



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets



(11)

EP 0 964 206 B1

(12)

FASCICULE DE BREVET EUROPEEN

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:
08.12.2004 Bulletin 2004/50

(51) Int Cl.7: **F23R 3/26**, F23R 3/34

(21) Numéro de dépôt: **99401204.5**

(22) Date de dépôt: **18.05.1999**

(54) **Chambre de combustion de turbine à gaz à géométrie variable**

Brennkammer einer Gasturbine mit verstellbarer Geometrie

Variable geometry gas turbine combustor chamber

(84) Etats contractants désignés:
BE DE GB IT NL

(30) Priorité: **11.06.1998 FR 9807409**

(43) Date de publication de la demande:
15.12.1999 Bulletin 1999/50

(73) Titulaires:
• **Institut Français du Pétrole**
92852 Rueil-Malmaison Cedex (FR)
• **TURBOMECA, Société dite:**
F-64511 Bordes (FR)

(72) Inventeurs:
• **Grienche, Guy**
64800 Coarraze (FR)

- **Schott, Gérard**
64110 Rontignon (FR)
- **Le Gal, Jean-Hervé**
75014 Paris (FR)
- **Martin, Gérard**
92500 Rueil-Malmaison (FR)
- **Laborde, Patrice**
64140 Bollène (FR)
- **Spagne, Raphael**
64230 Lescar (FR)

(56) Documents cités:
EP-A- 0 281 961 **FR-A- 2 270 448**
US-A- 3 691 761 **US-A- 3 765 171**
US-A- 3 869 246 **US-A- 4 296 599**
US-A- 5 159 807

EP 0 964 206 B1

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la date de publication de la mention de la délivrance du brevet européen, toute personne peut faire opposition au brevet européen délivré, auprès de l'Office européen des brevets. L'opposition doit être formée par écrit et motivée. Elle n'est réputée formée qu'après paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

Description

[0001] La présente invention concerne le domaine des turbines à gaz et plus particulièrement des chambres de combustion associées à de telles turbines.

[0002] L'un des problèmes à l'origine de la présente invention a trait à la pollution engendrée par le fonctionnement de ces turbines. Plus précisément, les émissions d'oxydes d'azote (NOx) et de monoxyde de carbone (CO) doivent être réduites car ce sont les plus nocives pour l'environnement.

[0003] Par ailleurs des normes assez sévères, sont ou vont être en vigueur dans la plupart des pays industrialisés.

[0004] Les oxydes d'azote (NOx) sont surtout des oxydes d'azote thermiques qui se forment à haute température, c'est-à-dire au-delà de 1700 K dans des chambres de combustion de turbines à gaz où les fumées ont des temps de séjour généralement compris entre 2 et 10 millisecondes.

[0005] Le monoxyde de carbone (CO) est, quant à lui, formé à plus basse température (< 1600 K), par combustion incomplète du carburant.

[0006] Ainsi, la plage de température optimale pour avoir des émissions réduites à la fois en NOx et en CO se situe entre environ 1650 K et 1750 K. La figure 1 illustre, par des courbes (CO et NOx) les émissions respectives de monoxyde de carbone et d'oxydes d'azote en fonction de la température T (en K) dans les conditions de fonctionnement d'une chambre de combustion d'une turbine à gaz.

[0007] Les émissions de NO et de CO sont ainsi directement reliées à la richesse du mélange air-carburant dans la chambre de combustion ; c'est-à-dire au rapport entre le débit d'air et le débit de carburant. Sachant que la richesse du mélange doit être imposée, si l'on cherche à opérer dans une certaine plage de températures, telle que celle évoquée ci-dessus, la température adiabatique de flamme du mélange variera approximativement proportionnellement à la richesse.

[0008] De façon connue et conventionnelle, le débit de carburant est le seul paramètre permettant de contrôler le régime de fonctionnement de la turbine. Il s'ensuit que pour un débit de carburant donné, le débit d'air est parfaitement fixé à une valeur dépendant uniquement des caractéristiques de la machine et en particulier des sections de passage dans le foyer. Par suite, la richesse est totalement déterminée.

[0009] Cependant, la plage de richesses permettant de respecter la plage de température définie ci-dessus ne correspond pas toujours à la richesse imposée par la courbe de fonctionnement de la machine.

[0010] Plusieurs concepts sont envisageables pour remédier à ce problème.

[0011] L'un consiste à réaliser une combustion sur plusieurs étages, allumés successivement, comme cela est mieux décrit dans la demande de brevet EP-A-0 281 961. Cette solution connue est illustrée par la figure 2

où l'on voit une chambre de combustion ayant un étage pilote suivi de deux autres étages ayant chacun une entrée d'air et une entrée de carburant tel que du gaz naturel par exemple. Il s'agit alors de réaliser la combustion sur chaque étage successivement, et en fonction de la puissance totale demandée. La combustion-pilote est quant à elle, réalisée quel que soit le régime. Cette solution permet théoriquement d'obtenir des richesses acceptables dans les étages allumés, pour chaque régime moteur, si l'on dispose d'un nombre d'étages suffisant. L'inconvénient majeur est qu'elle nécessite un circuit d'alimentation en carburant complexe, d'où des problèmes de fiabilité, de régulation et surtout de coût.

[0012] Un autre concept pour obtenir des chambres de combustion opérant sur une plage de température déterminée, consiste à l'équiper d'un ensemble de volets, clapets ou autres moyens d'obturation permettent de contrôler le débit d'air dans le foyer, comme cela a déjà été décrit dans la demande de brevet FR-A-2 270 448. Bien entendu, la commande et l'actionnement de tels éléments est complexe, délicat à mettre en oeuvre. L'ensemble est en outre coûteux.

[0013] La présente invention vise donc à proposer une solution fiable, simple au problème de la régulation de la richesse dans une chambre de combustion d'une turbine à gaz.

[0014] L'objet de ce contrôle est de pouvoir réaliser une combustion dans une plage de température optimale vis-à-vis notamment des émissions de monoxyde de carbone, et d'oxydes d'azote.

[0015] La présente invention permet ainsi une régulation automatique du débit d'air de combustion. Un asservissement mécanique est avantageusement réalisé grâce à un nombre très limité de pièces mécaniques.

[0016] L'invention a pour objet une chambre de combustion de turbine à gaz comprenant au moins une zone dite d'injection-pilote dans laquelle débouchent au moins un premier moyen d'injection de carburant pilote et un premier moyen d'injection de comburant associé ; une zone de combustion principale dans laquelle débouchent au moins un deuxième moyen d'injection principale de carburant et un deuxième moyen d'injection de comburant associé, l'ensemble étant maintenu sous une pression P2 à l'intérieur d'une enceinte.

[0017] Selon l'invention, ladite chambre de combustion comprend en outre un moyen mécanique de régulation du deuxième débit de comburant, qui réagit à la différence de pression entre l'intérieur (P2) et la pression atmosphérique (Po) à l'extérieur de l'enceinte, ladite différence de pression étant directement liée au régime-moteur.

[0018] Plus précisément, ledit moyen de régulation comprend au moins un élément d'obturation qui obture plus ou moins les deuxième arrivées d'air dans la chambre de combustion, plusieurs tiges de liaison entre les éléments d'obturation et un élément de support, un élément de compression, un soufflet d'étanchéité placé autour de l'élément de compression délimitant avec

l'élément de support le volume à pression atmosphérique (P_o) vis-à-vis de l'enceinte sous pression (P_2).

[0019] De façon particulière, le premier moyen d'injection de carburant et le premier moyen d'injection de comburant sont disposés sensiblement à proximité de l'axe longitudinal (XX') de la chambre de combustion.

[0020] Selon un arrangement spécifique de l'invention, le deuxième moyen d'injection principale de carburant et le deuxième moyen d'injection de comburant sont disposés sur une circonférence, en aval de la zone de combustion pilote relativement au sens de propagation de la flamme.

[0021] En outre, la chambre de combustion selon l'invention comprend un troisième moyen d'injection de comburant qui débouche, dans la chambre de combustion, en aval du deuxième moyen d'injection de comburant relativement au sens de propagation de la flamme.

[0022] Par ailleurs, le moyen de régulation du deuxième débit de comburant permet de réguler le débit du troisième moyen d'injection d'air (fonction de by-pass).

[0023] L'élément de compression peut comprendre un empilage de rondelles ou bien des ressorts.

[0024] Selon un mode de réalisation de l'invention, la chambre comprend trois zones de regroupement des deuxième moyen d'injection principal de carburant (7) et d'injection principal de comburant (8), chaque zone étant angulairement espacée de 120° .

[0025] L'invention sera mieux comprise, d'autres avantages, particularités et détails apparaîtront à la lecture de la description qui va suivre, faite à titre illustratif et nullement limitatif en référence aux dessins annexés sur lesquels :

- La figure 3 est une coupe longitudinale d'une chambre de combustion selon un mode de réalisation de l'invention;
- La figure 4 est une coupe longitudinale de la chambre de combustion de la figure 3, dans une autre position de fonctionnement.

[0026] Sur la figure 3, le foyer 1 est délimité par une virole interne 2 qui présente ici deux diamètres différents : le plus petit diamètre renferme la zone de la combustion-pilote 11 tandis que la zone de plus grand diamètre 12 est celle où se développe la combustion principale.

[0027] La zone 11 de combustion-pilote assure la combustion au ralenti et la combustion peut y être maintenue pendant les autres régimes de fonctionnement.

[0028] Au niveau de la zone 11 débouchent respectivement des injecteurs 3 de carburant tel que par exemple du gaz naturel et des injecteurs ou des entrées d'air 4.

[0029] Un fond 5 est prévu pour délimiter la zone 11. Les arrivées de carburant 3 et d'air 4 sont situées près du fond 5, circonférentiellement, et non loin de l'axe longitudinal XX' de la chambre. La zone de combustion-

pilote 11 est une zone de stabilité de la flamme, où une flamme existe quelles que soient les conditions de fonctionnement.

[0030] Des ailettes 6 de mise en rotation de l'air peuvent être prévues au niveau des arrivées d'air 4.

[0031] Les injecteurs de carburant 3 peuvent être implantés dans ces ailettes sans sortir du cadre de l'invention.

[0032] A l'intérieur de la zone 11 règne une pression donnée P_1 , de même que dans la zone 12.

[0033] La zone 12 présente donc un diamètre plus grand que celui de la zone 11 : c'est là qu'est opérée la combustion principale.

[0034] Ainsi un deuxième moyen d'injection de carburant 7 est disposé à la limite entre les zones 11 et 12. De même un deuxième moyen d'injection d'air 8 est situé à proximité du deuxième injecteur de carburant 7. Des ailettes 9 peuvent en outre être disposées au niveau des injecteurs 8. Les moyens 7, 8 et 9 sont situés sur une circonférence de la virole 2, et plusieurs groupements peuvent être prévus. Ici trois groupements sont prévus, chacun angulairement espacé de 120° .

[0035] En outre de l'air dit "de dilution" c'est-à-dire ne participant pas à la combustion ni au refroidissement des parois peut être introduit dans la virole 2, en aval de la zone de combustion 12, via des orifices appropriés 22.

[0036] L'alimentation générale en air se fait par un espace annulaire 13 délimité par la virole 2 et une enveloppe extérieure 14. Une pression P_2 règne dans cet espace ; cette pression est légèrement supérieure à la pression P_1 , la différence étant due aux pertes de charge créées par les différents orifices d'entrée d'air.

[0037] Au niveau des arrivées d'air 8, la présente invention prévoit un moyen de régulation du débit, qui réagit à la différence de pression entre l'espace annulaire (P_2) et l'extérieur de l'enceinte 14 où règne une pression P_o ($\sim$ pression atmosphérique).

[0038] Lorsque le régime de la turbine augmente, la pression P_2 augmente et la pression P_o ne varie pas ; de la sorte, la différence de pression ($P_2 - P_o$) augmente et le moyen de régulation réagit en autorisant une plus grande ouverture des arrivées d'air 8.

[0039] Plus précisément, le moyen de régulation comprend une virole 15 susceptible de coulisser selon l'axe XX' devant les ouvertures 8 (préférentiellement équipées d'ailettes 9) et permettant donc une variation de la section de passage de l'air.

[0040] Des ouvertures correspondantes sont prévues dans la virole 15, en regard des ouvertures 8 de la virole 2.

[0041] La virole 15 est fixée, par tout moyen connu en soi, à l'extrémité inférieure de plusieurs tiges 16. A leur autre extrémité, les tiges 16 portent une plaque-support 17 qui est elle-même liée à un élément de compression 18. Un empilement de rondelles coniques ou des ressorts peuvent être prévus à cet effet.

[0042] Un soufflet 19 ou autre moyen d'étanchéité est

par ailleurs prévu autour de l'élément de compression 18. Le soufflet 19 est une séparation entre le volume intérieur de la chambre de combustion, où règne les pressions P2 et P1, et le volume extérieur où règne la pression Po.

[0043] Par ailleurs, la virole 15 peut être munie d'ouvertures additionnelles qui mettent en communication l'espace 13 et un espace annulaire 21 intérieur à la virole 2. Pour ce faire une virole additionnelle 20, coaxiale à la virole 2 est prévue sur une partie de la hauteur de la virole 2.

[0044] La virole 20 peut présenter une hauteur qui correspond à la zone 12 de combustion. Sur cette hauteur, l'air issu des ouvertures 10 et qui transite dans l'espace annulaire 21, va permettre de rejeter de l'air en aval de la zone de combustion 12 tout en refroidissant les parois de ladite zone de combustion 12. On peut ainsi maintenir une richesse acceptable au sein du foyer principal quel que soit le régime. L'effet principal du by-pass 21 est de limiter la décroissance de la richesse dans le foyer 1, notamment à régime partiel.

[0045] Ainsi, les ouvertures 10 sont conçues de telle sorte qu'à pleine charge, aucun air ne les traverse (cas de la figure 4), tandis qu'à charge partielle ou faible, de l'air passe dans l'espace 21 afin d'être rejeté en aval de la zone de combustion 12 tout en refroidissant la paroi de la virole 2.

[0046] Le fonctionnement de l'ensemble qui vient d'être décrit peut être résumé de la façon suivante, en comparant respectivement les figures 3 et 4.

[0047] En effet, sur la figure 3 la position des différents éléments correspond à un fonctionnement à environ 50 % de la puissance maximale. Sur la figure 4, est schématisé l'appareil tel qu'il fonctionne à 100 % de sa puissance.

[0048] Lorsqu'une puissance faible est requise (régimes de ralenti), la pression relative (P2- Po) entre l'espace annulaire 13 et l'extérieur de la virole 14, permet une ouverture limitée des arrivées d'air 8.

[0049] Simultanément, les ouvertures 10 sont plutôt largement ouvertes de sorte que de l'air peut traverser l'espace 21 et refroidir la paroi 20, sans participer à la combustion dans la zone 12. On peut ainsi maintenir une richesse acceptable dans celle-ci et éviter de fortes émissions de CO.

[0050] Lorsque la turbine fonctionne à pleine charge, la pression relative (P2-Po) est plus importante que dans le cas qui vient d'être évoqué, de sorte que la virole 15 est soulevée et découvre plus largement les ouvertures 8. Un important débit d'air peut alors pénétrer dans la chambre de combustion 12. Simultanément les ouvertures 10 sont fermées ce qui empêche l'air de venir dans l'espace annulaire 21. Une grande quantité d'air est ainsi injectée directement dans la zone de combustion principale 12, ce qui limite la richesse maximale et évite la formation de NO_x.

[0051] Ainsi il apparaît que la chambre de combustion selon l'invention ne nécessite pas de dispositif méca-

que spécifique de régulation des arrivées d'air. La régulation se fait ici d'elle-même, par la pression relative dans la chambre de combustion et donc en fonction du régime-moteur.

Revendications

1. Chambre de combustion de turbine à gaz comprenant au moins une zone (11) dite de combustion-pilote dans laquelle débouchent au moins un premier moyen (3) d'injection de carburant pilote et un premier moyen (4) d'injection de comburant associé ; une zone (12) de combustion principale dans laquelle débouchent au moins un deuxième moyen (7) d'injection principale de carburant et un deuxième moyen (8) d'injection de comburant associé, l'ensemble étant maintenu sous une pression P2 à l'intérieur (P2) d'une enceinte (14), comprenant en outre un moyen mécanique (15, 16, 17, 18, 19) de régulation du deuxième débit de comburant, qui réagit à la différence de pression entre ladite pression à l'intérieur (P2) et la pression atmosphérique (Po) à l'extérieur de l'enceinte (14), ladite différence de pression étant directement liée au régime-moteur.
2. Chambre de combustion selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** ledit moyen de régulation comprend au moins un élément d'obturation (15) qui obture plus ou moins les deuxième arrivées de comburant (8) dans la chambre de combustion, plusieurs tiges de liaison (16) entre les éléments d'obturation et un élément de support (17), un élément de compression (18), un soufflet d'étanchéité (19) placé autour de l'élément de compression (18) et délimitant avec l'élément de support (17) le volume à pression atmosphérique (Po) vis-à-vis de l'enceinte sous pression (P2).
3. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisée en ce que** le premier moyen d'injection de carburant (3) et le premier moyen d'injection de comburant (4) sont disposés sensiblement à proximité de l'axe longitudinal (XX') de la chambre de combustion.
4. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisée en ce que** le deuxième moyen (7) d'injection principale de carburant et le deuxième moyen (8) d'injection de comburant sont disposés sur une circonférence, en aval de la zone (11) d'injection pilote relativement au sens de propagation de la flamme.
5. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisée en ce qu'elle** comprend en outre un troisième moyen

d'injection de comburant qui débouche dans la chambre de combustion en aval du deuxième moyen (8) d'injection de comburant relativement au sens de propagation de la flamme.

6. Chambre de combustion selon la revendication 5, **caractérisée en ce que** le moyen (15) de régulation du deuxième débit de comburant permet en outre de réguler le débit du troisième moyen d'injection de comburant.
7. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications 2 à 6, **caractérisée en ce que** l'élément de compression (18) comprend un empilage de rondelles coniques.
8. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications 2 à 6, **caractérisée en ce que** l'élément de compression (18) comprend au moins un ressort.
9. Chambre de combustion selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisée en ce qu'elle** comprend trois zones de regroupement des deuxième moyen d'injection principal de carburant (7) et d'injection principal de comburant (8), chaque zone étant angulairement espacée de 120°.

Patentansprüche

1. Gasturbinen-Brennkammer, die wenigstens eine so genannte Pilot-Verbrennungszone (11) umfasst, in die wenigstens ein erstes Mittel (3) zum Einspritzen von Pilot-Treibstoff und ein erstes Mittel (4) zum Einspritzen von zugeordnetem Sauerstoffträger münden; eine Zone (12) zur Hauptverbrennung, in die wenigstens ein zweites Mittel (7) zur Haupteinspritzung von Treibstoff und ein zweites Mittel (8) zum Einspritzen zugeordneten Sauerstoffträgers münden, wobei die Anordnung unter einem Druck P2 im Inneren (P2) einer Einfassung (14) gehalten wird, welcher außerdem ein mechanisches Mittel (15, 16, 17, 18, 19) zur Regelung des zweiten Sauerstoffträger-Durchsatzes umfasst, das auf den Druckunterschied zwischen dem Druck im Inneren (P2) und dem Atmosphärendruck (Po) außerhalb der Einfassung (14) reagiert, wobei diese Differenz direkt mit der Motordrehzahl verbunden ist.
2. Brennkammer nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Mittel zur Regelung wenigstens ein Verschließelement (15) umfasst, das mehr oder weniger die zweiten Sauerstoffträger-Eingänge (8) in die Brennkammer verschließt, mehrere Verbindungsstangen (16) zwischen den Verschließelementen und einem Trägerelement (17), ein Kompressionselement (18), ein abdichtendes Gebläse

(19), das um das Kompressionselement (18) herum angeordnet ist und mit dem Trägerelement (17) das Atmosphärendruck-Volumen (Po) gegenüber der Einfassung unter Druck (P2) begrenzt.

3. Brennkammer nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** das erste Mittel zum Einspritzen von Treibstoff (3) und das erste Mittel zum Einspritzen von Sauerstoffträger (4) im Wesentlichen in der Nähe der Längsachse (XX') der Brennkammer angeordnet sind.
4. Brennkammer nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** das zweite Mittel (7) zur Haupteinspritzung von Treibstoff und das zweite Mittel (8) zum Einspritzen von Sauerstoffträger auf einem Umfang und stromabwärts der Zone (11) zur Pilot-Einspritzung, relativ in Richtung der Fortpflanzung der Flamme angeordnet sind.
5. Brennkammer nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie außerdem ein drittes Mittel zum Einspritzen von Sauerstoffträger umfasst, das in die Brennkammer stromabwärts des zweiten Mittels (8) zum Einspritzen von Sauerstoffträger, relativ in Richtung der Fortpflanzung der Flamme, mündet.
6. Brennkammer nach Anspruch 5, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Mittel (15) zur Regelung des zweiten Durchsatzes von Sauerstoffträger es außerdem ermöglicht, den Durchsatz des dritten Mittels zum Einspritzen von Sauerstoffträger zu regeln.
7. Brennkammer nach einem der Ansprüche 2 bis 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Kompressionselement (18) eine Stapelung konischer Unterscheiben umfasst.
8. Brennkammer nach einem der Ansprüche 2 bis 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Kompressionselement (18) wenigstens eine Feder umfasst.
9. Brennkammer nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie drei Zonen zur Gruppierung der zweiten Mittel zur Haupteinspritzung von Treibstoff (7) und zur Haupteinspritzung von Sauerstoffträger (8) umfasst, wobei jede Zone mit einem 120°-Winkel beabstandet ist.

Claims

1. Gas-turbine combustion chamber comprising at least one so-called pilot combustion zone (11) into which open at least a first means (3) for injection of

pilot fuel and a first means (4) for injection of associated comburant; a main combustion zone (12) into which open at least a second means (7) for main injection of fuel and a second means (8) for injection of associated comburant, the whole being maintained at a pressure inside (P2) a chamber (14), also comprising a mechanical means (15, 16, 17, 18, 19) for regulating the second flow of comburant, which reacts to the pressure differential between the said pressure inside (P2) and atmospheric pressure (Po) outside the chamber (14), the said pressure differential being directly linked to the engine running conditions.

2. Combustion chamber as described in claim 1, **characterised by** the fact that the said regulating means comprise at least one obturating element (15) which more or less obturates the second supplies of comburant (8) to the combustion chamber, a plurality of connecting rods (16) between the obturating elements and a support element (17), a compression element (18), a sealing bellows (19) positioned around the compression element (18) and defining with the support element (17) the volume at atmospheric pressure (Po) as opposed to the chamber at pressure (P2). 15

3. Combustion chamber as described in any one of the preceding claims, **characterised by** the fact that the first means for injection of fuel (3) and the first means for injection of comburant (4) are arranged substantially in the proximity of the longitudinal axis (XX') of the combustion chamber. 30

4. Combustion chamber as described in any one of the preceding claims, **characterised by** the fact that the second means (7) for main injection of fuel and the second means (8) for injection of comburant are arranged on a circumference, downstream of the zone (11) for pilot injection relative to the direction of propagation of the flame. 35 40

5. Combustion chamber as described in any one of the preceding claims, **characterised by** the fact that it also comprises a third means for injection of comburant which opens into the combustion chamber downstream of the second means (8) for injection of comburant relative to the direction of propagation of the flame. 45 50

6. Combustion chamber as described in claim 5, **characterised by** the fact that the means (15) for regulation of the second flow of comburant also permits regulation of the flow of the third means for injection of comburant. 55

7. Combustion chamber as described in any one of claims 2 to 6, **characterised by** the fact that the

compression element (18) comprises a stack of conical washers.

8. Combustion chamber as described in any one of claims 2 to 6, **characterised by** the fact that the compression element (18) comprises at least one spring.

9. Combustion chamber as described in any one of the preceding claims, **characterised by** the fact that it comprises three zones grouping the second means for main injection of fuel (7) and for main injection of comburant (8), each zone being angularly spaced by 120°.

FIG.1







