

(19)



(11)

**EP 2 034 245 B1**

(12)

**FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention  
de la délivrance du brevet:  
**21.04.2010 Bulletin 2010/16**

(51) Int Cl.:  
**F23R 3/50 (2006.01) F23R 3/58 (2006.01)**

(21) Numéro de dépôt: **08163522.9**

(22) Date de dépôt: **02.09.2008**

(54) **Chambre de combustion de turbomachine à circulation hélicoïdale de l'air**

Gasturbinenbrennkammer mit schraubenförmigem Luftumlauf

Gas turbine combustion chamber with helicoidal air circulation

(84) Etats contractants désignés:  
**DE FR GB IT SE**

• **Lunel, Romain Nicolas**  
**77170 Brie Comte Robert (FR)**

(30) Priorité: **05.09.2007 FR 0757356**

(74) Mandataire: **Boura, Olivier et al**  
**Cabinet Beau de Loménie**  
**158, rue de l'Université**  
**75340 Paris Cedex 07 (FR)**

(43) Date de publication de la demande:  
**11.03.2009 Bulletin 2009/11**

(73) Titulaire: **SNECMA**  
**75015 Paris (FR)**

(56) Documents cités:  
**GB-A- 719 380 US-A- 5 025 622**

(72) Inventeurs:  
• **Cazalens, Michel Pierre**  
**77780 Bourron Marlotte (FR)**

**EP 2 034 245 B1**

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la publication de la mention de la délivrance du brevet européen au Bulletin européen des brevets, toute personne peut faire opposition à ce brevet auprès de l'Office européen des brevets, conformément au règlement d'exécution. L'opposition n'est réputée formée qu'après le paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

## Description

### Arrière-plan de l'invention

**[0001]** La présente invention se rapporte au domaine général des chambres de combustion d'une turbomachine aéronautique ou terrestre.

**[0002]** Une turbomachine aéronautique ou terrestre est typiquement formée d'un ensemble comportant notamment une section annulaire de compression destinée à comprimer de l'air traversant la turbomachine, une section annulaire de combustion disposée en sortie de la section de compression et dans laquelle l'air issu de la section de compression est mélangé à du carburant pour y être brûlé, et une section annulaire de turbine disposée en sortie de la section de combustion et dont un rotor est entraîné en rotation par des gaz issus de la section de combustion.

**[0003]** La section de compression se présente sous la forme d'une pluralité d'étages de roues mobiles portant chacune des aubes qui sont disposées dans un canal annulaire traversé par l'air de la turbomachine et dont la section diminue d'amont en aval. La section de combustion comprend une chambre de combustion se présentant sous la forme d'un canal annulaire dans lequel l'air comprimé est mélangé à du carburant pour y être brûlé. Quant à la section de turbine, elle est formée par une pluralité d'étages de roues mobiles portant chacune des aubes qui sont disposées dans un canal annulaire traversé par les gaz de combustion.

**[0004]** La circulation de l'air au travers de cet ensemble s'effectue généralement de la manière suivante : l'air comprimé issu du dernier étage de la section de compression possède un mouvement giratoire naturel avec une inclinaison de l'ordre de 35° à 45° par rapport à l'axe longitudinal de la turbomachine, inclinaison qui varie en fonction du régime de la turbomachine (vitesse de rotation). A son entrée dans la section de combustion, cet air comprimé est redressé dans l'axe longitudinal de la turbomachine (c'est-à-dire que l'inclinaison de l'air par rapport à l'axe longitudinal de la turbomachine est ramenée à 0°) par l'intermédiaire d'un redresseur d'air. L'air dans la chambre de combustion est alors mélangé à du carburant de manière à assurer une combustion satisfaisante et les gaz issus de cette combustion poursuivent un parcours globalement selon l'axe longitudinal de la turbomachine pour parvenir à la section de turbine. Au niveau de cette dernière, les gaz de combustion sont réorientés par un distributeur pour présenter un mouvement giratoire avec une inclinaison supérieure à 70° par rapport à l'axe longitudinal de la turbomachine. Une telle inclinaison est indispensable pour produire l'angle d'attaque nécessaire à la force mécanique d'entraînement en rotation de la roue mobile du premier étage de la section de turbine.

**[0005]** Une telle distribution angulaire de l'air traversant la turbomachine présente de nombreux inconvénients. En effet, l'air qui sort naturellement du dernier

étage de la section de compression avec un angle compris entre 35° et 45° est successivement redressé (angle ramené à 0°) à son entrée dans la section de combustion puis réorienté avec un angle supérieur à 70° à son entrée dans la section de turbine. Ces modifications angulaires successives de la distribution de l'air au travers de la turbomachine nécessitent des efforts aérodynamiques intenses produits par le redresseur de la section de compression et le distributeur de la section de turbine, efforts aérodynamiques qui sont particulièrement préjudiciables pour le rendement global de la turbomachine.

**[0006]** Une chambre de combustion de turbomachine selon le préambule de la revendication 1 est connue du document US-5 025 622 A.

### Objet et résumé de l'invention

**[0007]** La présente invention vise à remédier aux inconvénients précités en proposant une chambre de combustion de turbomachine pouvant être alimentée par un air qui possède un mouvement de rotation par rapport à l'axe longitudinal de la turbomachine.

**[0008]** Ce but est atteint grâce à une chambre de combustion comprenant :

une paroi annulaire interne d'axe longitudinal,  
une paroi annulaire externe centrée sur l'axe longitudinal et entourant la paroi interne de façon à délimiter avec celle-ci un espace annulaire formant un foyer de combustion,  
une paroi annulaire transversale reliant transversalement les extrémités longitudinales amont des parois interne et externe, et  
une pluralité de systèmes d'injection de carburant, la paroi interne comportant une pluralité de marches internes régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal, chaque marche interne s'étendant longitudinalement entre les deux extrémités longitudinales de la paroi interne et radialement vers l'extérieur de celle-ci, l'espacement circonférentiel entre deux marches internes adjacentes définissant une cavité interne ;  
la paroi externe comportant une pluralité de marches externes régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal, chaque marche externe s'étendant longitudinalement entre les deux extrémités longitudinales de la paroi externe et radialement vers l'intérieur de celle-ci, l'espacement circonférentiel entre deux marches internes adjacentes définissant une cavité externe ; et  
certaines cavités internes et externes sont alimentées en air extérieur à la chambre de combustion selon une même direction sensiblement circonférentielle caractérisée en ce que ces certaines cavités internes et externes sont également alimentées en carburant selon une direction sensiblement radiale.

**[0009]** L'alimentation en air du foyer de combustion

s'effectue par l'intermédiaire des cavités internes et externes selon une direction sensiblement circonférentielle. La chambre de combustion selon l'invention peut ainsi être alimentée par un air ayant un mouvement de rotation autour de l'axe longitudinal de la turbomachine. L'inclinaison naturelle de l'air en sortie de la section de compression de la turbomachine peut donc être maintenue au travers de la chambre de combustion. De la sorte, la conception aérodynamique du distributeur de turbine haute-pression peut être simplifiée et l'effort aérodynamique nécessaire pour remettre l'écoulement dans l'axe de la turbomachine sensiblement diminué. Cette forte diminution des efforts aérodynamiques engendre un gain de rendement de la turbomachine. Par ailleurs, le redresseur de la section de compression et le distributeur de la section de turbine étant simplifiés, cela peut engendrer un gain de masse et une diminution des coûts de production.

**[0010]** En outre, la présence de cavités externes et internes, qui peuvent être carburées uniquement pour les régimes de ralenti de la turbomachine, permet d'obtenir une stabilisation de la flamme de combustion pour tous les régimes de fonctionnement de la turbomachine.

**[0011]** Selon une disposition avantageuse, certaines marches internes et externes comportent une paroi sensiblement radiale munie d'une pluralité d'orifices d'injection d'air s'ouvrant vers l'extérieur de la chambre de combustion et débouchant dans la cavité interne ou externe adjacente.

**[0012]** Selon une autre disposition avantageuse, les marches internes et externes comportent une autre paroi qui présente, en coupe transversale, une section sensiblement curviligne.

**[0013]** Selon encore une autre disposition avantageuse, les systèmes d'injection de carburant comportent des injecteurs pilote alternant circonférentiellement avec des injecteurs plein gaz. Dans ce cas, les injecteurs plein gaz sont de préférence décalés axialement vers l'aval par rapport aux injecteurs pilote. En effet, la flamme issue des injecteurs pilote a besoin d'un temps de séjour dans le foyer de combustion qui est plus élevé que la flamme issue des injecteurs plein gaz.

**[0014]** Selon encore une autre disposition avantageuse, les systèmes d'injection de carburant sont dépourvus de systèmes d'air associés (qui permettent généralement de mettre l'air en rotation de manière à créer une re-circulation dans le but de stabiliser la flamme de combustion).

**[0015]** L'invention a également pour objet une turbomachine comprenant une chambre de combustion telle que définie précédemment.

#### Brève description des dessins

**[0016]** D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention ressortiront de la description faite ci-dessous, en référence aux dessins annexés qui illustrent un exemple de réalisation dépourvu de tout carac-

tère limitatif. Sur les figures :

- la figure 1 est une vue partielle en coupe longitudinale d'une turbomachine aéronautique équipée d'une chambre de combustion selon un mode de réalisation de l'invention ;
- la figure 2 est une vue en perspective de la chambre de combustion de la figure 1 ;
- la figure 3 est une vue de face de la figure 2 ; et
- la figure 4 est une vue en coupe selon IV-IV de la figure 3.

#### Description détaillée d'un mode de réalisation

**[0017]** La turbomachine partiellement représentée sur la figure 1 possède un axe longitudinal X-X. Selon cet axe, elle comporte notamment une section annulaire de compression 100, une section annulaire de combustion 200 disposée en sortie de la section de compression 100 selon le sens d'écoulement de l'air traversant la turbomachine, et une section annulaire de turbine 300 disposée en sortie de la section de combustion 200. L'air injecté dans la turbomachine traverse donc successivement la section de compression 100, puis la section de combustion 200 et enfin la section de turbine 300.

**[0018]** La section de compression 100 se présente sous la forme d'une pluralité d'étages de roues mobiles 102 portant chacune des aubes 104 (seul le dernier étage de la section de compression est représenté sur la figure 1). Les aubes 104 de ces étages sont disposées dans un canal annulaire 106 traversé par l'air de la turbomachine et dont la section diminue d'amont en aval. Ainsi, à mesure que l'air injecté dans la turbomachine traverse la section de compression, il est de plus en plus comprimé.

**[0019]** La section de combustion 200 se présente également sous la forme d'un canal annulaire dans lequel l'air comprimé issu de la section de compression 100 est mélangé à du carburant pour y être brûlé. A cet effet, la section de combustion comporte une chambre de combustion 202 à l'intérieur de laquelle est brûlé le mélange air/carburant (cette chambre est détaillée ultérieurement).

**[0020]** La section de combustion 200 comporte également un carter de turbomachine formé d'une enveloppe annulaire externe 204 centrée sur l'axe longitudinal X-X de la turbomachine et d'une enveloppe annulaire interne 206 qui est fixée de façon coaxiale à l'intérieur de l'enveloppe externe. Un espace annulaire 208 formé entre ces deux enveloppes 204, 206 reçoit de l'air comprimé provenant de la section de compression 100 de la turbomachine.

**[0021]** La section de turbine 300 de la turbomachine est formée par une pluralité d'étages de roues mobiles 302 portant chacune des aubes 304 (seul le premier étage de la section de turbine est représenté sur la figure 1). Les aubes 304 de ces étages sont disposées dans un canal annulaire 306 traversé par les gaz issus de la

section de combustion 200.

**[0022]** En entrée du premier étage 302 de la section de turbine 300, les gaz issus de la section de combustion doivent présenter une inclinaison par rapport à l'axe longitudinal X-X de la turbomachine qui soit suffisante pour entraîner en rotation les différents étages de la section de turbine.

**[0023]** A cet effet, un distributeur 308 est monté directement en aval de la chambre de combustion 202 et en amont du premier étage 302 de la section de turbine 300. Ce distributeur 308 se compose d'une pluralité d'aubes radiales fixes 310 dont l'inclinaison par rapport à l'axe longitudinal X-X de la turbomachine permet de donner aux gaz issus de la section de combustion 200 l'inclinaison nécessaire à l'entraînement en rotation des différents étages de la section de turbine.

**[0024]** Dans les turbomachines classiques, la distribution de l'air traversant successivement la section de compression 100, la section de combustion 200 et la section de turbine 300 s'opère de la façon suivante. L'air comprimé issu du dernier étage 102 de la section de compression 100 possède naturellement un mouvement giratoire avec une inclinaison de l'ordre de 35° à 45° par rapport à l'axe longitudinal X-X de la turbomachine. Par l'intermédiaire du redresseur d'air 210 de la section de combustion 200, cet angle d'inclinaison est ramené à 0°. Enfin, au niveau de l'entrée de la section de turbine 300, les gaz issus de la combustion sont réorientés par les aubes fixes 310 du distributeur 308 de cette dernière pour leur donner un mouvement giratoire avec une inclinaison par rapport à l'axe longitudinal X-X qui est supérieure à 70°.

**[0025]** Selon l'invention, il est prévu une nouvelle architecture de la chambre de combustion 202 qui peut être alimentée par un air possédant un mouvement de rotation autour de l'axe longitudinal X-X de la turbomachine. Grâce à une telle architecture, il est possible de conserver l'inclinaison naturelle de l'air comprimé issu du dernier étage de la section de compression sans avoir à le redresser dans l'axe longitudinal X-X. De même, il n'est plus nécessaire que les aubes fixes 310 du distributeur 308 de la section de turbine 300 présentent une inclinaison aussi importante pour produire l'angle d'attaque nécessaire à la force mécanique d'entraînement en rotation de la roue mobile 302 du premier étage de la section de turbine.

**[0026]** A cet effet, la chambre de combustion 202 selon l'invention comprend une paroi annulaire interne 212 centrée sur l'axe longitudinal X-X de la turbomachine, une paroi annulaire externe 214 également centrée sur l'axe longitudinal X-X et entourant la paroi interne de façon à délimiter avec celle-ci un espace annulaire 216 formant un foyer de combustion, et une paroi annulaire transversale 218 (appelée fond de chambre) reliant transversalement les extrémités longitudinales amont des parois interne et externe.

**[0027]** La paroi interne 212 de la chambre de combustion comporte une pluralité de marches (ou marches) in-

ternes 220 qui sont régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal X-X. Chacune de ces marches internes 220 s'étend, d'une part longitudinalement entre les deux extrémités longitudinales (amont et aval) de la paroi interne, et d'autre part radialement vers l'extérieur de celle-ci.

**[0028]** En d'autres termes, la surface intérieure de la paroi interne 212 est profilée avec une pluralité de marches 220 faisant saillie vers l'extérieur de la paroi. Par ailleurs, on désigne par cavité interne 222 l'espace circconférentiel qui est défini entre deux marches internes 220 adjacentes.

**[0029]** De même, la paroi externe 214 de la chambre de combustion comporte une pluralité de marches (ou marches) externes 224 régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal X-X. Chaque marche externe 224 s'étend, d'une part longitudinalement entre les deux extrémités longitudinales de la paroi externe, et d'autre part radialement vers l'intérieur de celle-ci.

**[0030]** De manière analogue à la paroi interne, la surface extérieure de la paroi externe 214 est profilée avec une pluralité de marches 224 faisant saillie vers l'intérieur de la paroi. On désigne par cavité externe 226 l'espace circconférentiel qui est défini entre deux marches externes 224 adjacentes.

**[0031]** Toujours selon l'invention, certaines des cavités internes 222 et certaines des cavités externes 226 sont alimentées en carburant selon une direction sensiblement radiale.

**[0032]** A cet effet, la chambre de combustion 202 selon l'invention comprend encore une pluralité de systèmes d'injection de carburant 228 répartis sur les parois interne 212 et externe 214 autour de l'axe longitudinal X-X de la turbomachine et débouchant dans le foyer de combustion 216 selon une direction sensiblement radiale.

**[0033]** De façon plus précise, comme représenté sur les figures 2 et 3, les systèmes d'injection de carburant 228 débouchent radialement dans certaines des cavités internes 222 et certaines des cavités externes 226.

**[0034]** Ainsi, dans l'exemple de réalisation des figures 2 à 4, les systèmes d'injection de carburant 228 débouchent dans toutes les cavités externes 226 et dans seulement une cavité interne 222 sur deux. Bien entendu, d'autres configurations sont possibles : toutes les cavités internes et toutes les cavités externes peuvent être alimentées en carburant ; seulement une cavité externe sur deux et toutes les cavités internes sont alimentées en carburant ; etc. Le principe régissant le choix de la configuration d'alimentation de ces cavités est de parvenir à optimiser les performances de la chambre de combustion pour chaque point du domaine de vol.

**[0035]** De façon avantageuse, les systèmes d'injection de carburant 228 comportent des injecteurs pilote 228a alternant circconférentiellement avec des injecteurs plein gaz 228b.

**[0036]** Ainsi, toujours dans l'exemple de réalisation des figures 2 à 4, les systèmes d'injection de carburant 228 alimentant les cavités externes 226 comportent bien

une alternance d'injecteurs pilote 228a avec des injecteurs plein gaz, et les systèmes d'injection de carburant 228 alimentant les cavités internes 222 comportent des injecteurs plein gaz et des injecteurs pilote.

**[0037]** Classiquement, les injecteurs pilote 228a assurent l'allumage et les phases de ralenti de la turbomachine et les injecteurs plein gaz 228b interviennent dans les phases de décollage, de montée et de croisière. En général, les injecteurs pilote sont alimentés en carburant en permanence tandis que les injecteurs de décollage ne sont alimentés qu'au-delà d'un certain régime déterminé.

**[0038]** Selon une caractéristique particulière avantageuse de l'invention, les systèmes d'injection de carburant 228 sont dépourvus de systèmes d'air associés tels que des vrilles d'air qui permettent, de façon connue en soi, de générer un écoulement d'air rotatif à l'intérieur du foyer de combustion dans le but de stabiliser la flamme de combustion.

**[0039]** Ainsi, les injecteurs pilote et plein gaz de la chambre de combustion sont de conception très simple et de fonctionnement très fiable puisqu'ils sont réduits à leur plus simple fonction, à savoir injecter du carburant. De plus, les injecteurs pilote 228a sont du même type que les injecteurs plein gaz 228b.

**[0040]** Par ailleurs, contrairement à l'exemple de réalisation des figures 2 à 4, les injecteurs plein gaz 228b peuvent être décalés axialement vers l'aval par rapport aux injecteurs pilote 228a.

**[0041]** Toujours selon l'invention, au moins certaines des cavités internes 222 et certaines des cavités externes 226 sont alimentées en air extérieur à la chambre de combustion 202 selon une même direction sensiblement circonférentielle.

**[0042]** A cet effet, les cavités internes 222 et externes 226 qui sont alimentées en air au moyen d'une pluralité d'orifices d'injection d'air 230 pratiquées dans une paroi sensiblement radiale 232 des marches internes 220 et externes 224 correspondantes. Ces orifices d'injection d'air 230 s'ouvrent vers l'extérieur de la chambre de combustion 202 et débouchent dans la cavité interne ou externe correspondante selon une direction sensiblement circonférentielle.

**[0043]** Ainsi, dans l'exemple de réalisation des figures 2 à 4, toutes les cavités internes 222 et toutes les cavités externes 226 sont alimentées en air au moyen de tels orifices d'injection d'air (c'est-à-dire même les cavités internes qui ne sont pas alimentées en carburant). Bien entendu, d'autres configurations sont possibles en fonction des besoins : seules certaines des cavités internes et certaines des cavités externes peuvent être alimentées en air.

**[0044]** Il est à noter que l'injection circonférentielle d'air dans le foyer de combustion 216 est réalisée selon un même sens de rotation (celui des aiguilles d'une montre pour l'exemple de réalisation des figures 2 et 3) pour l'ensemble des cavités internes 222 et externes 226 de la chambre de combustion. Par ailleurs, le sens de rota-

tion pour l'injection circonférentielle d'air dans ces cavités est celui de l'air comprimé provenant de la section de compression de la turbomachine.

**[0045]** Il est encore à noter que l'alimentation en air du foyer de combustion 206 est uniquement réalisée au moyen des orifices d'injection d'air 230 débouchant dans certaines des cavités internes et externes selon une direction circonférentielle (une très faible part d'air pénètre également dans le foyer de combustion en passant par des trous de multiperforation pratiquées dans les parois 212, 214 et 218 de la chambre de combustion pour le refroidissement de ces parois, ces trous n'étant pas représentés sur les figures).

**[0046]** Enfin, les cavités internes et externes qui sont alimentées en carburant ne sont pas forcément homogènes en ce qui concerne leur dimension radiale (c'est-à-dire la hauteur de la marche correspondante) et circonférentielle de manière à pouvoir faire varier le temps de résidence suivant la cavité considérée. De même, comme représenté sur la figure 4, la hauteur des marches n'est pas forcément constante sur toute la longueur de la paroi (c'est-à-dire entre ses extrémités amont et aval). En outre, le débit d'air alimentant ces cavités peut varier suivant la cavité considérée.

**[0047]** Le fonctionnement de la chambre de combustion est le suivant : l'air comprimé provenant de la section de compression 100 et qui est en rotation autour de l'axe longitudinal X-X pénètre dans la section de combustion 200. Cet air contourne la chambre de combustion 202 et alimente certaines au moins des cavités internes 222 et externes 226 après avoir refroidi les parois et enveloppes de la chambre de combustion. Cet air est injecté dans ces cavités par l'intermédiaire des orifices d'injection d'air 230 selon le sens de rotation de l'air à son entrée dans la section de combustion. Dans certaines de ces cavités alimentées en air, l'air est mélangé et brûlé au carburant injecté par les systèmes d'injection de carburant 228.

**[0048]** On décrira maintenant des variantes de réalisation de la chambre de combustion selon l'invention.

**[0049]** Dans l'exemple de réalisation des figures 2 et 3, les marches internes 220 et externes 224 de la chambre de combustion comportent une autre paroi 232' (opposée à celle 232 munie d'orifices d'injection d'air) qui s'étend selon une direction sensiblement circonférentielle et qui présente, en coupe transversale, une section sensiblement curviligne (contrairement à la paroi 232 qui est sensiblement plane et radiale). La courbure de cette paroi permet de former une rampe pour accompagner le mouvement de rotation de l'air injecté dans les cavités par les orifices d'injection d'air 230. Bien entendu, toute autre forme de paroi (plane ou curviligne) est envisageable.

**[0050]** De manière générale, le nombre et les dimensions géométriques des cavités internes et externes de la chambre de combustion peuvent varier en fonction des besoins. Il en est de même du nombre, des dimensions et du positionnement des orifices d'injection d'air dans ces cavités, ainsi que de la position circonférentielle

relative des systèmes d'injection de carburant par rapport aux marches internes et externes.

**[0051]** Enfin, comme représenté sur les figures 1 à 4, la paroi interne 212 et la paroi externe 214 de la chambre de combustion peuvent chacune comporter à leur extrémité aval une bride annulaire, respectivement 234 et 236, qui est munie d'une pluralité de trous 238 régulièrement répartis autour de l'axe longitudinal X-X et destinés à alimenter en air de refroidissement la section de turbine 300.

## Revendications

1. Chambre de combustion (202) de turbomachine comprenant :

une paroi annulaire interne (212) d'axe longitudinal (X-X),  
 une paroi annulaire externe (214) centrée sur l'axe longitudinal et entourant la paroi interne de façon à délimiter avec celle-ci un espace annulaire (216) formant un foyer de combustion,  
 une paroi annulaire transversale (218) reliant transversalement les extrémités longitudinales amont des parois interne et externe, et  
 une pluralité de systèmes d'injection de carburant (228),  
 la paroi interne (212) comportant une pluralité de marches internes (220) régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal, chaque marche interne s'étendant longitudinalement entre les deux extrémités longitudinales de la paroi interne et radialement vers l'extérieur de celle-ci, l'espacement circonférentiel entre deux marches internes adjacentes définissant une cavité interne (222) ;  
 la paroi externe (214) comportant une pluralité de marches externes (224) régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal, chaque marche externe s'étendant longitudinalement entre les deux extrémités longitudinales de la paroi externe et radialement vers l'intérieur de celle-ci, l'espacement circonférentiel entre deux marches externes adjacentes définissant une cavité externe (226) ; et  
 certaines cavités internes et externes sont alimentées en air extérieur à la chambre de combustion selon une même direction sensiblement circonférentielle **caractérisée en ce que** ces certaines cavités internes et externes sont également alimentées en carburant selon une direction sensiblement radiale.

2. Chambre de combustion selon la revendication 1, dans laquelle certaines marches internes (220) et externes (224) comportent une paroi sensiblement radiale (232) munie d'une pluralité d'orifices d'injec-

tion d'air (230) s'ouvrant vers l'extérieur de la chambre de combustion et débouchant dans la cavité interne ou externe adjacente.

3. Chambre de combustion selon la revendication 2, dans laquelle les marches internes (220) et externes (224) comportent une autre paroi (232') qui présente, en coupe transversale, une section sensiblement curviligne.
4. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans laquelle les systèmes d'injection de carburant (228) comportent des injecteurs pilote (228a) alternant circonférentiellement avec des injecteurs plein gaz (228b).
5. Chambre de combustion selon la revendication 4, dans laquelle les injecteurs plein gaz (228b) sont décalés axialement vers l'aval par rapport aux injecteurs pilote (228a).
6. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans laquelle les systèmes d'injection de carburant (228) sont dépourvus de systèmes d'air associés.
7. Turbomachine **caractérisée en ce qu'**elle comporte une chambre de combustion (202) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6.

## Claims

1. A turbomachine combustion chamber (202) comprising:
  - . an inner annular wall (212) of longitudinal axis (X-X);
  - . an outer annular wall (214) centered on the longitudinal axis and surrounding the inner wall so as to co-operate therewith to define an annular space (216) forming a combustion area;
  - . a transverse annular wall (218) transversely interconnecting the upstream longitudinal ends of the inner and outer walls; and
  - . a plurality of fuel injection systems (228);
  - . the inner wall (212) including a plurality of inner steps (220) that are regularly distributed around the longitudinal axis, each inner step extending longitudinally between the two longitudinal ends of the inner wall and radially towards the outside thereof, the circumferential spacing between two adjacent inner steps defining an inner cavity (222);
  - . the outer wall (214) including a plurality of outer steps (224) that are regularly distributed around the longitudinal axis, each outer step extending longitudinally between the two longitudinal ends

of the outer wall and radially towards the inside thereof, the circumferential spacing between two adjacent outer steps defining an outer cavity (226); and

· at least some of the inner and outer cavities are fed with air external to the combustion chamber in a common direction that is substantially circumferential, **characterized in that** these inner and outer cavities are also fed with fuel in a direction that is substantially radial.

2. A combustion chamber according to claim 1, in which some of the inner and outer steps (220 and 224) include respective substantially radial walls (232), each provided with a plurality of air injection orifices (230) opening to the outside of the combustion chamber and into the adjacent inner or outer cavity.
3. A combustion chamber according to claim 2, in which each of the inner and outer steps (220 and 224) includes a respective other wall (232') that presents, in cross-section, a section that is substantially curvilinear.
4. A combustion chamber according to any one of claims 1 to 3, in which the fuel injection systems (228) comprise pilot injectors (228a) alternating circumferentially with full-throttle injectors (228b).
5. A combustion chamber according to claim 4, in which the full-throttle injectors (228b) are offset axially downstream relative to the pilot injectors (228a).
6. A combustion chamber according to any one of claims 1 to 5, in which the fuel injection systems (228) do not include associated air systems.
7. A turbomachine **characterized in that** includes a combustion chamber (202) according to any one of claims 1 to 6.

#### Patentansprüche

1. Brennkammer (202) einer Turbomaschine, die folgendes umfaßt:

eine ringförmige Innenwand (212) mit der Längsachse (X-X),

eine ringförmige Außenwand (214), die um die Längsachse zentriert ist und die Innenwand derart umgibt, daß sie mit dieser einen einen Brennraum bildenden ringförmigen Raum (216) begrenzt,

eine ringförmige Querwand (218), welche die stromaufwärtigen Längsenden der Innen- und Außenwände quer verbindet, sowie

eine Vielzahl von Treibstoffeinspritzsystemen

(228),

wobei die Innenwand (212) eine Vielzahl von Innenstufen (220) umfaßt, die um die Längsachse gleichmäßig verteilt sind, wobei jede Innenstufe sich in Längsrichtung zwischen den beiden Längsenden der Innenwand und radial zu deren Außenseite erstreckt, wobei der Abstand in Umfangsrichtung zwischen zwei benachbarten Innenstufen einen Innenhohlraum (222) definiert,

wobei die Außenwand (214) eine Vielzahl von Außenstufen (224) umfaßt, die um die Längsachse gleichmäßig verteilt sind, wobei jede Außenstufe sich in Längsrichtung zwischen den beiden Längsenden der Außenwand und radial zu deren Innenseite erstreckt, wobei der Abstand in Umfangsrichtung zwischen zwei benachbarten Außenstufen einen Außenhohlraum (226) definiert, und

von denen einige Innen- und Außenhöhlräume mit außerhalb der Brennkammer befindlicher Luft in einer gleichen Richtung, im wesentlichen Umfangsrichtung beaufschlagt werden,

**dadurch gekennzeichnet, daß** diese einigen Innen- und Außenhöhlräume auch mit Treibstoff in einer im wesentlichen radialen Richtung beaufschlagt werden.

2. Brennkammer nach Anspruch 1, wobei einige Innenstufen (220) und Außenstufen (224) eine im wesentlichen radiale Wand (232) aufweisen, die mit einer Vielzahl von Lufteinspritzöffnungen (230) versehen ist, welche sich zur Außenseite der Brennkammer öffnen und in den benachbarten Innen- oder Außenhohlraum münden.
3. Brennkammer nach Anspruch 2, wobei die Innenstufen (220) und Außenstufen (224) eine weitere Wand (232') aufweisen, die im Querschnitt einen im wesentlichen bogenförmigen Querschnitt aufweist.
4. Brennkammer nach einem der Ansprüche 1 bis 3, wobei die Treibstoffeinspritzsysteme (228) Pilotinjektoren (228a) umfassen, die sich in Umfangsrichtung mit Vollgasinjektoren (228b) abwechseln.
5. Brennkammer nach Anspruch 4, wobei die Vollgasinjektoren (228b) in stromabwärtiger Richtung gegenüber den Pilotinjektoren (228a) axial versetzt sind.
6. Brennkammer nach einem der Ansprüche 1 bis 5, wobei die Treibstoffeinspritzsysteme (228) keine zugeordneten Luftsysteme haben.
7. Turbomaschine, **dadurch gekennzeichnet, daß** sie eine Brennkammer (202) nach einem der Ansprüche 1 bis 6 umfaßt.

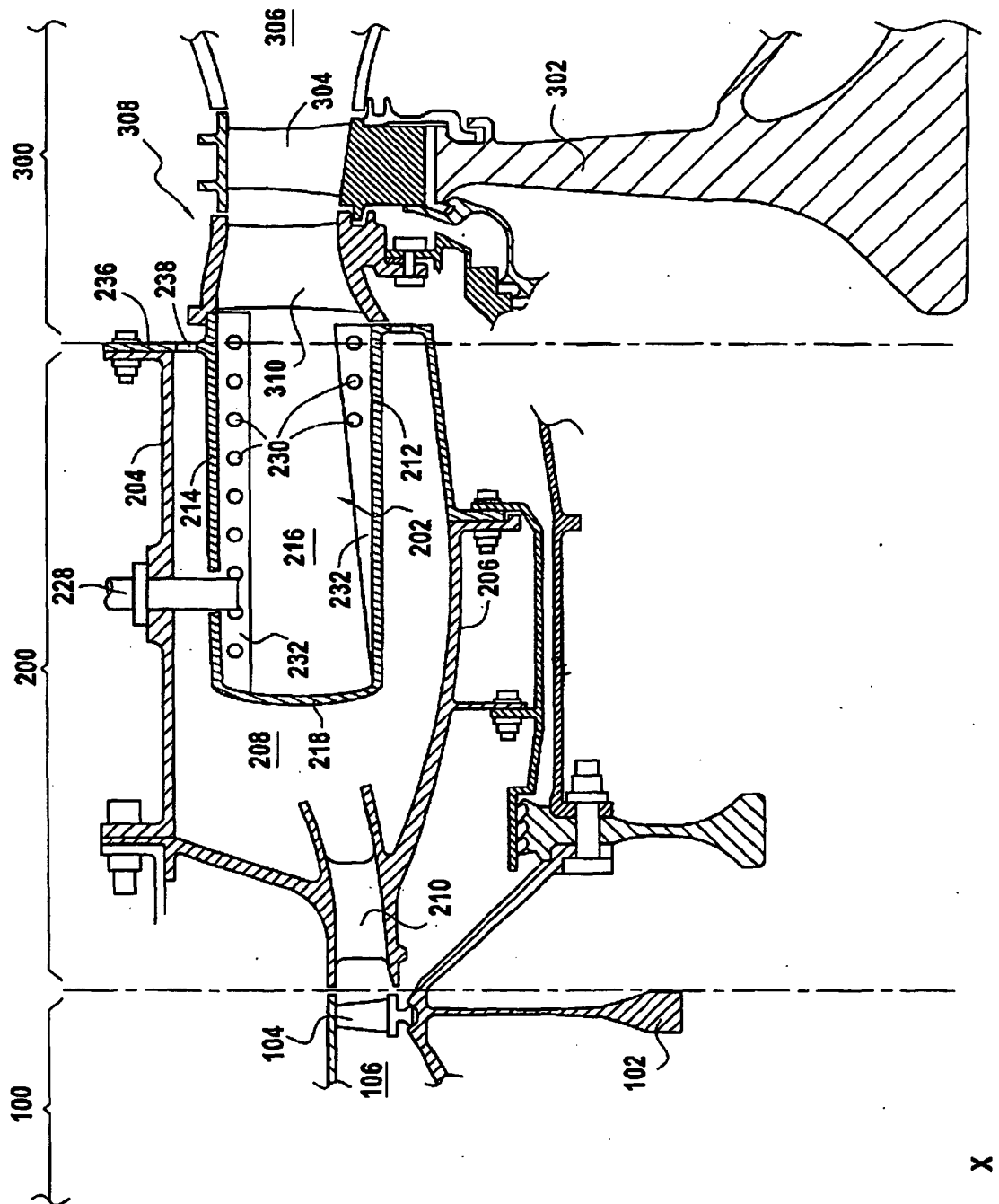


FIG.1



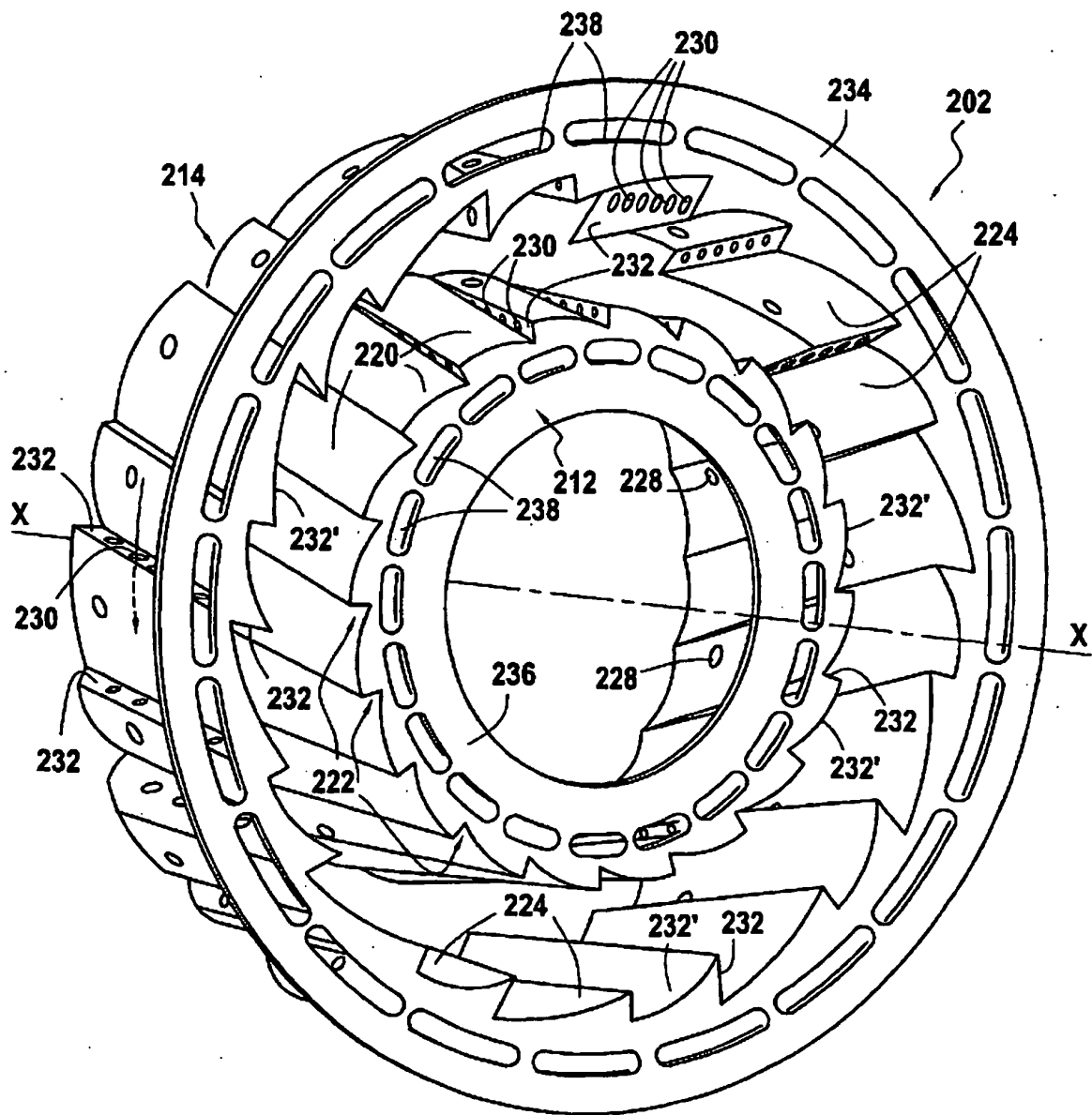
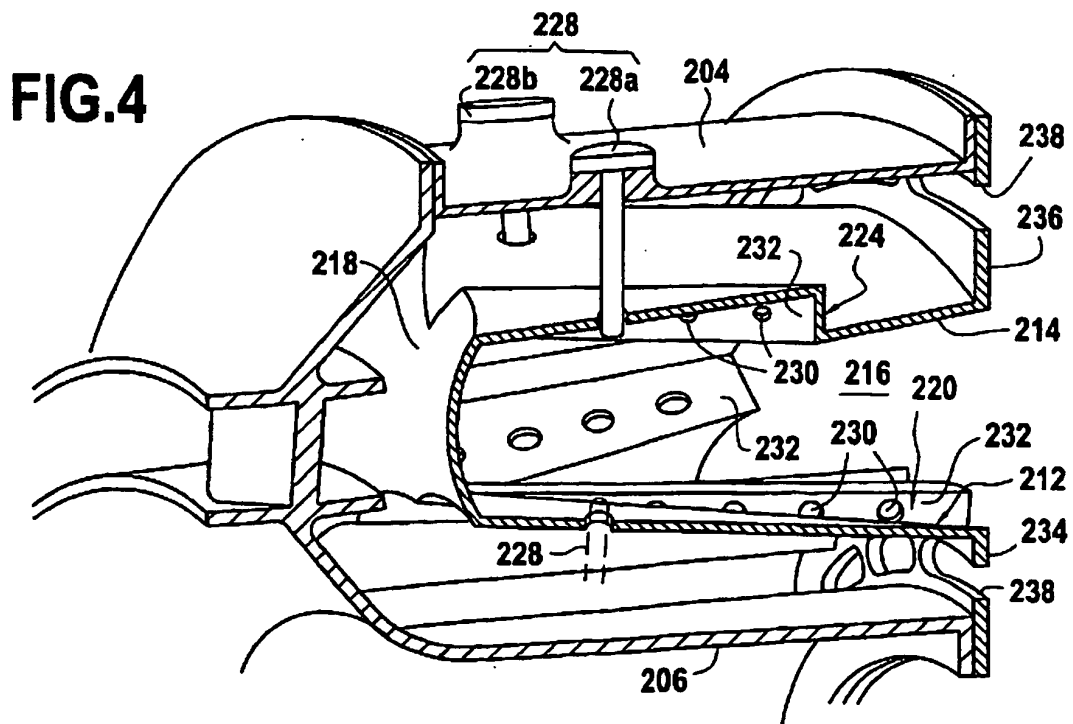
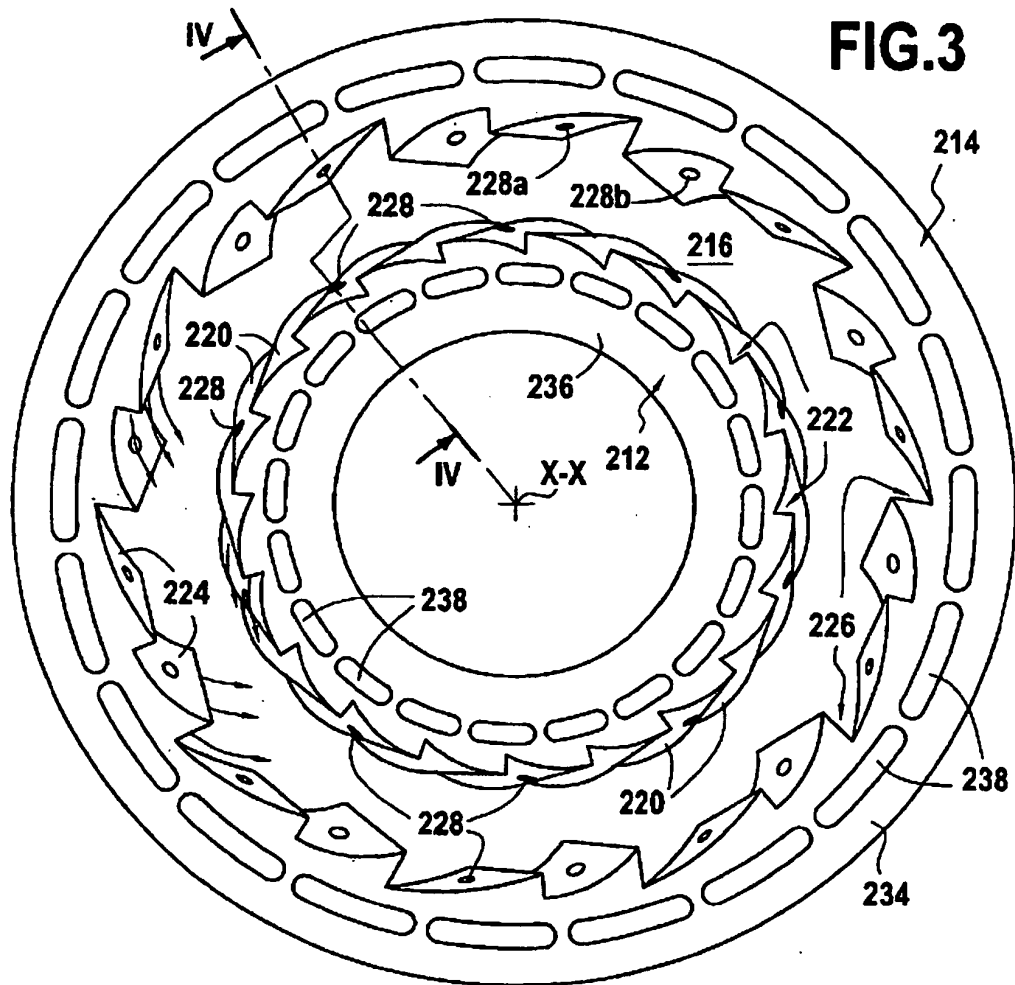


FIG.2



**RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION**

*Cette liste de références citées par le demandeur vise uniquement à aider le lecteur et ne fait pas partie du document de brevet européen. Même si le plus grand soin a été accordé à sa conception, des erreurs ou des omissions ne peuvent être exclues et l'OEB décline toute responsabilité à cet égard.*

**Documents brevets cités dans la description**

- US 5025622 A [0006]