préalablement. La demande de brevet EP-A2-0 769 657 illustre un système de ce type. La stabilité de la combustion et l'allumage du prémélange principal sont assurés par une flamme pilote de petite puissance dont le rôle est aussi d'assurer le fonctionnement de la machine au régime de ralenti. La richesse dans la chambre étant fixée par les proportions respectives d'air et de carburant prémélangées, il est possible de limiter les températures de flamme et donc l'oxyde d'azote thermique.

[0010] Cette technologie peut être mise en oeuvre assez facilement avec un carburant gazeux. Dans le cas d'un carburant liquide, le problème est plus complexe puisqu'il est nécessaire de le vaporiser avant son mélange avec l'air. L'évaporation peut être réalisée en évaporant un film liquide sur une paroi chaude ou en injectant le carburant sous forme de spray dans un conduit où il se mélange avec l'air : c'est le cas du document européen précité.

[0011] Actuellement, les technologies de combustion avec prémélange ne donnent pas de résultats satisfaisants avec du carburant liquide. De plus, cette technique nécessite la mise en oeuvre d'un brûleur pilote permettant d'assurer la stabilité de la flamme notamment dans des conditions pauvres. Ce brûleur assurant le fonctionnement de la machine durant les phases de ralenti, il y passe un débit de carburant pouvant atteindre près du tiers du débit total. Pour certaines applications, il fonctionne dans des conditions opératoires proches de la stoechiométrie donc dans des conditions opératoires défavorables du point de vue de la production des oxydes d'azote.

[0012] La présente invention permet de résoudre notamment l'ensemble des problèmes évoqués ci-dessus. Il s'agit d'une solution alternative aux chambres de combustion fonctionnant en prémélange ou aux procédés humides tels qu'évoqués ci-avant.

[0013] La présente invention vise à réaliser une flamme de diffusion en combinant certaines conditions d'injection de l'air et du carburant liquide.

[0014] Il existe déjà des flammes de diffusion dans d'autres domaines techniques que celui des chambres de combustion de turbines à gaz. Les brûleurs pour

chaudières tels que décrits par exemple dans le brevet FR 2 656 676 permettent de créer des flammes de diffusion. De même le brevet US 5 562 437 divulgue ce type de structure adapté toutefois à un brûleur de chaudière.

[0015] Cependant dans ce type de combustion, les conditions opératoires sont fondamentalement différentes.

- Les richesses sont beaucoup plus fortes dans les brûleurs que dans les turbines. Les brûleurs opèrent autour de la stoechiométrie ou avec un léger excès d'air alors que la richesse globale dans les chambres de turbines est habituellement comprise entre 0,15 et 0,35.
- La combustion est opérée sous pression (celle de la sortie du compresseur) alors que les brûleurs fonctionnent à la pression atmosphérique.
- Par ailleurs les densités de chauffe sont largement supérieures dans les chambres de combustion de turbines, couramment plusieurs dizaines de fois supérieures.

[0016] On connaît aussi des techniques de flammes élémentaires dans le domaine des brûleurs pour essais de puits pétroliers. Là encore les conditions de fonctionnement sont très différentes notamment la pression qui est ici la pression atmosphérique. La demande de brevet français FR 2 741 424 décrit un brûleur de ce type.

[0017] Ces conditions de fonctionnement différentes imposent des contraintes et donc des structures spécifiques adaptées à ces fonctions particulières.

[0018] La présente invention a pour objet une chambre de combustion de turbine à gaz fonctionnant au carburant liquide, comprenant une enceinte tubulaire ayant au moins une entrée d'air, un moyen d'injection de combustible liquide situé sur ou à proximité de l'axe longitudinal de l'enceinte tubulaire, une sortie vers la turbine, au moins deux types d'entrées d'air sous pression situées à proximité l'une de l'autre : la première introduisant l'air hélicoïdalement autour de l'axe longitudinal de la chambre de combustion, la deuxième entrée introduit l'air tangentiellement à l'enceinte afin de créer autour des jets de combustible des écoulements contra-rotatifs destinés à améliorer le mélange entre ledit combustible et l'air.

[0019] Selon l'invention :

- Ledit moyen d'injection de carburant comprend un ensemble d'orifices disposés de façon à créer des jets séparés de combustible, lesdits jets étant situés suivant les génératrices d'un cône d'angle au sommet compris entre 30° et 60°;

l'ensemble fonctionnant à une pression comprise entre 2 et 30 bars et à une richesse comprise entre environ

0,4 et environ 0,8, et le temps de séjour des fluides à l'intérieur de l'enceinte est inférieur à 50 millisecondes.

[0020] De façon particulière, la première entrée d'air permet d'introduire de 30% à 70% de la quantité totale d'air sous pression qui entre dans la chambre de combustion, le reste étant injecté à travers les secondes entrées d'air sous pression.

[0021] Conformément à l'invention, ledit moyen d'injection présente entre 5 et 12 orifices destinés à l'injection du combustible liquide, de préférence entre 6 et 10 orifices.

[0022] Par ailleurs, les entrées d'air et le moyen d'injection sont disposés de telle sorte que le nombre de swirl N est compris entre 0,2 et 0,4, N étant défini par :

$$N = \frac{\int_{R_1}^{R_2} V_{ax} \rho V_{tg} 2\pi r dr}{R_2 \int_{R_1}^{R_2} V_{ax} \rho V_{ax} 2\pi r dr}$$

où :

R_1 et R_2 sont respectivement les rayons intérieur et extérieur de l'entrée d'air (7), exprimés en mètres;

ρ est la masse volumique de l'air en kg/m^3 ;

V_{ax} est la vitesse axiale du fluide à la sortie de l'entrée (7);

V_{tg} est la vitesse tangentielle du fluide à la sortie de l'entrée (7) ; les vitesses étant exprimées en m/s.

[0023] Selon une particularité de l'invention, le moyen d'injection comprend un disque central situé sur l'axe longitudinal de l'enceinte tubulaire, autour duquel est disposé un anneau percé desdits orifices, la surface de l'anneau étant un tronç de cône.

[0024] Spécifiquement, l'entrée tangentielle comprend un ensemble d'inserts répartis sur la périphérie de l'enceinte, qui dirigent l'air tangentiellement à la paroi de l'enceinte avec un sens de rotation contraire à celui de l'écoulement principal.

[0025] Les entrées d'air peuvent être dimensionnées de façon à ce que la vitesse de l'air à l'intérieur de la chambre de combustion soit comprise entre 20 et 120 m/s.

[0026] Par ailleurs, l'angle au sommet du cône d'injection est préférentiellement compris entre 35° et 45°.

[0027] D'autres caractéristiques, détails, avantages de l'invention apparaîtront mieux à la lecture de la description faite ci-après à titre illustratif et nullement limitatif en référence aux dessins annexés sur lesquels :

- La figure 1 est une coupe longitudinale simplifiée d'une chambre de combustion selon l'invention;

- La figure 2 est une coupe schématique d'un détail de l'invention selon II de la figure 1; et
- La figure 3 est une coupe longitudinale simplifiée d'un turbo-compresseur mettant en oeuvre l'invention.

[0028] La chambre de combustion selon l'invention, illustrée schématiquement par la figure 1, comprend un carter extérieur tubulaire 1 et une enceinte intérieure 2 coaxiale au carter 1.

[0029] Les deux enveloppes sont fermées à une extrémité où elles délimitent un espace fonctionnel 3. En outre, les enveloppes 1 et 2 définissent entre elles un espace annulaire 4 pour la circulation de l'air sous pression avant d'entrer dans la chambre de combustion proprement dite.

[0030] La chambre de combustion proprement dite, 5, est définie par le volume intérieur de l'enceinte 2.

[0031] Au fond de la chambre 5 est disposé un moyen d'injection de carburant 6 qui comprend préférentiellement un disque central 61 situé sur ou à proximité immédiate de l'axe longitudinal XX' de l'enceinte 2. Par ailleurs le moyen d'injection 6 comprend un ensemble d'orifices 62 disposés sur un anneau en tronc de cône. Avantagusement, de 5 à 12 jets peuvent être créés; préférentiellement entre 6 et 10. Ces jets sont séparés les uns des autres et situés selon les génératrices d'un cône d'angle au sommet compris entre 30° et 60°, préférentiellement entre 35° et 45°.

[0032] Le moyen d'injection 6 peut fonctionner avec une assistance supplémentaire en air; on obtient alors des gouttelettes de diamètre moyen inférieur à 50 micromètres.

[0033] L'intérêt de réaliser une flamme à jets séparés est multiple. Cette flamme ne se comporte pas comme plusieurs flammes axiales indépendantes. Il y a tout d'abord des interactions de type thermique entre les différents jets avec une modification des écoulements entre les jets et donc des conditions stoechiométriques locales. Ces conditions dépendent bien évidemment de l'angle existant entre les jets.

[0034] Plus cet angle est petit, plus la flamme se rapproche d'une flamme axiale de diffusion, dont on sait que les performances du point de vue des émissions de Nox sont mauvaises puisque le carburant se mélange mal avec l'air.

[0035] Si l'angle augmente trop, le risque est de projeter des gouttelettes le long des parois. Il peut en résulter la formation de coke ou formation d'imbrûlés et de CO dans le cas où les parois sont refroidies et donc les températures basses.

[0036] Le nombre de jets a aussi son importance. Si celui-ci est trop important, on observe un effet de blocage de l'écoulement par les jets de combustible. Il en résulte une zone appauvrie en air derrière les jets, ce qui conduit à des conditions de combustion riches, donc à haute température. Si les jets sont trop peu nombreux,

les interactions entre jets diminuent et on se retrouve dans le cas de n flammes axiales indépendantes.

[0037] Par ailleurs, deux types d'entrée d'air sous pression sont prévus, situés tous deux du côté de l'espace fonctionnel 3.

[0038] Le premier type introduit de l'air hélicoïdalement dans l'enceinte 2, autour de l'axe longitudinal de l'enceinte. Cette entrée 7 est ici un anneau autour du moyen d'injection 6. On parle d'air "swirlé axial". Des ailettes inclinées 71 peuvent être disposées dans l'anneau afin d'imprimer à cet air une quantité de mouvement tangentielle.

[0039] Le deuxième type d'entrée d'air comprend des arrivées périphériques 8 qui permettent d'injecter l'air tangentiellement à la paroi de l'enceinte 2. A cet effet des inserts 81 telles que montrés sur la figure 2 peuvent être prévus.

[0040] Les inserts 81 dirigent l'air tangentiellement et en sens contraire du premier type d'écoulement. Ceci permet d'augmenter le cisaillement entre les deux écoulements et donc d'accélérer le mélange entre l'air et les gouttelettes de combustible.

[0041] Pour obtenir une flamme stable dans de bonnes conditions de richesse, le débit d'air au niveau de l'entrée 7 est compris entre 30 et 70% de l'air servant à la combustion, préférentiellement entre 40 et 50%. Bien entendu le débit d'air passant par les entrées tangentielles 8 est le complément à 100%. L'air de dilution est introduit si nécessaire en aval de la zone de combustion 5, à travers des orifices pratiqués dans l'enceinte 2.

[0042] Concernant la stabilité de la flamme de combustion, le moyen d'injection 6 comprend avantagusement un disque central 61. Celui-ci permet, en combinaison avec la mise en rotation de l'écoulement, de générer une petite recirculation interne selon les flèches A de la figure 1, au niveau du nez de l'injecteur 6. La zone 10 délimitée par cette recirculation, est plutôt riche en combustible et elle assure en partie la stabilité de la combustion. Toutefois, comme énoncé plus haut, la majorité du carburant est brûlé dans des conditions pauvres puisque la richesse globale dans la chambre de combustion 5 est comprise entre 0,4 et 0,8. Il est ici rappelé qu'un brûleur à flammes séparées opère autour de la stoechiométrie ou avec un léger excès d'air.

[0043] Les entrées d'air 7, 8 et le moyen d'injection 6 sont disposés de telle sorte que le nombre de swirl, N, est préférentiellement compris entre 0,2 et 0,4. Le nombre de swirl, N, étant défini par

$$N = \frac{\int_{R_1}^{R_2} V_{ax} \rho V_{tg} 2\pi r dr}{R_2 \int_{R_1}^{R_2} V_{ax} \rho V_{ax} 2\pi r dr}$$

où :

R_1 et R_2 sont respectivement les rayons intérieur et extérieur de l'entrée d'air (7), exprimés en mètres;

ρ est la masse volumique de l'air en kg/m^3 ;

V_{ax} est la vitesse axiale du fluide à la sortie de l'entrée (7);

V_{tg} est la vitesse tangentielle du fluide à la sortie de l'entrée (7); Les vitesses sont exprimées en m/s.

[0044] La chambre de combustion 5 selon l'invention étant adaptée à fonctionner avec une turbine, le cycle thermodynamique de celle-ci impose un fonctionnement sous une pression qui peut varier d'environ 2 à environ 30 bars.

[0045] Vis-à-vis d'un brûleur fonctionnant à la pression atmosphérique, ceci modifie la masse volumique de l'air et donc le rapport des masses volumiques entre l'air et le carburant, rapport qui peut être multiplié par dix. Les conditions de mélange et d'évaporation sont de ce fait notablement différentes.

[0046] En outre, les temps de séjour dans la chambre de combustion 5 selon l'invention sont couramment inférieurs à 50 millisecondes, ce qui conduit à des densités de chauffe comprises entre 50 et 200 MW/m^3 .

[0047] A titre de comparaison, les densités de chauffe dans le domaine des brûleurs de chaudière sont plutôt inférieures à 1 MW/m^3 , avec des temps de séjour de l'ordre de la seconde.

[0048] Les conditions particulières de fonctionnement de la présente invention conduisent à des vitesses de l'air comprises entre 20 et 120 m/s vu le dimensionnement des première et deuxième entrées d'air.

[0049] Afin de mieux illustrer une application préférée de l'invention, la figure 3 montre en coupe longitudinale un ensemble turbo-compresseur susceptible de mettre en oeuvre l'invention; cette figure a été commentée en tête de la description.

Revendications

1. Chambre de combustion de turbine à gaz fonctionnant au carburant liquide, comprenant une enceinte tubulaire (2) ayant au moins une entrée d'air, un moyen (6) d'injection de combustible liquide situé sur ou à proximité de l'axe longitudinal XX' de l'enceinte tubulaire, une sortie vers la turbine, au moins deux types d'entrées d'air sous pression situées à proximité l'une de l'autre, la première (7) introduisant l'air hélicoïdalement autour de l'axe longitudinal de la chambre de combustion, la deuxième entrée (8) introduisant l'air tangentiellement à l'enceinte (2) afin de créer autour des jets de combustible des écoulements contra rotatifs destinés à améliorer le mélange de l'air et dudit combustible, caractérisé en ce que ledit moyen (6) d'injection de com-

bustible comprend un ensemble d'orifices disposés de façon à créer des jets séparés de combustible, lesdits jets étant situés suivant les génératrices d'un cône d'angle au sommet compris entre 30° et 60°; en ce que l'ensemble fonctionne à une pression comprise entre 2 et 30 bars et avec une richesse comprise entre environ 0,4 et environ 0,8 et en ce que le temps de séjour des fluides à l'intérieur de l'enceinte (2) est inférieur à 50 millisecondes.

2. Chambre de combustion selon la revendication 1, caractérisée en ce que la première entrée d'air (7) permet d'introduire de 30% à 70% de la quantité totale d'air sous pression utilisé pour la combustion, le reste étant injecté à travers les deuxièmes entrées d'air sous pression (8).

3. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications 1 ou 2, caractérisée en ce que ledit moyen d'injection (6) présente entre 5 et 12 orifices (62) destinés à l'injection du combustible liquide, de préférence entre 6 et 10 orifices.

4. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce que les entrées d'air (7, 8) et le moyen d'injection (6) sont disposés de telle sorte que le nombre de swirl N est compris entre 0,2 et 0,4; N étant défini par :

$$N = \frac{\int_{R_1}^{R_2} V_{ax} \rho V_{tg} 2\pi r dr}{R_2 \int_{R_1}^{R_2} V_{ax} \rho V_{ax} 2\pi r dr}$$

où :

R_1 et R_2 sont respectivement les rayons intérieur et extérieur de l'entrée d'air (7), exprimés en mètres;

ρ est la masse volumique de l'air en kg/m^3 ;

V_{ax} est la vitesse axiale du fluide à la sortie de l'entrée (7);

V_{tg} est la vitesse tangentielle du fluide à la sortie de l'entrée (7); les vitesses étant exprimées en m/s.

5. Chambre de combustion selon la revendication 3, caractérisée en ce que le moyen d'injection (6) comprend un disque central (61) situé sur l'axe longitudinal XX' de l'enceinte tubulaire, autour duquel est disposé un anneau percé desdits orifices (62), la surface de l'anneau étant un tronc de cône.

6. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce que l'entrée tangentielle (8) comprend un ensemble d'inserts répartis sur la périphérie de l'enceinte (2), qui dirigent l'air tangentiellement à la paroi de l'enceinte (2), avec un sens de rotation contraire à celui de l'écoulement principal. 5
7. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce que les entrées d'air sont dimensionnées de façon à ce que la vitesse de l'air à l'intérieur de la chambre de combustion soit comprise entre 20 et 120 m/s. 10
8. Chambre de combustion selon la revendication 1, caractérisée en ce que l'angle au sommet du cône d'injection est préférentiellement compris entre 35° et 45°. 15

20

25

30

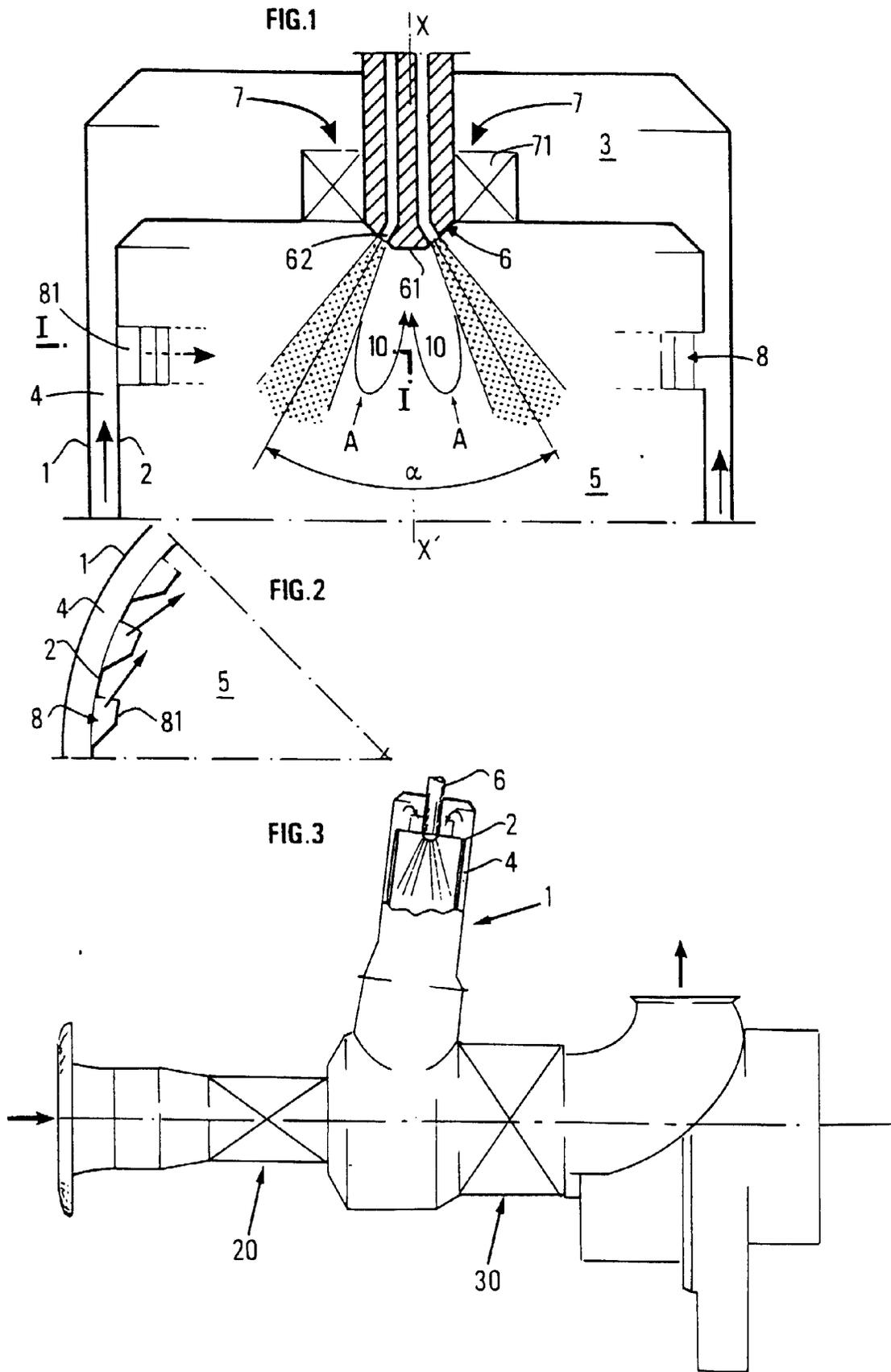
35

40

45

50

55





Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande
EP 99 40 0141

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int.Cl.6)
X	US 5 562 437 A (GAUTHIER JEAN-CLAUDE ET AL) 8 octobre 1996	1-3	F23D11/38 F23C7/00
Y	* colonne 6, ligne 62 - colonne 7, ligne 13 * * colonne 6, ligne 7 - ligne 30 * * figures *	1,6-8	F23R3/14 F23R3/58 F23R3/28
Y	US 4 702 073 A (MELCONIAN JERRY O) 27 octobre 1987 * colonne 4, ligne 50 - ligne 62 * * figures *	1,6-8	
A	US 5 680 766 A (ANGEL PAUL R ET AL) 28 octobre 1997 * abrégé; figures *	1-8	
A	US 4 842 509 A (HASENACK HENDRIKUS J A) 27 juin 1989 * abrégé; figures *	1-8	
A	US 4 006 589 A (SCHIRMER ROBERT M) 8 février 1977 * abrégé; figures *	1-8	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.6)
A	GB 870 988 A (BATA SOMMARIVA GIO) 21 juin 1961 * le document en entier *	1-8	F23D F23C F23R
A	GB 387 049 A (JEZLER HUBERT) 2 février 1933		
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche LA HAYE		Date d'achèvement de la recherche 12 février 1999	Examineur Raspo, F
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date 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			

EPO FORM 1503 03 82 (P/04C02)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 99 40 0141

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche européenne visé ci-dessus.
Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

12-02-1999

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 5562437 A	08-10-1996	FR 2706985 A	30-12-1994
		DE 4421543 A	05-01-1995
		IT T0940510 A	22-12-1994
US 4702073 A	27-10-1987	EP 0236625 A	16-09-1987
US 5680766 A	28-10-1997	AUCUN	
US 4842509 A	27-06-1989	DK 170284 A	01-10-1984
		EP 0124146 A	07-11-1984
		JP 59185909 A	22-10-1984
US 4006589 A	08-02-1977	CA 1086079 A	23-09-1980
		CA 1098724 A	07-04-1981
		DE 2616452 A	28-10-1976
		FR 2308053 A	12-11-1976
		GB 1536166 A	20-12-1978
		JP 51133826 A	19-11-1976
		SE 429158 B	15-08-1983
GB 870988 A		BE 560443 A	
		CH 350149 A	
		FR 1183106 A	03-07-1959
GB 387049 A		AUCUN	

EPO FORM P0460

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82