

(19)



Europäisches Patentamt  
European Patent Office  
Office européen des brevets



(11)

**EP 0 597 138 B1**

(12)

## EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:  
**16.07.1997 Patentblatt 1997/29**

(51) Int Cl.<sup>6</sup>: **F23R 3/02, F23M 13/00**

(21) Anmeldenummer: **92119124.3**

(22) Anmeldetag: **09.11.1992**

(54) **Gasturbinen-Brennkammer**

Combustion chamber for gas turbine

Chambre de combustion pour turbine à gaz

(84) Benannte Vertragsstaaten:  
**CH DE FR GB LI NL**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:  
**18.05.1994 Patentblatt 1994/20**

(73) Patentinhaber: **Asea Brown Boveri AG**  
**5401 Baden (CH)**

(72) Erfinder:  
• **Aigner, Manfred, Dr.**  
**CH-5430 Wettingen (CH)**  
• **Urech, Raphael**  
**CH-5705 Hallwil (CH)**  
• **Wetter, Hugo**  
**CH-5033 Buchs (CH)**

(74) Vertreter: **Klein, Ernest et al**  
**Asea Brown Boveri AG,**  
**Intellectual Property Department (TEI),**  
**Bldg. 699/1st Floor,**  
**P.O. Box**  
**CH-5401 Baden (CH)**

(56) Entgegenhaltungen:  
**EP-A- 576 717**

- **FR-A- 2 570 129**
- **US-A- 2 881 337**
- **US-A- 4 012 902**

**EP 0 597 138 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

### Technisches Gebiet

Die Erfindung betrifft eine Gasturbinenbrennkammer gemäss Oberbegriff des Patentanspruchs 1.

### Stand der Technik

Für die schadstoffarme Verbrennung eines gasförmigen oder flüssigen Brennstoffs hat sich in letzter Zeit die sogenannte "magere Vormischverbrennung" durchgesetzt. Dabei werden der Brennstoff und die Verbrennungsluft möglichst gleichmässig vorgemischt und erst dann der Flamme zugeführt. Wird dies mit hohem Luftüberschuss vollzogen, wie dies bei Gasturbinenanlagen üblich ist, so entstehen relativ niedrige Flammentemperaturen, was wiederum zu der gewünschten, geringen Bildung von Stickoxyden führt.

Brennkammern der eingangs genannten Art sind bekannt aus der EP-A1-387 532. Die Frontplatte wird dabei von einer einzigen Wand gebildet, an welcher Vormischbrenner der Doppelkegelbauart angeordnet sind.

Moderne hochbelastete Gasturbinen erfordern zunehmend komplexere und wirkungsvollere Kühlmethoden. Um niedrige NO<sub>x</sub>-Emissionen zu erzielen, wird versucht, einen zunehmenden Anteil der Luft durch die Brenner selbst zu leiten. Dieser Zwang zur Reduktion der Kühlluftströme ergibt sich aber auch aus Gründen, die mit der zunehmenden Heissgastemperatur beim Eintritt einer modernen Gasturbine in Zusammenhang stehen. Weil auch die Kühlung der übrigen Anlagenteile wie Beschaukelung, Maschinenwelle etc. immer schärferen Anforderungen genügen muss, und weil die Heissgastemperaturen, die im Interesse eines hohen thermischen Wirkungsgrades immer weiter gesteigert werden, auch direkt zu einer stark erhöhten thermischen Belastung der Brennkammerwände führen, muss mit der Brennkammerkühlluft sehr sparsam umgegangen werden. Diese Anforderungen führen in aller Regel zu mehrstufigen Kühltechniken, wobei der Druckverlustbeiwert, d.h. der durch die Kühlung verursachte Gesamtdruckabfall dividiert durch einen Staudruck beim Kühlluft Eintritt in die Brennkammer, recht hoch sein kann.

Gasturbinenbrennkammern mit luftgekühlten Flammrohren sind ebenfalls bekannt, bspw. aus der US 4,077,205 oder der US 3,978,662. Das Flammrohr ist im wesentlichen aus sich in Turbinenachsrichtung überlappenden Wandteilen aufgebaut. Die Wandteile weisen an ihrer dem Verbrennungsraum abgewandten Seite jeweils mehrere, über dem Umfang verteilte Einlassöffnungen auf, über die Luft in einen im Flammrohr angeordneten und mit dem Verbrennungsraum kommunizierenden Verteilraum eingeleitet wird. Beim dortigen Kühlsystem weist das jeweilige Flammrohr eine Lippe auf, die sich über den Schlitz erstreckt, durch den der Kühlluftfilm austritt. Dieser Kühlluftfilm soll an der Wand

des Flammrohres haften, um für dieses eine kühlende Sperrschicht zu bilden.

Die oben erwähnten bekannten Gasturbinenbrennkammern weisen nunmehr den Nachteil auf, dass der Luftverbrauch für Kühlzwecke viel zu hoch ist und dass infolge der Einspeisung der Kühlluft in das Flammrohr innere stromabwärts der Flamme diese Luft dem eigentlichen Verbrennungsprozess nicht zur Verfügung steht. Die Brennkammer kann demzufolge nicht mit der erforderlichen hohen Luftüberschusszahl gefahren werden.

Bei konventionellen Brennkammern spielt die Kühlung in der Regel eine äusserst wichtige Rolle für die Schalldämpfung der Brennkammer. Die oben erwähnte Reduktion des Kühlluftmassenstroms gepaart mit einem stark erhöhten Druckverlustbeiwert der gesamten Brennkammerwandkühlung führt nun zu einer fast völligen Unterdrückung der Schalldämpfung. Die Folge dieser Entwicklung ist ein zunehmender Vibrationspegel in modernen LOW-NO<sub>x</sub>-Brennkammern.

Eine Brennkammer für einen Raketenmotor, bei welcher der Brennkammereintritt mit einer Mehrzahl von Brennern bestückt ist, die an einer Frontplatte befestigt sind, ist bekannt aus der FR-A-2570129. Zur Schwingungsdämpfung sind jeweils im Bereich der Brennstoffeindüsung beidseitig offene Dämpfungskammern angeordnet, die über Durchtrittsrohre mit dem Brennraum kommunizieren.

### Darstellung der Erfindung

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, bei einer Gasturbinenbrennkammer der eingangs genannten Art bei minimalstem Kühlluftverbrauch durch Dämpfung der thermoakustisch angefachten Schwingungen die Schalldämpfung einer Brennkammer wesentlich zu verstärken.

Erfindungsgemäss wird diese Aufgabe mit den Merkmalen der Patentansprüche gelöst.

Der Vorteil der Erfindung ist unter anderem darin zu sehen, dass durch die Nähe des Helmholtzdämpfers zu den Verbrennungszonen die in den Flammenfronten entstehenden thermoakustischen Schwingungen besonders intensiv gedämpft werden.

Dadurch, dass die Dämpfungsrohre in den Helmholtzdämpfern austauschbar gestaltet sind, und dass hierzu die Wandungen des Verbrennungsraums mit einem Mannloch versehen sind, können die Dämpfer auf die im Brennraum festgestellte, zu dämpfende Schwingung abgestimmt werden, ohne die Maschine abdecken zu müssen.

### Kurze Beschreibung der Zeichnung

In der Zeichnung ist ein Ausführungsbeispiel der Erfindung anhand einer einwilligen axialdurchströmten Gasturbine dargestellt. Es zeigen:

- Fig. 1 einen Teillängsschnitt der Gasturbine;  
 Fig. 2 ein vergrößerter Ausschnitt der Primärzone der Brennkammer;  
 Fig. 3 einen Teilquerschnitt durch die Primärzone der Brennkammer nach Linie 3-3 in Fig. 2;  
 Fig. 4 einen Längsschnitt eines Helmholtzresonators.

Es sind nur die für das Verständnis der Erfindung wesentlichen Elemente gezeigt. Nicht dargestellt sind von der Anlage beispielsweise das vollständige Abgasgehäuse mit Abgasrohr und Kamin sowie die Eintrittspartien des Verdichterteils. Die Strömungsrichtung der Arbeitsmittel ist mit Pfeilen bezeichnet.

### Weg zur Ausführung der Erfindung

Die Anlage, von der in Fig. 1 nur die oberhalb der Maschinenachse 10 liegende Hälfte dargestellt ist, besteht gasturbinenseitig (1) im wesentlichen aus dem mit Laufschauflern beschaufelten Rotor 11 und dem mit Leit-schauflern bestückten Schaufelträger 12. Der Schaufel-träger 12 ist über Vorsprünge in entsprechenden Auf-nahmen im Turbinengehäuse 13 eingehängt. An das Turbinengehäuse 13 ist das Abgasgehäuse 14 ange-flanscht.

Im dargestellten Fall umfasst das Turbinengehäuse 13 ebenfalls den Sammelraum 15 für die verdichtete Brennluft. Aus diesem Sammelraum gelangt ein Teil der Brennluft durch eine gelochte Abdeckung 30 in Pfeilrichtung direkt in die Ringbrennkammer 3 ein, welche ihrer-seits in den Turbineneinlass, d.h. stromaufwärts der er-sten Leitreihe mündet. In den Sammelraum gelangt die verdichtete Luft aus dem Diffusor 22 des Verdichters 2. Von letzterem sind lediglich die vier letzten Stufen dar-gestellt. Die Laufbeschaufelung des Verdichters und der Turbine sitzen auf der gemeinsamen Welle 11, Deren Mittelachse stellt die Längsachse 10 der Gasturbinen-einheit dar.

Die Brennkammer 3 ist an ihrem Kopfende mit Vor-mischbrennern 20 bestückt, wie sie beispielsweise aus der EP-A1-387 532 bekannt sind. Bei einem solchen in Fig. 2 nur schematisch dargestellten Vormischbrenner handelt es sich um einen sogenannte Doppelkegelbren-ner. Im wesentlichen besteht er aus zwei hohlen, kegel-förmigen Teilkörpern 26, 27 die in Strömungsrichtung in-einandergeschachtelt sind. Dabei sind die jeweiligen Mittelachsen der beiden Teilkörper gegeneinander ver-setzt. Die benachbarten Wandungen der beiden Teilkör-per bilden in deren Längserstreckung tangentiale Schlit-ze 28 für die Verbrennungsluft, die auf diese Weise in das Brennerinnere gelangt. Dort ist eine Brennstoffdüse 29 für flüssigen Brennstoff angeordnet. Der Brennstoff wird in einem spitzen Winkel in die Hohlkegel eingedüst. Das entstehende kegelige Flüssigbrennstoffprofil wird von der tangential einströmenden Verbrennungsluft um-schlossen. In axialer Richtung wird die Konzentration des Brennstoffes fortlaufend infolge der Vermischung

mit der Verbrennungsluft abgebaut. Der Brenner kann ebenfalls mit gasförmigem Brennstoff betrieben wer-den. Hierzu sind im Bereich der tangentialen Schlitze in den Wandungen der beiden Teilkörper in Längsrichtung verteilte Gaseinströmöffnungen vorgesehen. Im Gas-betrieb beginnt die Gemischbildung mit der Verbren-nungsluft somit bereits in der Zone der Eintrittsschlitz 28. Es versteht sich, dass auf diese Weise auch ein Mischbetrieb mit beiden Brennstoffarten möglich ist. Am Brenneraustritt stellt sich eine möglichst homogene Brennstoffkonzentration über dem beaufschlagten kreir-tingförmigen Querschnitt ein. Es entsteht am Brenner-austritt eine definierte kalottenförmige Rückströmzone, an deren Spitze die Zündung erfolgt.

Anlässlich der Verbrennung erreichen die Verbren-nungsgase sehr hohe Temperaturen, was besondere Anforderungen an die zu kühlenden Brennkammerwan-dungen darstellt. Dies gilt umso mehr, wenn sogenannte Low  $\text{NO}_x$ -Brenner, beispielsweise die hier zugrundege-legten Vormischbrenner zur Anwendung gelangen, wel-che bei relativ bescheidenen Kühlluftmengen grosse Flammrohroberflächen erfordern. Stromabwärts der Brennermündungen erstreckt sich der ringförmige Ver-brennungsraum bis zum Turbineneintritt. Er ist sowohl innen als auch aussen begrenzt durch zu kühlende Wandungen, welche in der Regel als selbsttragende Strukturen konzipiert sind.

Die vorliegende Brennkammer ist mit 72 der ge-nannten Brenner 20 bestückt. Aus Fig. 3, welches einen Viertelkreisausschnitt zeigt, ist deren Anordnung er-kennbar. Je zwei Brenner sind radial übereinanderlie-gend auf einem Frontsegment 31 angeordnet. 36 von diesen aneinanderliegenden Frontsegmenten bilden ei-nen geschlossenen Kreisring, welcher auf diese Art ei-nen Hitzeschild bildet. Die beiden Brenner von benach-barten Frontsegmenten sind jeweils radial versetzt. Dies bedeutet, dass der radial äussere Brenner jedes zweiten Frontsegmentes unmittelbar an die äussere Ringwand der Brennkammer angrenzt, wie dies auch in Fig. 3 erkennbar ist. Die radial inneren Brenner der an-deren Frontsegmente sind demnach in unmittelbarer Nä-he der inneren Ringwand angeordnet. Hieraus ergibt sich eine ungleichmässige thermische Belastung der entsprechenden Ringwände über dem Umfang.

Am freien, nicht mit einem Brenner belegten Ende jedes Frontsegmentes 31 ist nunmehr zur Schalldämp-fung der Brennkammer ein gespülter Helmholtzresona-tor 21 untergebracht. Gemäss Fig. 4 besteht ein socher Helmholtzdämpfer im wesentlichen aus dem eigentli-chen Resonanzvolumen 50, einer Lufteinlassöffnung zum Helmholtzvolumen, die hier als Zuführrohr 51 aus-gebildet ist, sowie einem in das Brennkammerinnere mündenden Dämpfungsrohr 52. Die Spülluft bezieht der Dämpfer aus dem Kopfraum 49.

Zur Funktionsfähigkeit des Helmholtzresonator sind die Zuführrohre 51 so dimensioniert, dass sie für die Luftströmung einen relativ hohen Druckabfall verur-sachen. Durch die Dämpfungsrohre 52 hingegen ge-

langt die Luft bei niedrigem Restdruckabfall in das Brennkammerinnere. Die Begrenzung des Druckabfalls in den Dämpfungsrohren ergibt sich aus der Forderung, dass auch bei ungleichmässiger Druckverteilung auf der Innenseite der Brennkammerwand stets eine ausreichende Luftströmung in die Brennkammer hinein gewährleistet bleibt. Selbstverständlich darf an keiner Stelle Heissgas in umgekehrter Richtung in das Helmholtzresonator eindringen.

Die Wahl der Grösse des Helmholtzvolumens 50 ergibt sich aus der Forderung, dass der Phasenwinkel zwischen den Schwankungen der Dämpfungsluft-Massenströme durch die Zufuhr- und Dämpfungsrohre grösser oder gleich  $\pi/2$  sein soll. Für eine harmonische Schwingung mit vorgegebener Frequenz auf der Innenseite der Brennkammerwand bedeutet diese Forderung, dass das Volumen mindestens so gross sein soll, dass die Helmholtz-Frequenz des Resonators, der durch das Volumen 50 und die Öffnungen 51 und 52 gebildet wird, mindestens die Frequenz der zu dämpfenden Brennkammerschwingung erreicht. Daraus folgt ausserdem, dass das Volumen des verwendeten Helmholtzresonators vorzugsweise auf die tiefste Eigenfrequenz des Brennraumes ausgelegt wird. Möglich ist auch die Wahl eines noch grösseren Volumens. Dadurch wird erreicht, dass eine Druckschwankung auf der Innenseite des Brennraumes zu einer stark gegenphasigen Schwankung des Luftmassenstromes führt, weil ja jetzt die Schwankungen der Dämpfungsluft-Massenströme durch die Zuführrohre und die Dämpfungsrohre nicht mehr phasengleich sind.

Das Zuführrohr 51 bestimmt den Druckabfall. Die Geschwindigkeit am Ende des Zuführrohres stellt sich so ein, dass der dynamische Druck des Strahles zusammen mit den Verlusten dem Druckabfall über der Brennkammer entspricht. Die mittlere Strömungsgeschwindigkeit im Dämpfungsrohr kann im vorliegenden Fall einer Gasturbinenbrennkammer typisch 2 bis 4 m/s betragen bei idealer Auslegung. Sie ist also sehr klein im Vergleich zur Schwingungsamplitude, was bedeutet, dass die Luftteilchen sich im Dämpfungsrohr pulsierend vorwärts und rückwärts bewegen. Dennoch wird nur gerade soviel Luft durchströmen lassen, dass ein nennenswertes Aufheizen des Resonators vermieden wird. Eine Aufheizung durch Strahlung aus dem Bereich der Brennkammer hätte zur Folge, dass die Frequenz nicht stabil bleibt. Die Durchspülung soll deshalb lediglich die eingestrahelte Wärmemenge abführen.

Entscheidend für die Stabilisierung einer thermodynamischen Schwingung ist der Ort der Dämpfung. Stärkste Anfachung tritt dann auf, wenn die Reaktionsrate und die Druckstörung in Phase schwingen. Die stärkste Reaktionsrate tritt in der Regel in der Nähe des Zentrums der Verbrennungszone auf. Deshalb wird auch dort die höchste Reaktionsratenschwankung sein, falls eine solche stattfindet. Als günstig wirkt sich hierbei die vorliegende Anordnung der Dämpfer am radial äusseren respektiv inneren Ende der Frontsegmente aus,

da auf diese Art der jeweilige Dämpfer sich inmitten von drei Brennern befindet.

Das Gehäuse des Helmholtzdämpfers ist vom Kopfraum 49 her mittels eines hohlen Gewindezapfens 55 in dem jeweiligen Frontsegment 31 eingeschraubt. Das in das Volumen 50 hineinragende Dämpfungsrohr 52 ist austauschbar ausgebildet. Hierzu durchdringt es den hohlen Gewindezapfen vom Brennraum her und ist im Frontsegment mittels eines Bajonettverschluss 53 eingeklinkt. Federmittel 54 sorgen für einen kraftschlüssigen Anschlag des Bajonettverschluss am Frontsegment.

Anlässlich der Inbetriebnahme der Brennkammer wird bei mit Blindflanschen verschlossenen Helmholtzdämpfern das Frequenzspektrum gemessen. Anhand der zu dämpfenden Schwingung lässt sich bei vorgegebenem Dämpfungsvolumen die erforderliche Länge und Innendurchmesser der Dämpfungsrohre errechnen. Die derart ermittelten Rohre werden in der Folge bei abgestellter Brennkammer montiert. Es versteht sich, dass auf diese Weise auch mehrere kritische Schwingungen verschiedener Frequenz durch den Einbau von unterschiedlichen Dämpferrohren gedämpft werden können.

Um nun von aussen zu den Helmholtzdämpfern zu gelangen, müssen die in der Regel gekühlten Wandungen des Verbrennungsraums mit einem Mannloch versehen sein. Diese Wandungen sind im vorliegenden Fall von besonderer Art, um die Kühlung nicht zu beeinträchtigen.

Das thermisch hochbelastete Brennkammerinnere ist nämlich in zwei Zonen unterteilt, deren Wandungen auf unterschiedliche Art gekühlt werden.

Eine stromabwärts liegende und in den Turbineneintritt mündende Sekundärzone 32 ist von einem doppelwandigen Flammrohr begrenzt. Es besteht sowohl an seinem Innenring 33 als auch an seinem Aussenring 34 aus einer flanschlosen, geschweissten Blechkonstruktion, welche über nichtgezeigte Distanzstücke zusammengehalten ist. Beide Ringe 33 und 34 sind an ihrem turbinenseitigen Ende offen und bilden dort den Eintritt für die Kühlluft. Der Ringraum 35 zwischen der Doppelwand des Aussenringes 34 bezieht die Luft direkt aus dem Sammelraum 15, wie aus Fig. 1 erkennbar ist. Unter Ausübung einer effizienten Konvektionskühlung strömt die Luft im Gegenstrom zur Brennkammerströmung in Richtung Primärzone 36. Der Ringraum 37 zwischen der Doppelwand des Innenringes 33 wird mit Luft aus einem Nabendiffusor 38 versorgt. Dieser Nabendiffusor, welcher an den Verdichterdiffusor 22 anschliesst, wird begrenzt einerseits von einer Trommelabdeckung 24 und andererseits von einer Ringschale 39. Letztere ist über nicht dargestellte Rippen mit der Trommelabdeckung 24 verbunden. Auch in diesem Ringraum 37 strömt die Luft im Gegenstrom zur Brennkammerströmung in Richtung Primärzone 36.

Die Kühlung der hochbelasteten Primärzonen-Wandungen wird nun mittels einzeln gekühlter Kühlsegmente 40 durchgeführt. Diese in Umfangsrichtung und

in Axialrichtung aneinandergereihten Kühlsegmente bilden über die ganze axiale Erstreckung der Primärzone 36 deren strömungsbegrenzende Wandung. Die Einzelkühlung hat den Vorteil des geringen Druckabfalls.

Die thermisch hochbelasteten Kühlsegmente 40 bestehen aus einer hochwarmfesten Präzisionsgusslegierung. Sie sind in Umfangsrichtung mit je zwei mit Tragzacken versehenen Füßen 42 in entsprechenden Nuten in einer Tragstruktur eingehängt, ähnlich wie beispielsweise Leitschaukel Füße in Schaufelträgern befestigt sind. Ebenfalls ähnlich wie Schaufelträger besteht diese Tragstruktur, im folgenden Segmentträger 43 genannt, aus zwei gegossenen Halbschalen mit horizontaler Trennebene und nichtgezeigten Prätzen, mit welchen sie im Turbinengehäuse abgestützt ist.

In axialer Richtung sind auf diese Weise drei solche Kühlsegmente nebeneinander angeordnet (Fig.2). In Umfangsrichtung entspricht die Anzahl nebeneinander gereihter Kühlsegmente 40 der Anzahl Frontsegmente 31, so dass jedem Frontsegment und dem der Wand nächstliegendem Brenner 20 ein Kühlsegment zugeordnet ist (Fig. 3).

Die Anspeisung eines Kühlsegmentes mit Kühlluft erfolgt über eine radialgerichtete Öffnung 46, welche den Segmentträger 43 durchdringt und den Sammelraum 15 mit einem in Umfangsrichtung liegenden Ende der Kühlkammer 44 verbindet. Am gegenüberliegenden Ende dieser gleichen Kühlkammer befindet sich die Auslassöffnung 47 im Segmentträger. Sowohl die Öffnung 46 als auch die Auslassöffnung 47 können entweder Einzelbohrungen oder Langlöcher sein, die sich in Axialrichtung über einen Grossteil der Segmentbreite erstrecken.

Die Auslassöffnung 47 mündet in einen Kanal 48, der den Segmentträger 43 in seiner ganzen axialen Erstreckung durchdringt und beidseitig offen ist. Turbinenseitig öffnet er gegen den Ringraum 35 zwischen der Doppelwand des Aussenringes 34. Wie in Fig. 2 schematisch angedeutet, ist dieser Aussenring am Segmentträger angeflanscht, wobei die Kontur der Innenwand an die Kontur der Kühlsegmente angepasst ist. Brennerseitig öffnet der Kanal 48 gegen einen Kopfraum 49, welcher von der Abdeckung 30, und den Frontsegmenten 31 begrenzt ist. Die Abdeckung 30 ist ebenfalls am Segmentträger 43 angeflanscht.

Diese axialen Kanäle 43, von denen je einer einem Segment in Umfangsrichtung zugeordnet ist, dienen somit der gemeinsamen Führung der Segment-Kühlluft und der die Sekundärzone beaufschlagenden Kühlluft.

Zur Kühlung der inneren Wandung der Primärzone werden die gleichen Massnahmen getroffen, wie dies in Fig. 3 anhand der Kühlsegmente 140 angedeutet ist.

In den Fig. 2 und 3 ist nunmehr dargestellt, wie der Zugang in das Brennkammerinnere und insbesondere zu den Dämpfungsrohren der Helmholzresonatoren ermöglicht ist. Ein sich über mehrere Kühlsegmente erstreckender, das obengenannte Mannloch bildender Teil 143 der oberen Hälfte des Segmentträgers 43 ist

zusammen mit den darin eingehängten Kühlsegmenten 40 herausnehmbar gestaltet. Dieser lösbare Teil 143 des Segmentträgers umfasst in Umfangsrichtung und in Axialrichtung je zwei Kühlsegmente 40 (in den Fig. 2 und 3 schraffiert dargestellt). Mittels einem allseits herausragendem Bügel 45 ist der das Mannloch verschliessende Teil 143 mit dem Segmentträger 43 verschraubt. Es versteht sich, dass ein der Grösse des Mannlochs entsprechender Teil des Turbinengehäuses 13 ebenfalls geöffnet werden muss und demzufolge als Abschlussdeckel 113 gestaltet ist.

#### Bezugszeichenliste

15	1	Gasturbine
	2	Verdichter
	3	Brennkammer
	10	Maschinenachse
20	11	Rotor
	12	Schaufelträger
	13	Turbinengehäuse
	113	Abschlussdeckel von 13
	14	Abgasgehäuse
25	15	Sammelraum
	20	Brenner
	21	Helmholtzdämpfer
	22	
30	23	Diffusor von 2
	24	
	25	Trommelabdeckung
	26	Teilkörper von 20
	27	Teilkörper von 20
35	28	tangentialer Schlitz
	29	Brennstoffdüse
	30	Abdeckung
	31	Frontsegment
40	32	Sekundärzone
	33	Innenring von 32
	34	Aussenring von 32
	35	Ringraum von 34
	36	Primärzone
45	37	Ringraum von 33
	38	Nabendiffusor
	39	Ringschale
	40, 140	Kühlsegment
50	42	Fuss
	43	Segmentträger
	143	lösbarer Teil von 43
	44	Kühlkammer
	45	Bügel
55	46	Öffnung
	47	Auslassöffnung
	48	Kanal
	49	Kopfraum

- 50 Resonanzvolumen
- 51 Zuführrohr
- 52 Dämpfungsrohr
- 53 Bajonettverschluss
- 54 Federmittel
- 55 hohler Gewindezapfen

### Patentansprüche

1. Gasturbinenbrennkammer mit einem ringförmigen Verbrennungsraum (32, 36), dessen Wandungen sich vom Brennkammereintritt bis zum Eintritt der Gasturbine (1) erstrecken, und bei der der Brennkammereintritt mit einer Mehrzahl von in Umfangsrichtung gleichmässig verteilten Brennern (20) bestückt ist, die an einer Frontplatte befestigt sind, dadurch gekennzeichnet, dass im Bereich der Brenner (20) gespülte, aus Zuführrohr (51), Resonanzvolumen (50) und Dämpfungsrohr (52) bestehende Helmholtzdämpfer (21) angeordnet sind, wobei die Dämpfungsrohre (52) in das Brennkammerinnere münden und von dort aus austauschbar gestaltet sind, wozu die Wandungen des Verbrennungsraums mit einem Mannloch versehen sind.

2. Gasturbinenbrennkammer nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass die Frontplatte aus mehreren in Umfangsrichtung zu einem Kreisring aneinandergereihten Frontsegmenten (31) besteht, dass je zwei Brenner (20) radial übereinanderliegend auf einem Frontsegment (31) befestigt sind, und dass die Brenner von jeweils benachbarten Frontsegmenten in der Radialen gegeneinander versetzt sind, wobei die Helmholtzdämpfer (21) auf der einen Hälfte der Frontsegmente radial oberhalb der Brenner und auf der anderen Hälfte der Frontsegmente radial unterhalb der Brenner angeordnet sind.

3. Gasturbinenbrennkammer nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet,

- dass in einer Primärzone (36) des Verbrennungsraums eine Mehrzahl von einzeln gekühlten Kühlsegmenten (40) die strömungsbegrenzende Wandung bilden, wobei die Kühlsegmente in einem aus zwei Halbschalen mit horizontaler Trennebene bestehendem Segmentträger (43) eingehängt sind, welcher Segmentträger die äussere Begrenzung der Primärzone gegen einen die verdichtete Brennluft führenden Sammelraum (15) bildet,
- dass eine stromabwärts liegende Sekundärzone (32) von einem doppelwandigen Flammrohr (33, 34) begrenzt ist, dessen turbinenseitiges Ende offen ist und den Eintritt für die Kühlluft

der Sekundärzone bildet,

- und dass die Kühlluft aus der Primärzone (36) und aus der Sekundärzone (32) gemeinsam dem Brenneintritt zugeführt werden, wozu im Segmentträger (43) mit dem Brenneintritt kommunizierende axiale Kanäle (48) angeordnet sind,
- und dass ein sich über mehrere Kühlsegmente erstreckender, das Mannloch bildende Teil (143) der oberen Hälfte des Segmentträgers (43) mit den darin eingehängten Kühlsegmenten (40) lösbar gestaltet ist.

4. Gasturbinenbrennkammer nach Anspruch 3,

- dass in Umfangsrichtung die Anzahl der aneinandergereihten Kühlsegmente (40) der Anzahl Frontsegmente (31) entspricht und dass in Axialrichtung mindestens drei Kühlsegmente nebeneinander angeordnet sind,
- und dass der lösbare Teil (143) des Segmentträgers (43) in Umfangsrichtung und in Axialrichtung je zwei Kühlsegmente umfasst.

### Claims

1. Gas turbine combustion chamber having an annular combustion space (32, 36) whose walls extend from the combustion chamber inlet to the inlet to the gas turbine (1), and in which the combustion chamber inlet is equipped with a plurality of burners (20) evenly distributed in the peripheral direction, which burners are fastened to a front plate, characterized in that scavenged Helmholtz dampers (21), consisting of supply tube (51), resonance volume (50) and damping tube (52), are arranged in the region of the burners (20), the damping tubes (52) opening into the interior of the combustion chamber and being designed so as to be exchangeable from there, for which purpose the walls of the combustion space are provided with a manhole.

2. Gas turbine combustion chamber according to Claim 1, characterized in that the front plate consists of a plurality of front segments (31) arranged in series in the peripheral direction to form a circular ring, in that two burners (20) are fastened radially one above the other on each front segment (31) and in that the burners of respectively adjacent front segments are radially offset relative to one another, the Helmholtz dampers (21) being arranged radially above the burners on one half of the front segments and being arranged radially below the burners on the other half of the front segments.

3. Gas turbine combustion chamber according to Claim 1

- characterized in that a plurality of individually cooled cooling segments (40) form the wall bounding the flow in a primary zone (36) of the combustion space, the cooling segments being suspended in a segment carrier (43) consisting of two half-shells with a horizontal split plane, which segment carrier forms the outer boundary of the primary zone relative to a collecting space (15) guiding the compressed combustion air,
- in that a secondary zone (32) located downstream is bounded by a double-walled flame tube (33, 34) whose turbine end is open and forms the inlet for the cooling air of the secondary zone,
- and in that the cooling air from the primary zone (36) and from the secondary zone (32) are supplied in common to the burner inlet, for which purpose axial passages (48) communicating with the burner inlet are arranged in the segment carrier (43),
- and in that a part (143) of the upper half of the segment carrier (43), extending over a plurality of cooling segments and forming the manhole, together with the cooling segments (40) suspended in it, is designed so that it can be released.

#### 4. Gas turbine combustion chamber according to Claim 3

- characterized in that the number of cooling segments (40) in series in the peripheral direction corresponds to the number of front segments (31) and in that at least three cooling segments are arranged adjacent to one another in the axial direction
- and in that the releasable part (143) of the segment carrier (43) encompasses two cooling segments in the peripheral direction and two in the axial direction.

#### Revendications

1. Chambre de combustion pour une turbine à gaz avec un espace de combustion annulaire (32, 36), dont les parois s'étendent depuis l'entrée de la chambre de combustion jusqu'à l'entrée de la turbine à gaz (1), et dans laquelle l'entrée de la chambre de combustion est garnie d'une pluralité de brûleurs (20) uniformément répartis en direction périphérique, qui sont fixés à une plaque frontale, caractérisée en ce que des atténuateurs de Helmholtz à balayage (21), composés d'un tube d'alimentation (51), d'un volume de résonance (50) et d'un tube d'amortissement (52), sont disposés dans la région des brûleurs (20), les tubes d'amortissement (52)

débouchant à l'intérieur de la chambre de combustion et étant interchangeables depuis cet endroit, les parois de l'espace de combustion étant pourvues d'un trou d'homme à cet effet.

2. Chambre de combustion pour turbine à gaz suivant la revendication 1, caractérisée en ce que la plaque frontale se compose de plusieurs segments avant (31) alignés l'un avec l'autre en direction périphérique en un anneau circulaire, en ce que les brûleurs (20) sont fixés par deux respectivement à un segment avant (31) en étant radialement superposés, et en ce que les brûleurs de segments avant voisins sont décalés radialement l'un par rapport à l'autre, les atténuateurs de Helmholtz (21) étant disposés radialement au-dessus des brûleurs sur une première moitié des segments avant et radialement en dessous des brûleurs sur l'autre moitié des segments avant.

3. Chambre de combustion pour une turbine à gaz suivant la revendication 1, caractérisée

- en ce que dans une zone primaire (36) de l'espace de combustion, une pluralité de segments de refroidissement (40) refroidis individuellement forment la paroi de limitation de l'écoulement, et dans laquelle les segments de refroidissement sont suspendus dans un porte-segments (43) composé de deux demi-coquilles avec un plan de séparation horizontal, porte-segment qui forme la séparation extérieure de la zone primaire vers une chambre de collecte (15) guidant l'air de combustion comprimé,
- en ce qu'une zone secondaire (32) située en aval est délimitée par un tube de flammes (33, 34) à double paroi dont l'extrémité d'entrée du côté de la turbine est ouverte et forme l'entrée pour l'air de refroidissement de la zone secondaire;
- en ce que l'air de refroidissement provenant de la zone primaire (36) et de la zone secondaire (32) est fourni en commun à l'entrée du brûleur, des canaux axiaux (48) communiquant avec l'entrée du brûleur étant disposés à cet effet dans le porte-segment (43); et
- en ce qu'une pièce (143) de la moitié supérieure du porte-segment (43), s'étendant au-dessus de plusieurs segments de refroidissement et formant le trou d'homme, est réalisée de façon amovible en même temps que les segments de refroidissement (40) qui y sont suspendus.

4. Chambre de combustion pour turbine à gaz suivant la revendication 3, caractérisée

- en ce que le nombre des segments de refroi-

dissement (40) alignés l'un avec l'autre en direction périphérique correspond au nombre de segments avant (31) et en ce qu'au moins trois segments de refroidissement sont disposés l'un à côté de l'autre en direction axiale;

- et en ce que la pièce amovible (143) du porte-segment (43) embrasse deux segments de refroidissement en direction périphérique et en direction axiale.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55



