

(19)



Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets



(11)

EP 0 924 470 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des
Hinweises auf die Patenterteilung:
18.06.2003 Patentblatt 2003/25

(51) Int Cl.7: **F23R 3/28**, F23R 3/42

(21) Anmeldenummer: **98123199.6**

(22) Anmeldetag: **05.12.1998**

(54) **Vormischbrennkammer für eine Gasturbine**

Premix combustor for a gas turbine

Chambre de combustion à prémélange pour turbine à gaz

(84) Benannte Vertragsstaaten:
DE FR GB

(30) Priorität: **19.12.1997 DE 19756663**
12.03.1998 DE 19810648

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
23.06.1999 Patentblatt 1999/25

(73) Patentinhaber: **MTU Aero Engines GmbH**
80995 München (DE)

(72) Erfinder:
• **Zarzalıs, Nikolaos, Dr.**
85221 Dachau (DE)

• **Ripplinger, Thomas**
85256 Vierkirchen (DE)

(74) Vertreter: **Einsele, Rolf W.**
DaimlerChrysler AG,
Intellectual Property Management FTP/A,
HPC:C106
70546 Stuttgart (DE)

(56) Entgegenhaltungen:
EP-A- 0 870 990 **DE-A- 2 944 863**
US-A- 2 552 492 **US-A- 5 473 882**

EP 0 924 470 B1

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist. (Art. 99(1) Europäisches Patentübereinkommen).

Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft eine Vormischbrennkammer für eine Gasturbine, umfassend eine Hauptstufe mit mindestens einer Vormischkammer und einer wenigstens zum Teil rotationssymmetrisch zu ihrer Längsachse ausgebildeten Brennkammer mit einer Hauptverbrennungs- und einer stromabwärts gelegenen Nachverbrennungszone, wobei die mindestens eine Vormischkammer tangential drallerzeugend in die Brennkammer im Bereich der Hauptverbrennungszone mündet; und eine Pilotstufe mit einer Piloteinspritzvorrichtung.

[0002] Vormischbrennkammern sind schadstoffarme Gasturbinenbrennkammern. Gasturbinen können sowohl stationär, z.B. als Generatorantriebe in Kraftwerken, als auch in Flugtriebwerken eingesetzt werden. In zahlreichen Industrieländern sind Höchstgrenzen für die Stickoxidemission stationärer Gasturbinen festgelegt worden. Da auch bei Flugantrieben entsprechende Empfehlungen existieren, kommt der Reduzierung der Stickoxidbildung in den Brennkammern im Rahmen der Senkung der Schadstoffemission eine große Bedeutung zu. Zur Stickoxidreduktion wird bei Flugtriebwerken derzeit die Fett-Mager-Verbrennung eingesetzt, bei der die Verbrennung mit einer ersten fetten Stufe und einer zweiten mageren Stufe unter Luftüberschuß erfolgt.

[0003] Mit der bei stationären Gasturbinen angewendeten, vorgemischten Magerverbrennung lassen sich im Vergleich dazu noch größere Reduktionen erzielen. Da die Stickoxidbildung u.a. mit der höchsten Temperatur in der Flamme steigt, wurden Verfahren entwickelt, die höchste Flammentemperatur abzusenken. Man unterscheidet dabei zwischen nassen und trockenen Verfahren. Bei den bisher überwiegend eingesetzten, nassen Verfahren werden Wasser oder Wasserdampf getrennt oder mit dem Brennstoff vorgemischt in die Verbrennungszone eingebracht. Dabei ist nachteilig, daß aufbereitetes Wasser erforderlich ist, dessen Verbrauch zudem hoch ist. Darüber hinaus sinkt bei den nassen Verfahren der Anlagenwirkungsgrad.

[0004] Aufgrund dieser Nachteile sind zunehmend trockene Verfahren erwünscht, bei denen die Luftüberschußzahl in der Verbrennungszone soweit wie möglich erhöht und Luft und Brennstoff ganz oder teilweise vorgemischt werden. Um den gesetzlichen Vorschriften und Empfehlungen zu genügen, müssen Luft und Brennstoff vor dem Verbrennungsraum möglichst homogen gemischt werden. Allein auf diese Weise können die Spitzentemperaturen in der Flamme verringert werden. Dazu wurden Vormischbrennkammern entwickelt, bei denen es zur Erzielung eines hohen Homogenitätsgrads einer bestimmten Länge der Vormischkammer oder einer Mindestverweilzeit in der Vormischkammer bedarf. Dabei besteht jedoch die Gefahr, daß sich das Brennstoff/Luft-Gemisch in der Vormischkammer entzündet. Da in diesem Fall der Vermischungsprozeß

nicht abgeschlossen ist, entstehen lokal infolge von Inhomogenitäten hohe Temperaturen, die zur erhöhten Stickoxidbildung führen. Des weiteren besteht die Gefahr eines Flammenrückschlags aus der Verbrennungszone in die Vormischkammer. Zu dessen Vermeidung werden bei herkömmlichen Vormischbrennkammern am Ende der Vormischkammer Schaufelgitter od. dgl. angebracht, um das Gemisch zu beschleunigen und eine Drallbildung zu erzeugen. Tritt ein Rückzünden gleichwohl auf, führt dieses zur Beschädigung oder Zerstörung von Brennkammerteilen, wie z.B. der Schaufelgitter.

[0005] Bei einer bekannten Brennkammeranordnung gemäß DE-PS 43 18 405 wird mittels vorgemischter Magerverbrennung eine Senkung der Stickoxidbildung ohne Gefahr der Selbstzündung in einer Vormischstrecke ermöglicht, indem der Brennstoff in eine im wesentlichen gerade ausgebildete Vormischkammer eingespritzt wird, die tangential in eine im wesentlichen rotationssymmetrisch ausgebildete Verbrennungskammer mündet, wodurch beim Einströmen des Gemisches eine Drallbildung erzielt wird. Da die Drallbildung nicht mittels zusätzlicher Bauteile, wie Schaufelgitter, erzeugt wird, scheidet die Gefahr der Bauteilbeschädigung bei einem eventuell auftretenden Flammenrückschlag aus. Eine ausreichende Verbrennungsstabilität wird mittels einer unterstützenden Pilotverbrennung gewährleistet, die in einer separaten Verbrennungszone erfolgt. Die Heißgase aus der Pilotzone werden in die magere Hauptzone eingemischt, wobei die stabilisierende Wirkung stark von dem existierenden Strömungsfeld abhängt und bei unterschiedlichen Betriebszuständen größeren Schwankungen unterworfen sein kann. Zudem wird die Strömung von der Haupt- in die Nachverbrennungszone um 90° umgelenkt, was zu einem erhöhten Druckverlust führt.

[0006] Die Aufgabe der Erfindung besteht darin, eine Vormischbrennkammer der eingangs beschriebenen Gattung zu schaffen, bei der die stabilisierende Wirkung der Pilotverbrennung verbessert wird.

[0007] Die Lösung dieser Aufgabe ist erfindungsgemäß dadurch gekennzeichnet, daß die Hauptverbrennungszone in der Brennkammer im wesentlichen koaxial bzw. parallel zur Nachverbrennungszone verläuft bzw. angeordnet ist, d.h. der Strömungsweg im wesentlichen gerade und ohne erhebliche Umlenkung verläuft, und die Pilotstufe an dem der Nachverbrennungszone entfernten Ende der Brennkammer angeordnet ist.

[0008] Der Vorteil dieser Vormischbrennkammer besteht darin, daß die Strömung innerhalb der Brennkammer von der Hauptverbrennungszone zur Nachverbrennungszone nicht um 90° umgelenkt wird und der damit verbundene Druckverlust entfällt. Durch die unmittelbar an der Brennkammer angeordnete Pilotstufe besitzt diese eine direkte Verbindung zur Hauptverbrennungs- bzw. Rezirkulationszone, wodurch die stabilisierende Wirkung der Pilotverbrennung deutlich verbessert wird. Die erfindungsgemäße Vormischbrennkammer läßt

sich sowohl in stationären Gasturbinen als auch in Flugtriebwerken einsetzen.

[0009] In einer bevorzugten Ausgestaltung der Erfindung weitet sich der die Hauptverbrennungszone bildende Bereich der Brennkammer in Strömungsrichtung, die von der Hauptverbrennungszone in Richtung auf die Nachverbrennungszone verläuft, konisch auf. Durch den Öffnungswinkel des Konus läßt sich die Rezirkulationszone und damit die Flammenstabilität steuern. Während sich bei kleineren Öffnungswinkeln ein zusätzlicher Vorverdampfungsbereich ergibt, wird bei größeren Öffnungswinkeln die Stabilität der Verbrennung gefördert.

[0010] Bevorzugt ist die Pilotstufe an dem Ende der Brennkammer mit kleinerem Radius stirnseitig angeordnet und verläuft koaxial dazu.

[0011] Es kann zweckmäßig sein, daß die Pilotstufe eine zwischen der Piloteinspritzvorrichtung und der Brennkammer angeordnete Pilotbrennkammer aufweist.

[0012] Im folgenden wird die Erfindung anhand von Ausführungsbeispielen unter Bezugnahme auf eine Zeichnung näher erläutert: Es zeigt:

Fig. 1 in perspektivischer Darstellung eine schematische Ansicht eines Ausführungsbeispiels der erfindungsgemäßen Vormischbrennkammer, die auf die wesentlichen Bestandteile zur Erläuterung der Anordnung beschränkt ist,

Fig. 2 eine mit Fig. 1 vergleichbare Ansicht eines weiteren Ausführungsbeispiels der erfindungsgemäßen Vormischbrennkammer und

Fig. 3 in perspektivischer Darstellung eine geschnittene Teilansicht einer Ringbrennkammeranordnung.

[0013] Fig. 1 zeigt ein Ausführungsbeispiel einer im ganzen mit 1 bezeichneten Vormischbrennkammer für eine Gasturbine. Die Vormischbrennkammer 1 umfaßt im wesentlichen eine Hauptstufe 2 mit einer Vormischkammer 6, einer Hauptverbrennungszone 3 und einer Nachverbrennungszone 5 sowie eine Pilotstufe 4. An einem Ende 7 der Vormischkammer 6 wird der Brennstoff zusammen mit einem Teil der Verdichterluft eingebracht. Der Brennstoff wird in der Vormischkammer 6 zerstäubt, verdampft und mit der Luft möglichst homogen vermischt. Die Vormischkammer 6 ist als geradliniger Rechteckkanal ausgebildet, so daß innerhalb der Vormischkammer 6 eine drallfreie Strömung mit einem verhältnismäßig gleichmäßigen Geschwindigkeitsprofil erzeugt wird. Dieses führt zu einer hohen Gemischhomogenität zwischen dem Brennstoff und der Luft, wodurch Temperaturspitzen mit einer verstärkten thermischen Stickoxidbildung vermieden werden. Die Vormischkammer 6 kann je nach Maschinendesign auch andere geeignete Querschnittsformen aufweisen,

wie z.B. oval oder auch kreisrund. Auch muß die Querschnittsform nicht zwingend konstant über die Länge der Vormischkammer 6 sein.

[0014] An einem Austrittsende 8 der Vormischkammer 6 strömt das Brennstoff-Luftgemisch in die Brennkammer 9, die einen als Kegelstumpf ausgebildeten, im Bereich der Hauptverbrennungszone 3 liegenden Teil und einen zylindrischen, im Bereich der Nachverbrennungszone 5 liegenden Teil 12 umfaßt. Die Strömung wird dabei mit einer möglichst großen Exzentrizität zu einer Längs- bzw. Mittelachse M der rotationssymmetrischen Brennkammer 9 eingebracht, so daß in dieser der Strömung des Brennstoff/Luft-Gemisches eine Umfangsgeschwindigkeit aufgeprägt wird. Zur Erzielung einer größtmöglichen Exzentrizität ist die im Querschnitt rechteckförmige Vormischkammer 6 zudem mit einer möglichst geringen Höhe H ausgebildet. Infolge der Drallbildung ergibt sich eine ausgeprägte, aus dem kegelförmig ausgebildeten Teil der Brennkammer 9 hinausreichende Rezirkulation des Brennstoff-Luftgemisches, wodurch diese in die Hauptverbrennungszone 3 bzw. den konisch ausgebildeten Teil der Brennkammer 9 zurückströmt und die Verbrennung stabilisiert. Erst im Anschluß gelangt die Strömung in die im wesentlichen parallel bzw. koaxial zur Hauptverbrennungszone 3 und insbesondere zur Mittelachse M der zum Teil kegelförmigen Brennkammer 9 verlaufende, stromabwärtige Nachverbrennungszone 5. Der Strömungsweg für das Brennstoff-Luft-Gemisch ist somit im wesentlichen gerade. Die Brennkammer 9 weist zur Kühlung eine Vielzahl von Lufteintrittsöffnungen auf.

[0015] An einem zur Nachverbrennungszone 5 entfernten Ende 10 der Brennkammer 9 ist die Pilotstufe 4 angeordnet. In der vorliegenden Ausgestaltung ist die Pilotstufe 4 mithin an dem stirnseitigen Ende 10 mit dem kleinsten Radius des als Kegelstumpf ausgebildeten Teils der Brennkammer 9 angeordnet. Die Pilotstufe 4 umfaßt eine Piloteinspritzvorrichtung 11, mit der Brennstoff in die Hauptverbrennungszone 3 zur Stabilisierung der Verbrennung insbesondere im Teillastbereich eingebracht werden kann. Die Heißgase aus der Pilotstufe 4 strömen unmittelbar in den Kern der Rezirkulationszone der mageren Hauptstufe 2, was zu einer verbesserten Stabilität der Verbrennung führt. Sowohl in der Haupt- als auch in der Pilotstufe 2 bzw. 4 können gasförmige und flüssige Brennstoffe eingesetzt werden.

[0016] Fig. 2 zeigt ein anderes Ausführungsbeispiel der Vormischbrennkammer 1, dessen Modifikation im Bereich der Pilotstufe 4 liegt. In Fig. 2 weist die Pilotstufe 4 zusätzlich zur Piloteinspritzvorrichtung 11 eine Pilotbrennkammer 13 auf, in welcher der Brennstoff zunächst in einer Diffusionsverbrennung mit Luft gemischt wird und erst dann stirnseitig in die Brennkammer 9 eingebracht wird.

[0017] Fig. 3 zeigt eine Anordnung, bei der eine Vielzahl von Vormischbrennkammern 1 mit einer Ringbrennkammer 14 kombiniert sind. Auch hier umfassen die einzelnen Vormischbrennkammern 1 eine Vor-

mischkammer 6, die exzentrisch in einen als Kegelstumpf ausgebildeten Teil der Brennkammer 9 einer Hauptstufe 2 mündet, sowie eine im wesentlichen koaxial zur Hauptstufe 2 angeordnete Nachverbrennungszone 5, wodurch die Strömung zwischen der Hauptverbrennungszone 3 und der Nachverbrennungszone 5 nicht umgelenkt werden muß und mithin der Brennkammerdruckverlust reduziert wird. Zwischen dem konusförmigen Teil der Brennkammer 9 und der Ringbrennkammer 14 könnte die Brennkammer 9 auch hier einen zylindrischen Teil 12 aufweisen, der im wesentlichen koaxial zur Längsachse M der Brennkammer 9 angeordnet ist. Beim Einbau der Ringbrennkammer 14 in eine Gasturbine wird diese mit ihrer Mittelachse M koaxial dazu angeordnet und von einem stromaufwärtigen Verdichter einspritzseitig mit Luft beaufschlagt. Die Vormischbrennkammern 1 sind äquidistant um den stirnseitigen Umfang der Ringbrennkammer 14 angeordnet. Auch hier ist die Wandung der Brennkammer 9 zur Kühlung mit Lufteintrittsöffnungen versehen.

[0018] Beim Betrieb der Vormischbrennkammer 1 können die Hauptstufe 2 und die Pilotstufe 4 je nach Last bzw. Flugphase wahlweise separat oder gleichzeitig betrieben werden.

Patentansprüche

1. Vormischbrennkammer für eine Gasturbine, umfassend eine Hauptstufe mit mindestens einer Vormischkammer und einer wenigstens zum Teil rotationssymmetrisch zu ihrer Längsachse ausgebildeten Brennkammer mit einer Hauptverbrennungszone und einer stromabwärtigen Nachverbrennungszone, wobei die mindestens eine Vormischkammer tangential drallerzeugend in die Brennkammer mündet; und eine Pilotstufe mit einer Piloteinspritzvorrichtung, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Hauptverbrennungszone (3) in der Brennkammer (9) im wesentlichen koaxial zur Nachverbrennungszone (5) verläuft und die Pilotstufe (4) an dem der Nachverbrennungszone (5) entfernten Ende (10) der Brennkammer (9) angeordnet ist.
2. Vormischbrennkammer nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** die mindestens eine Vormischkammer (6) als Rechteckkanal ausgebildet ist.
3. Vormischbrennkammer nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Höhe (H) der mindestens einen Vormischkammer (6) im Verhältnis zu deren Länge und Breite gering ist.
4. Vormischbrennkammer nach einem oder mehreren der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, daß** das eine Austrittsende (8) der mindestens einen Vormischkammer (6) so zur

Brennkammer (9) angeordnet ist, daß die in die Brennkammer (9) eintretende Strömung eine maximale Exzentrizität zur Längsachse (M) der Brennkammer (9) aufweist.

5. Vormischbrennkammer nach einem oder mehreren der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, daß** zwei oder vier Vormischkammern (6) jeweils paarweise an zumindest annähernd diametral gegenüberliegenden Stellen mit gleichsinniger Drallerzeugung in die Brennkammer (9) münden.
6. Vormischbrennkammer nach einem oder mehreren der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, daß** sich der die Hauptverbrennungszone (3) umfassende Bereich der Brennkammer (9) in Strömungsrichtung konisch aufweitet.
7. Vormischbrennkammer nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Pilotstufe (4) an dem Ende (10) der Brennkammer (9) mit kleinerem Radius stirnseitig angeordnet ist und koaxial dazu verläuft.
8. Vormischbrennkammer nach einem oder mehreren der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Pilotstufe (4) eine zwischen der Piloteinspritzvorrichtung (11) und der Brennkammer (9) angeordneter Pilotbrennkammer (12) aufweist.
9. Vormischbrennkammeranordnung nach einem oder mehreren der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, daß** der die Nachverbrennungszone (5) bildende Teil der Brennkammer (9) als Ringbrennkammer (14) ausgebildet ist, an deren Stirnseite eine Vielzahl von die Hauptverbrennungszone (3) umfassenden Brennkammern (9) einschließlich Vormischkammern (6) und Pilotstufen (4) äquidistant angeschlossen sind.
10. Vormischbrennkammeranordnung nach Anspruch 9, **dadurch gekennzeichnet, daß** jede Brennkammer (9) einen im wesentlichen die Hauptverbrennungszone (3) umfassenden, konusförmigen Teil und stromabwärts dazu einen zu ihrer Längsachse (M) koaxial angeordneten, in die Ringbrennkammer (14) mündenden, zylindrischen Teil (12) umfaßt.

Claims

1. Pre-mixing combustor for a gas turbine, comprising a main stage with at least one pre-mixing chamber and a combustor designed to be at least partially dynamically balanced relative to its longitudinal axis and consisting of a main combustion zone and a downstream reheat zone, the at least one pre-mixing chamber terminating in the combustor while

generating tangential spin, and further comprising a pilot stage with a pilot injection device, **characterised in that** the main combustion zone (3) in the combustor (9) extends essentially coaxial with the reheat zone (5) and **in that** the pilot stage (4) is located at that end (10) of the combustor (9) which is remote from the reheat zone (5).

2. Pre-mixing combustor according to claim 1, **characterised in that** the at least one pre-mixing chamber (6) is designed as a rectangular duct.

3. Pre-mixing combustor according to claim 1 or 2, **characterised in that** the at least one pre-mixing chamber (6) has a low height (H) relative to its length and width.

4. Pre-mixing combustor according to one or more of the preceding claims, **characterised in that** the exit end (8) of the at least one pre-mixing chamber (6) is so arranged relative to the combustor (9) that the flow entering the combustor (9) has a maximum eccentricity relative to the longitudinal axis (M) of the combustor (9).

5. Pre-mixing combustor according to one or more of the preceding claims, **characterised in that** two or four pre-mixing chambers (6) terminate in pairs at the combustor (9) in at least approximately diametrically opposite positions while generating spin in the same direction.

6. Pre-mixing combustor according to one or more of the preceding claims, **characterised in that** the area of the combustor (9) which forms the main combustion zone (3) conically expands in the direction of flow.

7. Pre-mixing combustor according to claim 6, **characterised in that** the pilot stage (4) at the end (10) of the combustor (9) is located at its end face and coaxial thereto with a small radius.

8. Pre-mixing combustor according to one or more of the preceding claims, **characterised in that** the pilot stage (4) comprises a pilot combustor (12) located between the pilot injection device (11) and the combustor (9).

9. Pre-mixing combustor arrangement according to one or more of the preceding claims, **characterised in that** the area of the combustor (9) forming the reheat zone (5) is designed as an annular combustion chamber (14), to the end face of which a plurality of combustors (9) including the main combustion zone (3) as well as pre-mixing chambers (6) and pilot stages (4) is connected with equal spacing.

10. Pre-mixing combustor arrangement according to claim 9, **characterised in that** each combustor (9) comprises a conical part essentially forming the main combustion zone (3) and a downstream cylindrical part (12) coaxial with its longitudinal axis (M) and terminating in the annular combustion chamber (14).

10 Revendications

1. Chambre de combustion à prémélange pour une turbine à gaz, comprenant un étage principal avec au moins une chambre de prémélange et une chambre de combustion qui est réalisée au moins en partie avec une symétrie de rotation autour de son axe longitudinal, et qui comporte une zone de combustion principale et une zone de postcombustion située en aval, ladite au moins une chambre de prémélange débouchant tangentiellement dans la chambre de combustion en engendrant un tourbillon giratoire, l'ensemble comprenant en outre un étage pilote avec un dispositif d'injection pilote, **caractérisée en ce que** la zone de combustion principale (3), dans la chambre de combustion (9), s'étend sensiblement de manière coaxiale à la zone de postcombustion (5), et l'étage pilote (4) est disposé à l'extrémité (10) de la chambre de combustion (9), qui est éloignée de la zone de postcombustion (5).

2. Chambre de combustion à prémélange selon la revendication 1, **caractérisée en ce que** ladite au moins une chambre de prémélange (6) est réalisée sous forme de canal rectangulaire.

3. Chambre de combustion à prémélange selon la revendication 1 ou 2, **caractérisée en ce que** la hauteur (H) de ladite au moins une chambre de prémélange (6) est faible par rapport à sa longueur et à sa largeur.

4. Chambre de combustion à prémélange selon l'une ou plusieurs des revendications précédentes, **caractérisée en ce qu'**une extrémité de sortie (8) de ladite au moins une chambre de prémélange (6) est disposée de manière telle, par rapport à la chambre de combustion (9), que l'écoulement pénétrant dans la chambre de combustion (9) présente une excentricité maximale par rapport à l'axe longitudinal (M) de la chambre de combustion (9).

5. Chambre de combustion à prémélange selon l'une ou plusieurs des revendications précédentes, **caractérisée en ce que** deux ou quatre chambres de prémélange (6) débouchent respectivement par paire dans la chambre de combustion (9), en des endroits au moins approximativement diamétrales-

ment opposés, en produisant une formation de tourbillon giratoire de même sens.

6. Chambre de combustion à prémélange selon l'une ou plusieurs des revendications précédentes, **caractérisée en ce que** la zone de la chambre de combustion (9) entourant la zone de combustion principale (3), s'évase de manière conique dans le sens d'écoulement. 5
- 10
7. Chambre de combustion à prémélange selon la revendication 6, **caractérisée en ce que** l'étage pilote (4) est disposé de manière frontale à l'extrémité (10) de rayon le plus faible de la chambre de combustion (9), et s'étend de manière coaxiale à celle-ci. 15
8. Chambre de combustion à prémélange selon l'une ou plusieurs des revendications précédentes, **caractérisée en ce que** l'étage pilote (4) comporte une chambre de combustion pilote (13) disposée entre le dispositif d'injection pilote (11) et la chambre de combustion (9). 20
9. Agencement de chambre de combustion à prémélange selon l'une ou plusieurs des revendications précédentes, **caractérisée en ce que** la partie de la chambre de combustion (9) formant la zone de postcombustion (5), est réalisée sous forme de chambre de combustion annulaire (14), sur la face frontale de laquelle sont raccordées, de manière 25
- 30
- 35
10. Agencement de chambre de combustion à prémélange selon la revendication 9, **caractérisée en ce que** chaque chambre de combustion (9) comprend une partie conique entourant sensiblement la zone de combustion principale (3), et en aval de celle-ci, une partie cylindrique (12) disposée coaxialement à son axe longitudinal (M) et débouchant dans la chambre de combustion annulaire (14). 40
- 45
- 50
- 55

Fig. 1

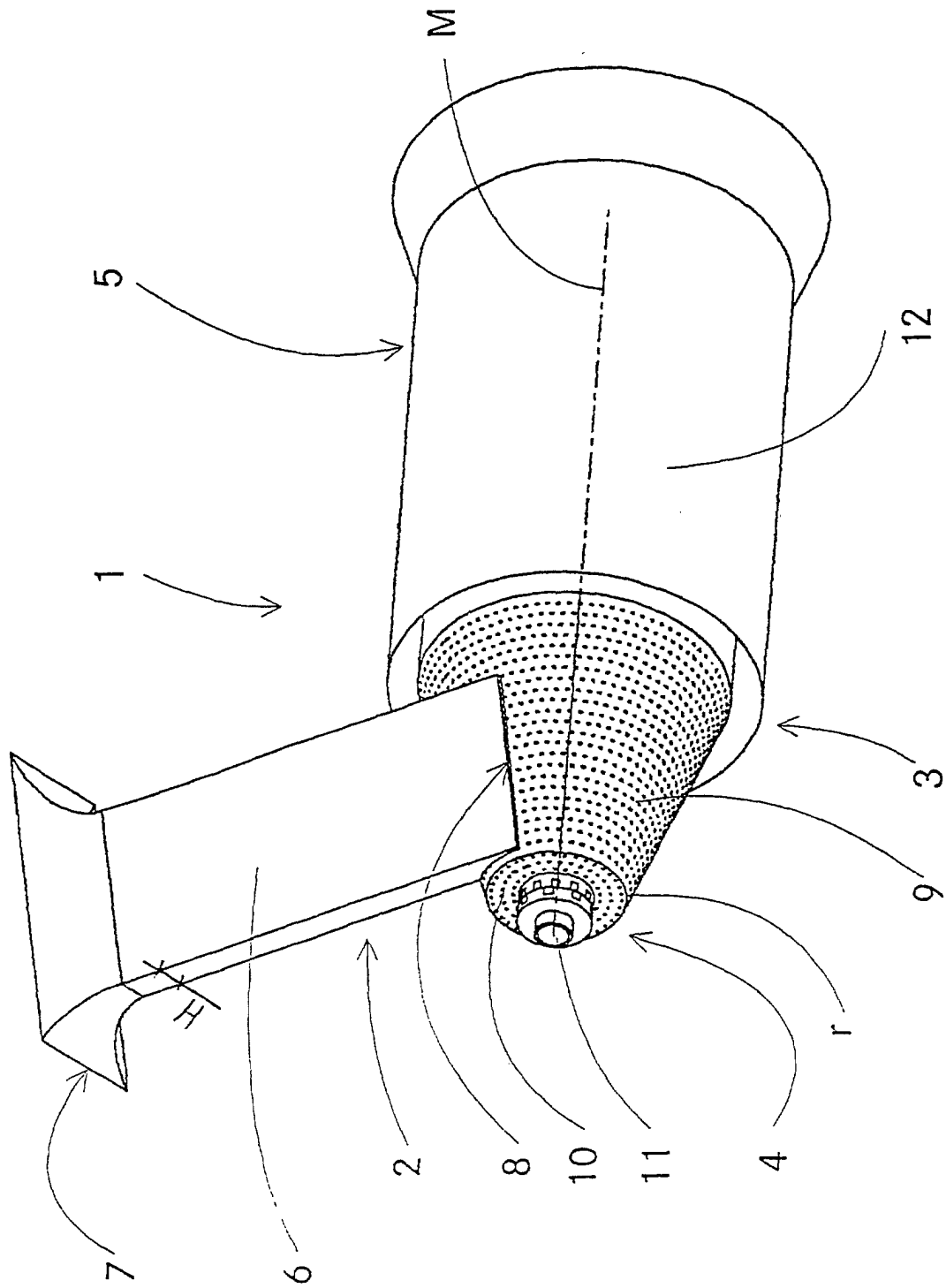


Fig. 2

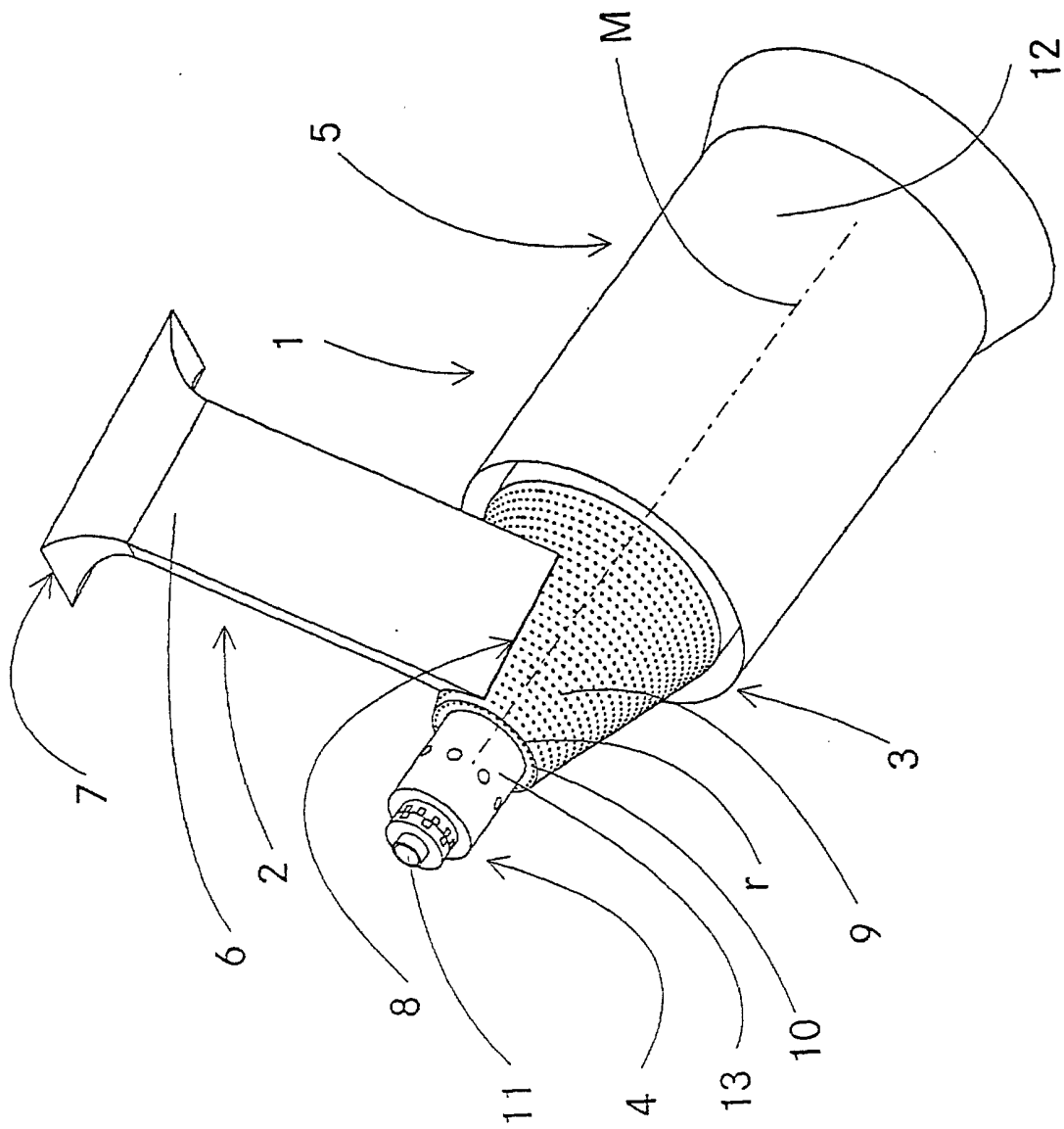


Fig. 3

