

(19)



(11)

EP 2 003 399 B1

(12)

FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:
30.04.2014 Bulletin 2014/18

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

(21) Numéro de dépôt: **08158059.9**

(22) Date de dépôt: **11.06.2008**

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

Brennkammer einer Strömungsmaschine mit helikoidaler Luftströmung

Turbomachine combustion chamber with helical air circulation

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

(30) Priorité: **14.06.2007 FR 0755761**

(43) Date de publication de la demande:
17.12.2008 Bulletin 2008/51

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

(72) Inventeurs:
• **Cameriano, Laurent, Bernard**
77210, Avon (FR)

- **Cazalens, Michel, Pierre**
77780, Bourron Marlotte (FR)
- **Duval, Sylvain**
77220, Tournan en Brie (FR)
- **Lunel, Romain, Nicolas**
77550, Brie Comte Robert (FR)

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

(56) Documents cités:
EP-A- 1 167 881 FR-A- 2 695 460
US-B1- 6 530 223

EP 2 003 399 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

[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] Une chambre de combustion selon l'état de la technique est divulguée dans FR 2 695 460 A1.

[0004] 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.

[0005] 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.

[0006] 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.

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, et
une pluralité de systèmes d'injection de carburant comportant des injecteurs pilote alternant circonférentiellement avec des injecteurs plein gaz,

caractérisée en ce qu'elle comprend en outre au moins une ouverture d'admission d'air débouchant dans le foyer de combustion à l'extrémité amont de celui-ci et selon une direction sensiblement longitudinale ;

en ce que la paroi externe comporte une pluralité de cavités pilote régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal, chaque cavité pilote s'étendant longitudinalement entre les deux extrémités longitudinales de la paroi externe et radialement vers l'extérieur de celle-ci, les cavités pilote étant alimentées en air extérieur à la chambre de combustion selon une même direction sensiblement circonférentielle ; et

en ce que chaque injecteur pilote débouche radialement dans une cavité pilote et chaque injecteur plein gaz débouche radialement entre deux cavités pilotes adjacentes.

[0009] La chambre de combustion selon l'invention peut 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. Ainsi, l'effort aérodynamique nécessaire à l'entraînement en rotation du premier étage de la section de turbine de la turbomachine est considérablement diminué. Cette forte diminution des efforts aérodynamiques engendre un gain de rendement de la turbomachine. Par ailleurs, le redres-

seur de la section de compression et le distributeur de la section de turbine peuvent être simplifiés, voire supprimés, ce qui représente un gain de masse et une diminution des coûts de production.

[0010] En outre, la présence des cavités pilote, qui sont 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, chaque cavité pilote est fermée à son extrémité amont et ouverte à son extrémité aval.

[0012] Selon une autre disposition avantageuse, chaque cavité pilote est délimitée circonférentiellement par deux cloisons sensiblement radiales, l'une de ces cloisons comportant une pluralité d'orifices d'injection d'air s'ouvrant vers l'extérieur de la chambre de combustion et débouchant dans ladite cavité pilote. De préférence, l'autre cloison de chaque cavité pilote présente, en coupe transversale, une section sensiblement curviligne.

[0013] Selon encore une autre disposition avantageuse, les injecteurs plein gaz sont 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] La chambre de combustion peut être dépourvue de paroi reliant transversalement les extrémités longitudinales amont des parois interne et externe. L'absence d'une telle paroi (appelée fond de chambre) permet de préserver au maximum la rotation de l'air provenant de la section de compression de la turbomachine.

[0015] Selon encore une autre disposition avantageuse, les systèmes d'injection de carburant sont dépourvus de systèmes d'air associés.

[0016] La chambre de combustion peut comprendre en outre un carénage annulaire interne qui est monté sur la paroi interne dans le prolongement amont de celle-ci et un carénage annulaire externe qui est monté sur la paroi externe dans le prolongement amont de celle-ci.

[0017] L'invention a également pour objet une turbomachine comprenant une chambre de combustion telle que définie précédemment.

Brève description des dessins

[0018] D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention ressortiront de la description faite ci-dessous, en référence aux dessins annexés qui en illustrent un exemple de réalisation dépourvu de tout caractère 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 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 chambre de

combustion de la figure 2 ;

- les figures 4 et 5 sont des vues en coupe de la figure 3 respectivement selon IV et V ; et
- la figure 6 est une vue partielle de face d'une chambre de combustion selon variante de réalisation de l'invention.

Description détaillée de modes de réalisation

[0019] 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.

[0020] 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.

[0021] 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).

[0022] 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.

[0023] 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.

[0024] 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.

[0025] 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.

[0026] 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°.

[0027] 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.

[0028] 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, et 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.

[0029] La chambre de combustion 202 selon l'invention comprend en outre au moins une ouverture d'admission d'air 218 qui débouche dans le foyer de combustion 216 à l'extrémité amont de celui-ci et selon une direction sensiblement longitudinale. La section de cette ouverture d'admission d'air est adaptée pour assurer le fonctionnement du foyer de combustion.

[0030] Plus précisément, comme représenté sur la figure 1, la chambre de combustion étant dépourvue de paroi (appelée fond de chambre) reliant transversale-

ment les extrémités longitudinales amont des parois interne et externe, cette ouverture d'admission d'air 218 est formée entre les extrémités amont des parois interne 212 et externe 214 de la chambre de combustion.

[0031] La chambre de combustion 202 selon l'invention comprend encore une pluralité de systèmes d'injection de carburant 220 répartis sur la paroi 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.

[0032] Comme représenté sur les figures 2 et 3, les systèmes d'injection de carburant 220 comportent des injecteurs pilote 220a alternant circonférentiellement avec des injecteurs plein gaz 220b, les injecteurs plein gaz étant de préférence décalés axialement vers l'aval par rapport aux injecteurs pilote.

[0033] Classiquement, les injecteurs pilote 220a assurent l'allumage et les phases de ralenti de la turbomachine et les injecteurs plein gaz 220b 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 plein gaz ne sont alimentés qu'au-delà d'un certain régime déterminé.

[0034] Selon une caractéristique particulière avantageuse de l'invention, les systèmes d'injection de carburant 220 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.

[0035] 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 220a sont du même type que les injecteurs plein gaz 220b.

[0036] Toujours selon l'invention, la paroi externe 214 de la chambre de combustion comporte une pluralité de cavités pilote 222 qui sont régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal X-X.

[0037] Comme représenté sur la figure 2, chaque cavité pilote 222 s'étend, d'une part longitudinalement entre les deux extrémités longitudinales (amont et aval) de la paroi externe 214, et d'autre part radialement vers l'extérieur de celle-ci. En d'autres termes, la paroi externe 214 est profilée avec une pluralité de cavités 222 faisant saillie vers l'extérieur de la paroi.

[0038] De façon plus précise, les cavités pilote 222 sont chacune délimitées circonférentiellement par deux cloisons 224 qui font chacune saillies radialement vers l'extérieur par rapport à la paroi externe 214. Comme représenté sur les figures 2 et 5, l'une de ces cloisons présente une pluralité d'orifices d'injection d'air 226 qui permettent d'injecter de l'air extérieur à la chambre de combustion dans la cavité pilote selon une direction circonférentielle.

[0039] Il est à noter que l'injection circonférentielle d'air 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 pilote 222 de la chambre de combustion. Par ailleurs, le sens de rotation pour l'injection circonférentielle d'air dans ces cavités pilote est celui de l'air comprimé provenant de la section de compression de la turbomachine.

[0040] Les cavités pilote 222 sont alimentées en carburant par l'intermédiaire des injecteurs pilotes 220a qui débouchent chacun radialement dans l'une de ces cavités. Quant aux injecteurs plein gaz 220b, ils débouchent chacun radialement dans le foyer de combustion entre deux cavités pilote adjacentes.

[0041] Chaque cavité pilote 222 est de préférence fermée à son extrémité amont par une cloison radiale 228 et ouverte à son extrémité aval (voir notamment les figures 2 et 5). Ainsi, l'air qui pénètre dans le foyer de combustion 216 par son ouverture d'admission d'air 218 ne vient pas perturber l'écoulement d'air introduit dans les cavités pilote 222 par les orifices d'injection d'air 226.

[0042] 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 se répartit en deux écoulements : un écoulement « interne » et un écoulement « externe ». L'écoulement externe contourne la chambre de combustion 202 et alimente les cavités pilote 222 après avoir refroidi la paroi externe 214 de la chambre de combustion et le carter externe 204 de la section de combustion. Cet air externe est injecté dans ces cavités pilote par l'intermédiaire des orifices d'injection d'air 226 selon le sens de rotation de l'air à son entrée dans la section de combustion. Dans ces cavités pilote, l'air est mélangé et brûlé au carburant injecté par les injecteurs pilote 220a. Quant à l'écoulement interne qui représente l'écoulement principal, il pénètre dans le foyer de combustion 216 par l'ouverture d'admission d'air 218 pour être mélangé et brûlé au carburant injecté par les injecteurs plein gaz 220b. La stabilisation de la flamme de combustion est obtenue grâce à la « carburation » des cavités pilote.

[0043] On décrira maintenant des variantes de réalisation de la chambre de combustion selon l'invention.

[0044] Dans l'exemple de réalisation des figures 2 et 3, la cloison longitudinale 224 de chaque cavité pilote 222 qui n'est pas munie d'orifices d'injection d'air présente, en coupe transversale, une section sensiblement curviligne (contrairement à l'autre paroi qui est sensiblement plane). La courbure de ces parois permet d'accompagner le mouvement de rotation de l'air injecté dans les cavités pilote par les orifices d'injection d'air 226.

[0045] Au contraire, dans la variante de réalisation de la figure 6, les deux cloisons longitudinales 224 délimitant circonférentiellement chaque cavité pilote 222 sont sensiblement planes et s'étendent chacune selon une direction radiale.

[0046] De manière générale, le nombre et les dimensions géométriques des cavités pilote 222 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 226 dans ces cavités.

[0047] Comme représenté à la figure 1, la chambre de combustion 202 peut également comporter un carénage annulaire interne 230 qui est monté sur la paroi interne 212 dans le prolongement amont de celle-ci et un carénage annulaire externe 232 qui est monté sur la paroi externe 214 dans le prolongement amont de celle-ci. La présence de ces carénages 230, 232 permet de régler le débit d'air entrant dans la chambre de combustion 202 et celui la contournant.

[0048] Enfin, la paroi externe 214 de la chambre de combustion peut comporter à son extrémité aval une bride annulaire 234 s'étendant radialement vers l'extérieur de la paroi, cette bride étant munie d'une pluralité de trous 236 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, et une pluralité de systèmes d'injection de carburant (220) comportant des injecteurs pilote (220a) alternant circonférentiellement avec des injecteurs plein gaz (220b),

caractérisée en ce qu'elle comprend en outre au moins une ouverture d'admission d'air (218) débouchant dans le foyer de combustion à l'extrémité amont de celui-ci et selon une direction sensiblement longitudinale ;

en ce que la paroi externe (214) comporte une pluralité de cavités pilote (222) régulièrement réparties autour de l'axe longitudinal, chaque cavité pilote s'étendant longitudinalement entre les deux extrémités longitudinales de la paroi externe et radialement vers l'extérieur de celle-ci, les cavités pilote étant alimentées en air extérieur à la chambre de combustion selon une même direction sensiblement circonférentielle ; et

en ce que chaque injecteur pilote (220a) débouche radialement dans une cavité pilote (222) et chaque injecteur plein gaz (220b) débouche radialement entre deux cavités pilotes adjacentes.

2. Chambre de combustion selon la revendication 1, dans laquelle chaque cavité pilote (222) est fermée à son extrémité amont et ouverte à son extrémité

aval.

3. Chambre de combustion selon l'une des revendications 1 et 2, dans laquelle chaque cavité pilote (222) est délimitée circonférentiellement par deux cloisons (224) sensiblement radiales, l'une de ces cloisons comportant une pluralité d'orifices d'injection d'air (226) s'ouvrant vers l'extérieur de la chambre de combustion et débouchant dans ladite cavité pilote. 5
4. Chambre de combustion selon la revendication 3, dans laquelle l'autre cloison de chaque cavité pilote (222) présente, en coupe transversale, une section sensiblement curviligne. 10
5. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications 1. à 4, dans laquelle les injecteurs plein gaz (220b) sont décalés axialement vers l'aval par rapport aux injecteurs pilote (220a). 15
6. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans laquelle elle est dépourvue de paroi reliant transversalement les extrémités longitudinales amont des parois interne (212) et externe (214). 20
7. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans laquelle les systèmes d'injection de carburant (220) sont dépourvus de systèmes d'air associés. 25
8. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, comportant en outre un carénage annulaire interne (230) qui est monté sur la paroi interne (212) dans le prolongement amont de celle-ci et un carénage annulaire externe (232) qui est monté sur la paroi externe (214) dans le prolongement amont de celle-ci. 30
9. Turbomachine **caractérisée en ce qu'elle** comporte une chambre de combustion (202) selon l'une quelconque des revendications 1 à 8. 35

Patentansprüche 40

1. Brennkammer (202) einer Turbomaschine, umfassend:

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 Verbrennungsraum bildenden ringförmigen Raum (216) begrenzt, und
 eine Vielzahl von Kraftstoffeinspritzsystemen (220), die Leiteinspritzdüsen (220a) umfassen, 50

welche sich in Umfangsrichtung mit Vollgaseinspritzdüsen (220b) abwechseln,

dadurch gekennzeichnet, dass sie ferner wenigstens eine Luftzuführöffnung (218) umfasst, die in den Verbrennungsraum an dessen stromaufwärtigen Ende und in einer im Wesentlichen längsverlaufenden Richtung mündet;
 dass die Außenwand (214) eine Vielzahl von Leitvertiefungen (222), welche um die Längsachse gleichmäßig verteilt sind, umfasst, wobei jede Leitvertiefung sich in Längsrichtung zwischen den beiden Längsenden der Außenwand und radial zu deren Außenseite erstreckt, wobei die Leitvertiefungen mit außerhalb der Brennkammer befindlicher Luft in einer gleichen, im Wesentlichen Umfangsrichtung beaufschlagt werden; und
 dass jede Leiteinspritzdüse (220a) radial in eine Leitvertiefung (222) mündet und jede Vollgaseinspritzdüse (220b) radial zwischen zwei benachbarten Leitvertiefungen mündet.

2. Brennkammer nach Anspruch 1, wobei jede Leitvertiefung (222) an ihrem stromaufwärtigen Ende geschlossen und an ihrem stromabwärtigen Ende offen ist. 25
3. Brennkammer nach einem der Ansprüche 1 und 2, wobei jede Leitvertiefung (222) umfänglich durch zwei im Wesentlichen radiale Trennwände (224) begrenzt ist, wobei die eine dieser Trennwände eine Vielzahl von Lufteinspritzöffnungen (226) umfasst, die sich zur Außenseite der Brennkammer öffnen und in die Leitvertiefung münden. 30
4. Brennkammer nach Anspruch 3, wobei die andere Trennwand einer jeden Leitvertiefung (222) im Querschnitt einen im Wesentlichen gekrümmten Querschnitt aufweist. 35
5. Brennkammer nach einem der Ansprüche 1 bis 4, wobei die Vollgaseinspritzdüsen (220b) gegenüber den Leiteinspritzdüsen (220a) in stromabwärtiger Richtung axial versetzt sind. 40
6. Brennkammer nach einem der Ansprüche 1 bis 5, wobei sie keine Wand aufweist, die die stromaufwärtigen Längsenden der Innenwand (212) und Außenwand (214) quer verbindet. 45
7. Brennkammer nach einem der Ansprüche 1 bis 6, wobei die Kraftstoffeinspritzsysteme (220) keine zugeordneten Luftsysteme aufweisen.
8. Brennkammer nach einem der Ansprüche 1 bis 7, ferner umfassend eine ringförmige Innenverkleidung (230), die an der Innenwand (212) in deren stromaufwärtigen Verlängerung angebracht ist, so-

wie eine ringförmige Außenverkleidung (232), die an der Außenwand (214) in deren stromaufwärtigen Verlängerung angebracht ist.

9. Turbomaschine, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie eine Brennkammer (202) nach einem der Ansprüche 1 bis 8 umfasst.

Claims

1. A turbomachine combustion chamber (202) comprising:

an inner annular wall (212) about a longitudinal axis (x-x);
an outer annular wall 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; and
a plurality of fuel injector systems (220) comprising pilot injectors (220a) alternating circumferentially with full-throttle injectors (220b);

characterised in that the combustion chamber further comprises at least one air admission opening opening out into the upstream end of the combustion area in a direction that is substantially longitudinal;

in that the outer wall (214) includes a plurality of pilot cavities (222) that are regularly distributed around the longitudinal axis, each pilot cavity extending longitudinally between the two longitudinal ends of the outer wall and radially towards the outside thereof, the pilot cavities being fed with air from outside the combustion chamber in a common substantially circumferential direction; and

in that each pilot injector (220a) opens out radially into a pilot cavity (222), and each full-throttle injector (220b) opens out radially between said adjacent pilot cavities.

2. A combustion chamber according to claim 1, in which each pilot cavity (222) is closed at its upstream end and open at its downstream end.

3. A combustion chamber according to claim 1 or 2, in which each pilot cavity (222) is defined circumferentially by two substantially radial partitions (224), one of the partitions including a plurality of air injection orifices (226) open to the outside of the combustion chamber and leading to said pilot cavity.

4. A combustion chamber according to claim 3, in which the other partition of each pilot cavity (222) presents in cross-section, a section that is substantially curvilinear.

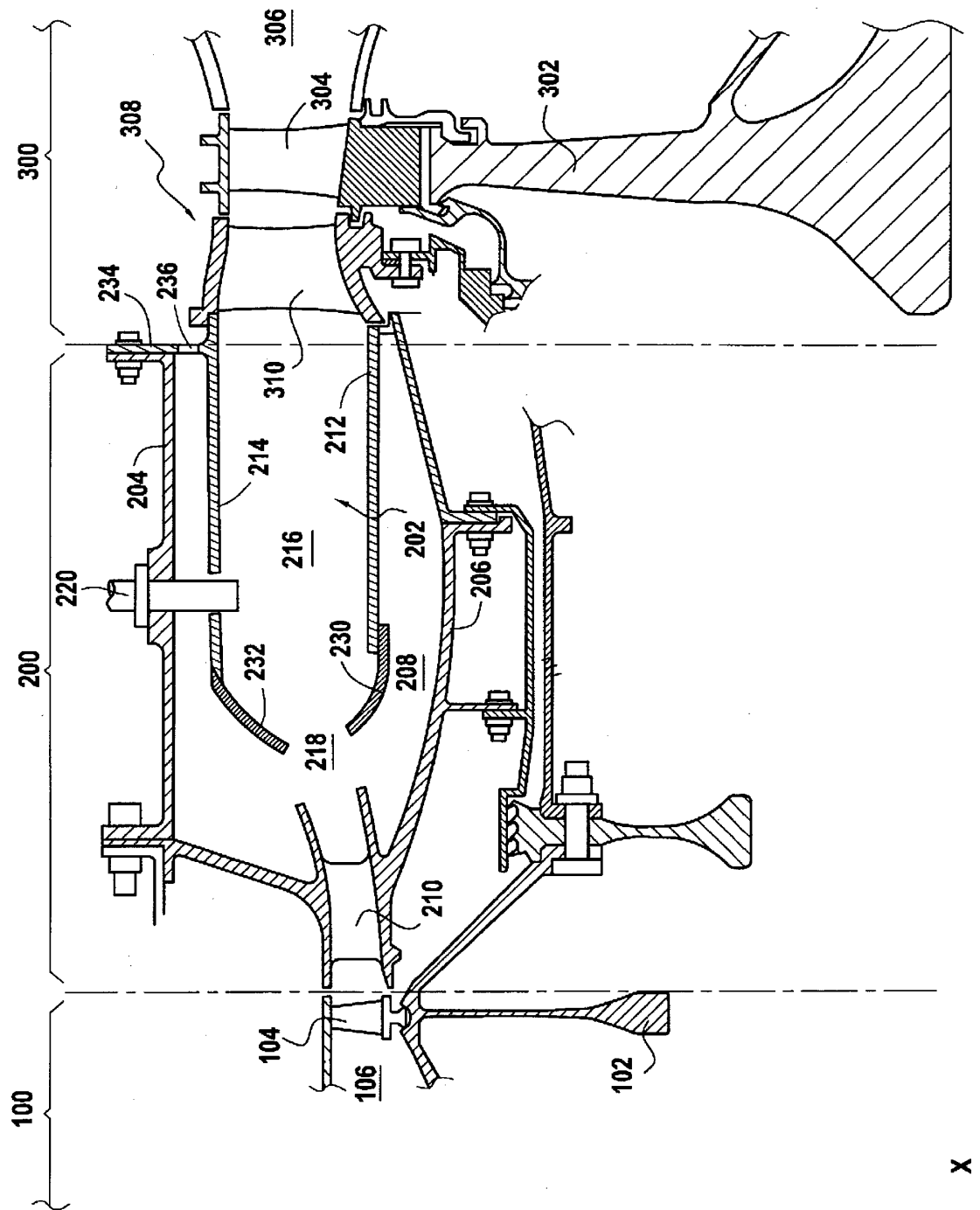
5. A combustion chamber according to any one of claims 1 to 4, in which the full-throttle injectors (220b) are offset axially downstream relative to the pilot injectors (220a).

6. A combustion chamber according to any one of claims 1 to 5, in which it does not have a wall transversely interconnecting the upstream longitudinal ends of the inner (212) and outer (214) walls.

7. A combustion chamber according to any one of claims 1 to 6, in which the fuel injector systems (220) do not have associated air systems.

8. A combustion chamber according to any one of claims 1 to 7, further including an inner annular fairing (230) mounted on the inner wall (212) extending the upstream end thereof, and an outer annular fairing (232) mounted on the outer wall (214) and extending the upstream end thereof.

9. A turbomachine **characterised in that** it comprises a combustion chamber according to any one of claims 1 to 8.



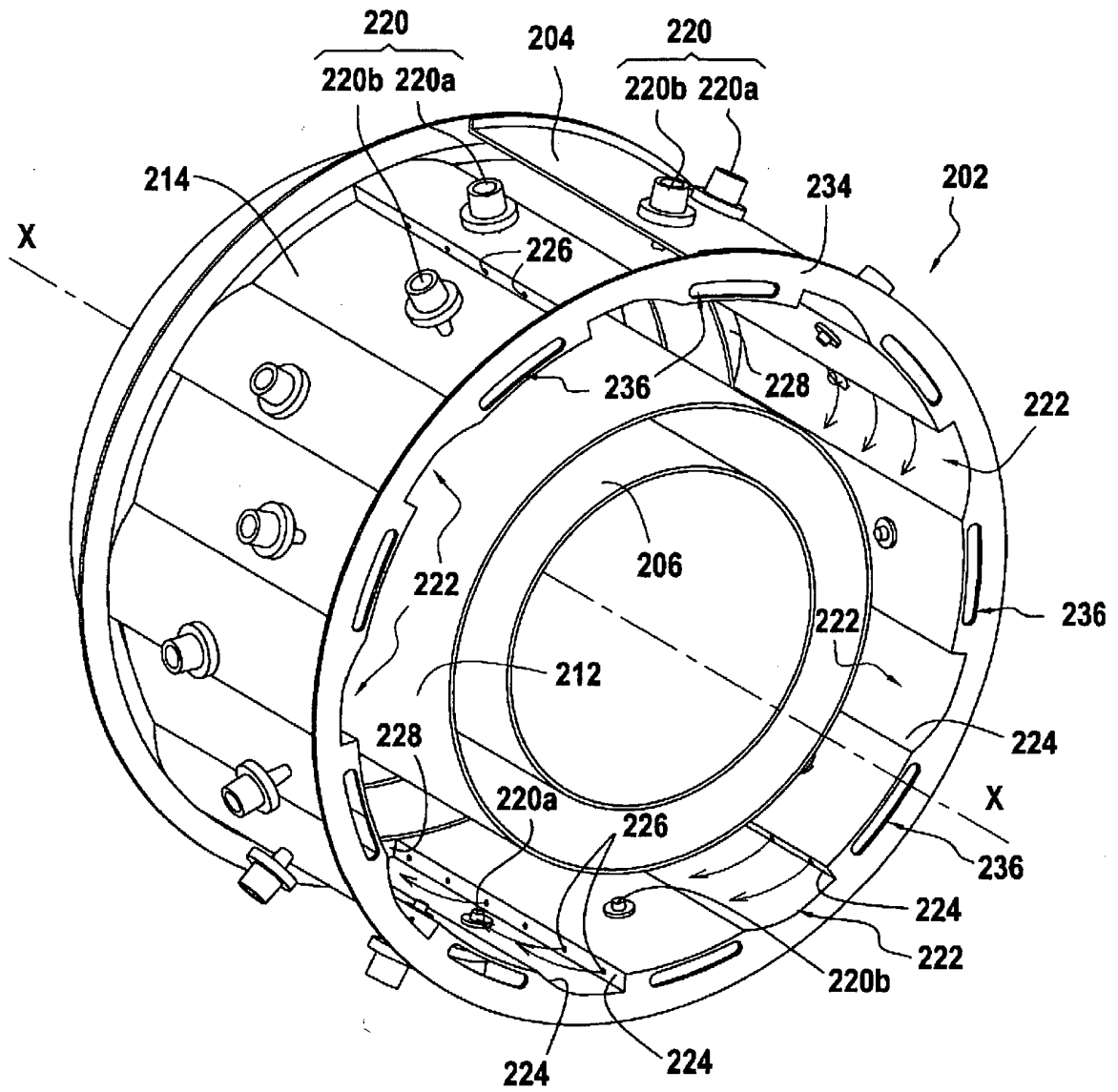


FIG.2

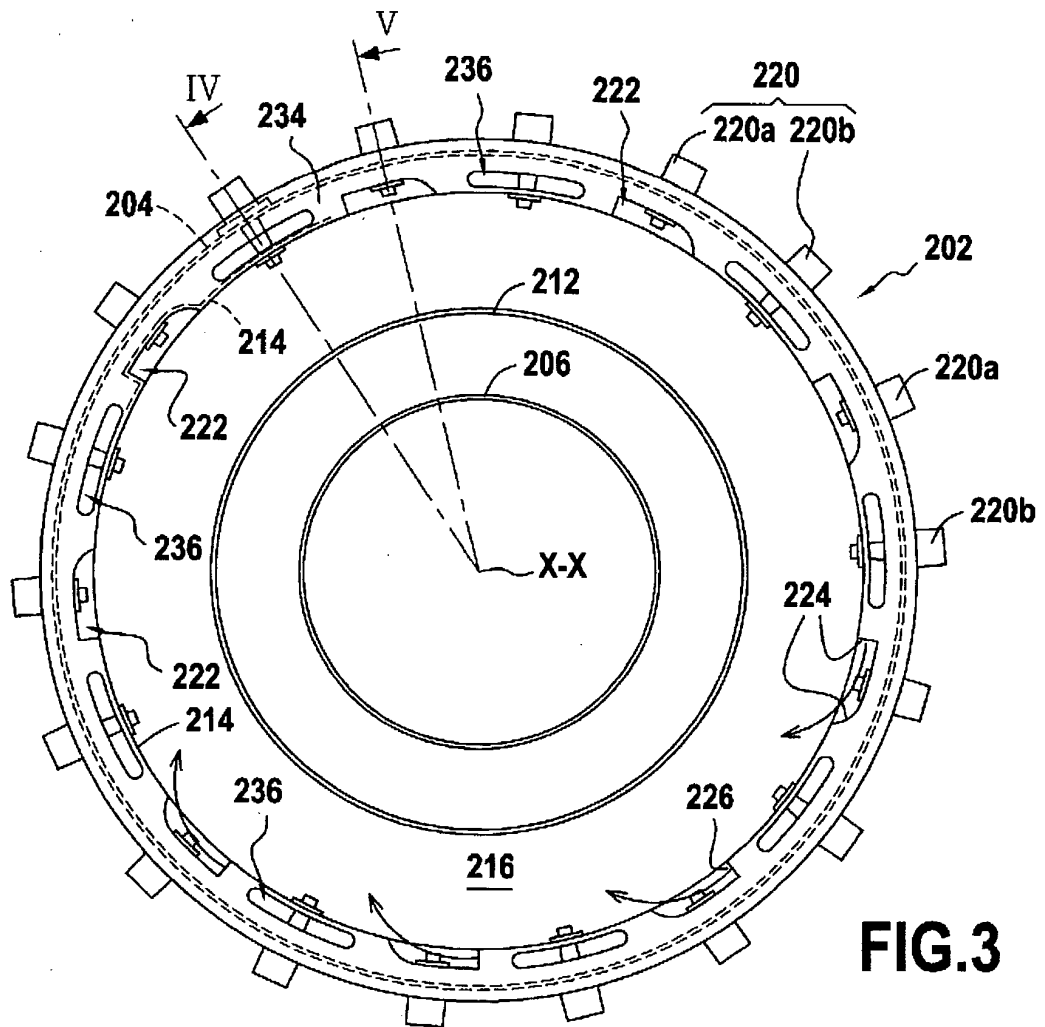


FIG. 3

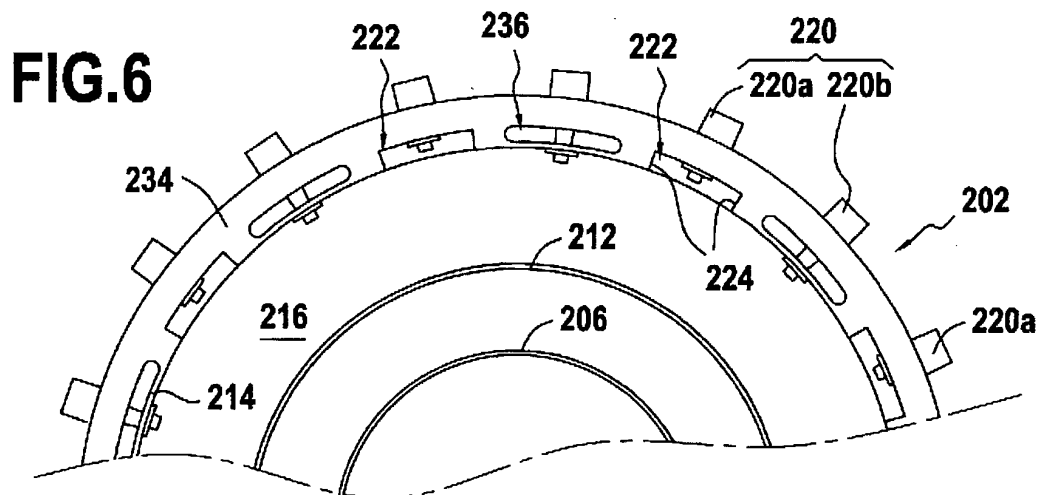


FIG. 6

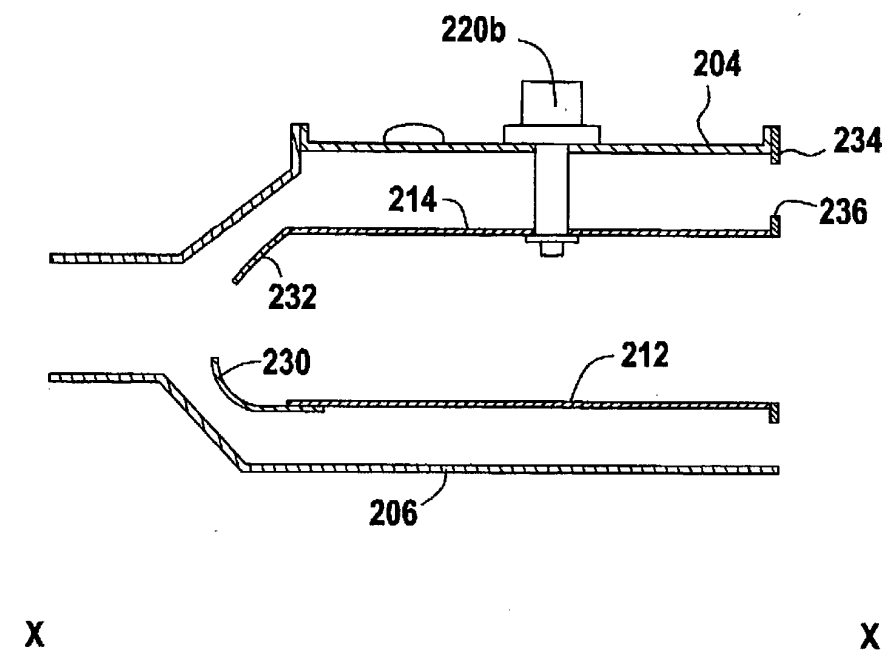


FIG. 4

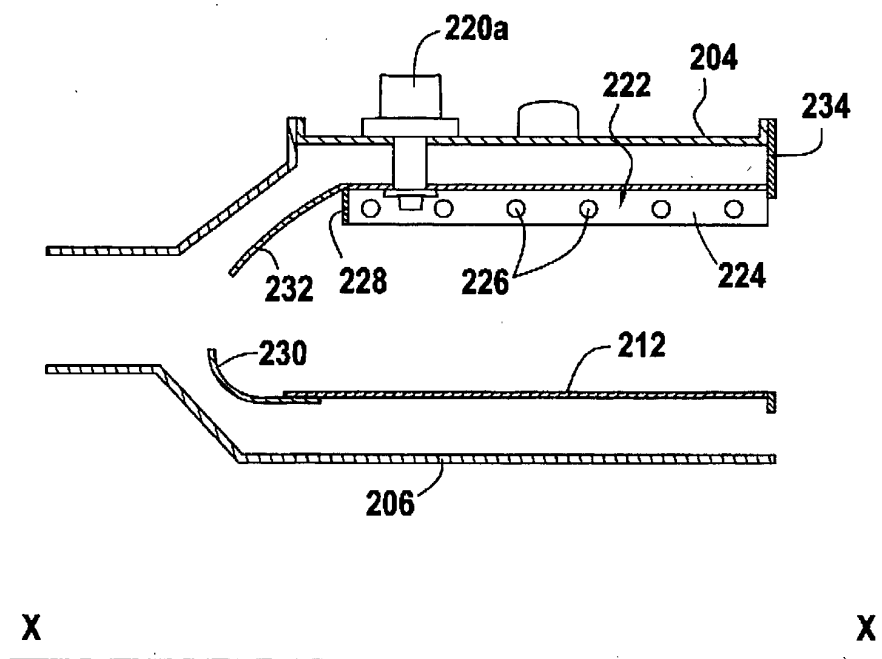


FIG. 5

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

- FR 2695460 A1 [0003]