(19) Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets

(11) EP 1 656 497 B1

(12) **EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT**

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:
02.11.2006 Patentblatt 2006/44

(21) Anmeldenummer: **04741084.0**

(22) Anmeldetag: **16.07.2004**

(51) Int Cl.:
F02C 3/14 *(2006.01)* ***F02C 3/00*** *(2006.01)*
F01D 25/12 *(2006.01)*

(86) Internationale Anmeldenummer:
PCT/EP2004/007946

(87) Internationale Veröffentlichungsnummer:
WO 2005/019621 (03.03.2005 Gazette 2005/09)

(54) **DIFFUSOR ZWISCHEN VERDICHTER UND BRENNKAMMER EINER GASTURBINE ANGEORDNET**

DIFFUSER LOCATED BETWEEN A COMPRESSOR AND A COMBUSTION CHAMBER OF A GASTURBINE

DIFFUSEUR SITUE ENTRE LE COMPRESSEUR ET LA CHAMBRE DE COMBUSTION D'UNE TURBINE A GAZ

(84) Benannte Vertragsstaaten:
CH DE ES GB IT LI PL

(30) Priorität: **18.08.2003 EP 03018565**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
17.05.2006 Patentblatt 2006/20

(73) Patentinhaber: **SIEMENS AKTIENGESELLSCHAFT**
80333 München (DE)

(72) Erfinder:
- **TIEMANN, Peter**
  58452 Witten (DE)
- **MÖNIG, Reinhard**
  47877 Willich (DE)
- **CORNELIUS, Christian**
  45549 Sprockhövel (DE)

(56) Entgegenhaltungen:
DE-A- 19 544 927
DE-A- 19 639 623
US-A- 5 269 133
US-A- 5 557 921
US-A- 5 592 821
US-A1- 2003 010 014

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).

EP 1 656 497 B1

Printed by Jouve, 75001 PARIS (FR)

Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft eine Gasturbine mit einer Ringbrennkammer und einen dieser vorgeschalteten, im Wesentlichen parallel zu einer Turbinenlängsachse anströmbaren und von dieser geringer als die Ringbrennkammer beabstandeten Diffusor, in welchem ein verdichtetes Gas an einer Abzweigstelle in Teilströme aufteilbar ist.

[0002] Gasturbinen werden in vielen Bereichen zum Antrieb von Generatoren oder von Arbeitsmaschinen eingesetzt. Dabei wird der Energiegehalt eines Brennstoffs zur Erzeugung einer Rotationsbewegung einer Turbinenwelle genutzt. Der Brennstoff wird dazu in einer Brennkammer verbrannt, wobei von einem Luftverdichter verdichtete Luft zugeführt wird. Das in der Brennkammer durch die Verbrennung des Brennstoffs erzeugte, unter hohem Druck und unter hoher Temperatur stehende Arbeitsmedium wird dabei über eine der Brennkammer nachgeschaltete Turbineneinheit geführt, wo es sich arbeitsleistend entspannt.

[0003] Bei der Auslegung derartiger Gasturbinen ist zusätzlich zur erreichbaren Leistung und neben einer kompakten Bauweise üblicherweise ein besonders hoher Wirkungsgrad ein Auslegungsziel. Eine Erhöhung des Wirkungsgrades lässt sich dabei aus thermodynamischen Gründen grundsätzlich durch eine Erhöhung der Austrittstemperatur erreichen, mit der das Arbeitsmedium aus der Brennkammer ab- und in die Turbineneinheit einströmt. Daher werden Temperaturen von etwa 1200°C bis 1300°C für derartige Gasturbinen angestrebt und auch erreicht.

[0004] Bei derartig hohen Temperaturen des Arbeitsmediums sind jedoch die diesem ausgesetzten Komponenten und Bauteile hohen thermischen Belastungen ausgesetzt. Um dennoch bei hoher Zuverlässigkeit eine vergleichsweise lange Lebensdauer der betroffenen Komponenten zu gewährleisten, ist üblicherweise eine Kühlung der betroffenen Komponenten, insbesondere von Lauf- und/oder Leitschaufeln der Turbineneinheit, vorgesehen. Des Weiteren kann vorgesehen sein, die Brennkammer mit einem Kühlmittel, insbesondere Kühlluft, zu kühlen.

[0005] Aus der DE 195 44 927 A1 ist eine Gasturbine bekannt, welche einen einer Brennkammer vorgeschalteten und in einen Diffusor mündenden Luftverdichter aufweist. Ein Teilstrom der verdichteten Luft kann im Diffusor aus diesem abgezweigt und zur Kühlung von Strukturteilen, beispielsweise Turbinenschaufeln der Gasturbine, herangezogen werden. Die Kühlluftabzweigung aus dem Diffusor ist jedoch lediglich für eine Abzweigung eines relativ geringen Teilstroms aus dem den Luftverdichter verlassenden Luftstrom geeignet. Der durch den Diffusor geleitete Hauptluftstrom wird dagegen im Diffusor in Richtung zur Brennkammer hin abgelenkt und dieser als Verbrennungsluft zugeführt. Eine Kühlung von dem Diffusor nachgeschalteten, d.h., bezogen auf die Strömungsrichtung des die Turbine durchströmenden Arbeitsmediums, stromabwärts angeordneten Bauteilen ist damit höchstens eingeschränkt möglich.

[0006] Ferner ist aus der DE 196 39 623 eine Gasturbine mit einem Diffusor bekannt, in der die Entnahme der Kühlluft mittels eines in den Ausgang des Diffusors hineinragenden Rohres erfolgt. Die zur Verbrennung in einer Ringbrennkammer genutzte verdichtete Luft wird dabei mittels eines C-förmigen Bleches in Richtung des Brenners umgeleitet. Sowohl bei der Entnahme der Kühlluft als auch bei der Führung der Brennerluft können Strömungsverluste entstehen, die es zu Vermeiden gilt.

[0007] Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, eine mit einer Ringbrennkammer ausgestattete kompakte Gasturbine anzugeben, welche eine strömungstechnisch günstige Führung der Verdichterluft für eine besonders gleichmäßige und wirksame Kühlbarkeit thermisch belasteter Bauteile ermöglicht.

[0008] Diese Aufgabe wird erfindungsgemäß gelöst durch eine Gasturbine mit den Merkmalen des Anspruches 1. Hierbei weist die Gasturbine eine Ringbrennkammer und einen dieser vorgeschalteten ringförmigen Diffusor auf, welcher zumindest teilweise zwischen der Turbinenlängsachse und der Ringbrennkammer angeordnet ist. Im Diffusor, welcher im Wesentlichen parallel zur Turbinenlängsachse anströmbar ist, ist ein verdichtetes Gas in mehrere Teilströme aufteilbar. Erfindungsgemäß weist der Diffusor einen Hauptablenkbereich auf, welcher in einem spitzen Winkel von der Turbinenlängsachse wegweisend auf die Innenwand der Ringbrennkammer gerichtet ist. Dem Hauptablenkbereich ist in Richtung des den Diffusor durchströmenden Gases, insbesondere Luft, eine Abzweigstelle nachgeschaltet, an welcher das den Diffusor durchströmende Gas in Teilströme mittels eines Strömungsteilungselementes aufteilbar ist. Das ringförmige und im Querschnitt keilförmige Strömungsteilungselement ist zwischen den beiden divergierenden Wänden des Diffusors - der radial innen liegenden Innenwand und der radial weiter außen liegenden Außenwand - angeordnet. Zwei den Wänden des Diffusors gegenüberliegende Ablenkflanken laufen in einem spitzen Winkel aufeinander zu und treffen sich an der Abzweigstelle. Dort schließen sie eine Winkelhalbierende ein, die die Turbinenlängsachse in einem spitzen Teilungswinkel größer als 15° schneidet.

[0009] Der Hauptablenkbereich liegt in Axialrichtung gesehen hinter dem Verdichter und vor der Ringbrennkammer, wohingegen das Strömungsteilungselement zwischen Ringbrennkammer und Turbinenlängsachse angeordnet ist. Diese Geometrie ermöglicht für die Gasturbine eine kompakte und im Besonderen eine in Axialrichtung verkürzte Bauform. Ferner werden die Strömungsverluste in den verdichteten Kühlmittel-Teilströmen verringert.

[0010] Durch die Führung des den Diffusor durchströmenden Gasstroms mit einer auf die Ringbrennkammer zu gerichteten Komponente der Strömungsrichtung ist eine besonders gute Kühlbarkeit von radial von der Turbinenlängsachse beabstandeten Bauteilen, insbesonde-

re der Ringbrennkammer, erreicht. Vorzugsweise werden die beiden im Diffusor geteilten Teilströme in Anschluss auch zur Verbrennung genutzt.

[0011] In einer vorteilhaften Weiterbildung verläuft hinter der Abzweigstelle die Außenwand des Diffusors und die dieser gegenüberliegende äußere Ablenkflanke des Strömungsteilungselementes annähernd senkrecht zur Turbinenlängsachse. Dadurch wird eine verlustarme Zuführung des äußeren Teilstroms zum äußeren Strömungsüberleitungsraum gewährleistet. Eine kurze und direkte Zuführung des Teilstromes wird demgemäss erzielt.

[0012] Bei Gasturbinen mit einer nicht als Ringbrennkammer ausgebildeten Brennkammer, z.B. bei Gasturbinen mit so- genannten Can-Brennkammern, ist die Versorgung der äußeren Brennkammerschale recht einfach. Bei Gasturbinen mit Can-Brennkammern liegen die einzelnen kannenförmigen Brennkammern auf einem die Turbinenlängsachse konzentrisch umgreifenden Ring in Umfangsrichtung zueinander beabstandet. Die Zuführung der Kühlluft zu den radial äußeren Brennkammerschalen kann dann zwischen den einzelnen Can-Brennkammern erfolgen.

[0013] Ferner wird eine verlustarme Zuführung des inneren Teilstroms zum inneren Strömungsüberleitungsraum gewährleistet, indem die Innenwand des Diffusors und die dieser gegenüberliegende innere Ablenkflanke des Strömungsteilungselementes annähernd parallel zur Turbinenlängsachse verläuft. Vom Verdichteraustritt bis zum Strömungsüberleitungsraum wird für den inneren Teilstrom eine wellenförmige Führung vorgeschlagen, die im Vergleich zu einer geraden Führung hinsichtlich der Druckverluste und der Strömungsverluste im Teilstrom eine Verbesserung gegenüber einer geradlinigen Führung erzielt.

[0014] Nach einer bevorzugten Ausgestaltung wird an der Abzweigstelle das verdichtete Gas, welches an dieser Stelle den Diffusor verlässt, direkt in einen Strömungsüberleitungsraum geleitet, welcher die strömungstechnische Verbindung zu dem Wandungskühlraum der Ringbrennkammer herstellt. Vorzugsweise grenzt der Strömungsüberleitungsraum außen an die Brennkammerwandung, so dass hierdurch eine zusätzliche Kühlung der Brennkammerwandung erzielt ist.

[0015] Die Ringbrennkammer ist vorzugsweise geschlossen kühlbar ausgebildet. Hierbei wird als Kühlmedium vorzugsweise Verbrennungsluft im Gegenstrom zum Rauchgas durch einen Wandungsraum der Ringbrennkammer geführt. Die durch die Brennkammerwandung fließende Verbrennungsluft ist hierbei bevorzugt zumindest mit einem Teilstrom der verdichteten Luft identisch, welche zuvor den Diffusor durchströmt hat. Vorzugsweise wird die den Diffusor durchströmende Luft vollständig der Wandung der Ringbrennkammer als Kühlluft und weiter der Ringbrennkammer als Verbrennungsluft zugeführt. Die Aufteilung des Luftstroms an der Abzweigstelle des Diffusors dient dabei dazu, mehrere Teile der Ringbrennkammer, beispielsweise eine Innenschale und eine Außenschale, gleichmäßig mit Kühlluft zu versorgen.

[0016] Sofern die Ringbrennkammer eine zumindest in einem Teilbereich im Wesentlichen ebene Brennkammerrückwand aufweist, wird unter dem Wandungswinkel der Ringbrennkammer derjenige Winkel verstanden, den die Brennkammerrückwand mit der Turbinenlängsachse einschließt. Eine besonders gleichförmige allseitige Kühlung der Brennkammerwandung ist vorzugsweise dadurch erreicht, dass der Teilungswinkel des Strömungsteilungselementes vom Wandungswinkel der Brennkammerrückwand um nicht mehr als 20°, insbesondere um nicht mehr als 15°, abweicht.

[0017] Vorzugsweise ist zur Entnahme von Kühlluft für die Turbine ein mit dem unteren Teilkanal kommunizierendes Rohr vorgesehen. Hierdurch kann eine weitere, Aufteilung des Verdichterluftstrom erfolgen. Wenn das Rohr in den unteren Teilkanal hineinragt und mit seiner Rohröffnung der Strömung zugewandt ist, erfolgt die Auskopplung von Turbinenkühlluft besonders günstig.

[0018] Der Vorteil der Erfindung liegt insbesondere darin, dass in einer Gasturbine verdichtete Luft, die als Kühl- und anschließend als Verbrennungsluft dient, druckverlustarm von einem Luftverdichter durch einen kompakten Diffusor der Ringbrennkammer zugeführt wird, wobei ein Strömungsteilungselement am Ausgang des Diffusors eine gleichmäßige Kühlluftbeaufschlagung der Ringbrennkammer bewirkt.

[0019] Nachfolgend wird ein Ausführungsbeispiel der Erfindung anhand einer Zeichnung näher erläutert. Hierin zeigen:

FIG 1 einen Halbschnitt durch eine Gasturbine, und
FIG 2 im Querschnitt einen Diffusor und eine Ringbrennkammer der Gasturbine nach FIG 1.

[0020] Einander entsprechende Teile sind in beiden Figuren mit denselben Bezugszeichen versehen.

[0021] Die Gasturbine 1 gemäß FIG 1 weist einen Verdichter 2 für Verbrennungsluft, eine Ringbrennkammer 4 sowie eine Turbine 6 zum Antrieb des Verdichters 2 und eines nicht dargestellten Generators oder einer Arbeitsmaschine auf. Dazu sind die Turbine 6 und der Verdichter 2 auf einer gemeinsamen, auch als Turbinenläufer bezeichneten Turbinenwelle 8 angeordnet, mit der auch der Generator bzw. die Arbeitsmaschine verbunden ist, und die um ihre Mittelachse 9 drehbar gelagert ist.

[0022] Die Ringbrennkammer 4 ist mit einer Anzahl von Brennern 10 zur Verbrennung eines flüssigen oder gasförmigen Brennstoffs bestückt. Sie ist weiterhin an ihrer Brennkammerwand 23 mit einer Wandauskleidung 24 versehen.

[0023] Die Turbine 6 weist eine Anzahl von mit der Turbinenwelle 8 verbundenen, rotierbaren Laufschaufeln 12 auf. Die Laufschaufeln 12 sind kranzförmig an der Turbinenwelle 8 angeordnet und bilden somit eine Anzahl von Laufschaufelreihen. Weiterhin umfasst die Turbine 6 eine Anzahl von feststehenden Leitschaufeln

14, die ebenfalls kranzförmig unter der Bildung von Leitschaufelreihen an einem Innengehäuse 16 der Turbine 6 befestigt sind. Die Laufschaufeln 12 dienen dabei zum Antrieb der Turbinenwelle 8 durch Impulsübertrag vom die Turbine 6 durchströmenden Rauchgas oder Arbeitsmedium M. Die Leitschaufeln 14 dienen hingegen zur Strömungsführung des Arbeitsmediums M zwischen jeweils zwei in Strömungsrichtung des Arbeitsmediums M gesehen aufeinanderfolgenden Laufschaufelreihen oder Laufschaufelkränzen. Ein aufeinanderfolgendes Paar aus einem Kranz von Leitschaufeln 14 oder einer Leitschaufelreihe und aus einem Kranz von Laufschaufeln 12 oder einer Laufschaufelreihe wird dabei auch als Turbinenstufe bezeichnet.

[0024] Jede Leitschaufel 14 weist eine auch als Schaufelfuß 19 bezeichnete Plattform 18 auf, die zur Fixierung der jeweiligen Leitschaufel 14 in der Gasturbine 1 bestimmt ist. Jede Laufschaufel 12 ist in analoger Weise über einen auch als Plattform 18 bezeichneten Schaufelfuß 19 an der Turbinenwelle 8 befestigt, wobei der Schaufelfuß 19 jeweils ein entlang einer Schaufelachse erstrecktes profiliertes Schaufelblatt 20 trägt.

[0025] Zwischen den beabstandet voneinander angeordneten Plattformen 18 der Leitschaufeln 14 zweier benachbarter Leitschaufelreihen ist jeweils ein Führungsring 21 am Innengehäuse 16 der Turbine 6 angeordnet. Die äußere Oberfläche jedes Führungsrings 21 ist dabei ebenfalls dem heißen, die Turbine 6 durchströmenden Arbeitsmedium M ausgesetzt und in radialer Richtung vom äußeren Ende 22 der ihm gegenüber liegenden Laufschaufel 12 durch einen Spalt beabstandet. Die zwischen benachbarten Leitschaufelreihen angeordneten Führungsringe 21 dienen dabei insbesondere als Abdeckelemente, die die Innenwand 16 oder andere Gehäuse-Einbauteile vor einer thermischen Überbeanspruchung durch das die Turbine 6 durchströmende heiße Arbeitsmedium M schützt.

[0026] Zur Erzielung eines vergleichsweise hohen Wirkungsgrades ist die Gasturbine 1 für eine vergleichsweise hohe Austrittstemperatur des aus der Ringbrennkammer 4 austretenden Arbeitsmediums M von etwa 1200 °C bis 1300 °C ausgelegt.

[0027] Die Brennkammerwand 23 ist mit im Verdichter 2 verdichteter Kühlluft als Kühlmittel K kühlbar. Zwischen der Brennkammerwand 23 und der Wandauskleidung 24 strömt Kühlluft K in einem Wandungsraum oder Wandauskleidungsraum 26 im Gegenstrom zum Arbeitsmedium M auf den Brenner 10 zu. Die Kühlluft K, welche auch als Verbrennungsluft dient, wird vom Verdichter 2 aus durch einen Diffusor 27 in Richtung der Ringbrennkammer 4 geleitet. Durch den Diffusor 27 wird die Kühl- und Verbrennungsluft K definiert aufgeteilt einerseits einer äußeren Brennkammerschale 28 und andererseits einer inneren Brennkammerschale 29 zugeführt.

[0028] In FIG 2 ist die Strömungsführung der Kühlluft K durch den Diffusor 27 im Detail dargestellt. Der Diffusor 27 weist einen Hauptablenkbereich 30 auf, welcher sich an den Verdichter 2 anschließt. Die verdichtete Kühlluft K strömt parallel zur Mittelachse oder Turbinenlängsachse 9 aus dem Verdichter 2 aus und in den Hauptablenkbereich 30 des Diffusors 27 ein. Der in Axialrichtung gesehen zwischen dem Verdichter 2 und der Ringbrennkammer 4 angeordnete Hauptablenkbereich 30 des Diffusors 27 verläuft unter Querschnittsaufweitung radial nach außen, d.h. von der Turbinenlängsachse 9 weg. Hierdurch reduziert sich im Hauptablenkbereich 30 die Strömungsgeschwindigkeit des als Kühlmittel K genutzten verdichteten Gases. Sofern es zu einer Strömungsablösung an Innenwandung und Außenwandung des Diffusors 27 kommt, tritt eine solche Ablösung erst bei niedriger Strömungsgeschwindigkeit und entsprechend niedrigem Druckverlust auf.

[0029] Am, bezogen auf die Kühlluft K, stromabwärtigen Ende 31 des Hauptablenkbereiches 30 ist, angrenzend an die äußere Brennkammerschale 29, ein Strömungsteilungselement 32 angeordnet.

[0030] Das zwischen der Ringbrennkammer 4 und der Turbinenlängsachse 9 angeordnete Strömungsteilungselement 32 weist im Querschnitt eine annähernd dreiekkige, auch als Teilungsgabel 33 bezeichnete Form mit einer äußeren Ablenkflanke 34 und einer inneren Ablenkflanke 35 auf. Die Ablenkflanken 34, 35 laufen zu einer zum Hauptablenkbereich 30 hin gerichteten Teilungsspitze 36 zusammen und schließen in der Teilungsspitze 36 einen spitzen Winkel kleiner als 90°, insbesondere einen Winkel von 60° ein. Die eine Abzweigstelle bildende Teilungsspitze oder -kante 36 teilt die durch den Hauptablenkbereich 30 des Diffusors 27 strömende Kühlluft K etwa gleichmäßig in einen äußeren Kühlluftstrom K_a und einen inneren Kühlluftstrom K_i auf. Der äußere Kühlluftstrom K_a wird durch einen äußeren Strömungsüberleitungsraum 37 einer äußeren Brennkammerschale 28 zugeleitet, während der innere Kühlluftstrom K_i über einen inneren Strömungsüberleitungsraum 38 der inneren Brennkammerschale 29 zugeleitet wird.

[0031] Der die Kühlluft K am Strömungsteilungselement 32 teilende Diffusor 27 wird auch als Splittdiffusor bezeichnet. Die den Hauptablenkbereich 30 durchströmende Kühlluft K wird annähernd C-förmig radial, bezogen auf die Turbinenlängsachse 9, nach außen bis zur Teilungsspitze 36 des Strömungsteilungselementes 32 gelenkt. Eine als Winkelhalbierende 39 zwischen den gekrümmten Ablenkflanken 34,35 durch die Teilungsspitze 36 verlaufende Gerade schließt mit der Turbinenlängsachse 9 einen Teilungswinkel α von ca. 45° ein. Mit der unteren Brennkammerschale 29 schließt die Winkelhalbierende 39 einen annähernd rechten Winkel ein. Der innere Kühlluftstrom K_i wird, von der Teilungsspitze 36 ausgehend, durch die innere Ablenkflanke 35 zunächst in eine horizontale Strömungsrichtung, d.h. parallel zur Turbinenlängsachse 9, gezwungen und weiter durch die Außenseite der Brennkammerwand 23 wieder radial nach innen, d.h. zur Turbinenlängsachse 9 hin, geleitet. Der innere Kühlluftstrom K_i wird somit, zunächst noch innerhalb der im Hauptablenkbereich 30 ungeteilten Kühlluft K, in einer etwa C-förmig gekrümmten Bahn ra-

dial nach außen geführt und dabei verzögert und anschließend in einer im umgekehrten Sinne etwa C-förmig gekrümmten Bahn radial nach innen geführt. Insgesamt beschreibt die Strömung durch den Diffusor 27 und weiter in den inneren Strömungsüberleitungsraum 38 etwa eine doppelt S-förmige Bahn. Die Krümmungsradien innerhalb dieser Bahn sind ausreichen groß, um lediglich geringe Energieverluste bei der Strömung zu bewirken.

[0032] Am stromabwärtigen Ende 31 des Diffusors 27 sind des Weiteren sowohl in Richtung des äußeren Strömungsüberleitungsraums 37 als auch in Richtung des inneren Strömungsüberleitungsraums 38 Leitelemente oder Befestigungselemente 41 angeordnet.

[0033] Der äußere Kühlluftstrom K_a wird durch die Teilungsgabel 33 radial, senkrecht zur Turbinenlängsachse 9, nach außen geleitet. Im weiteren Verlauf wird der äußere Kühlluftstrom K_a an der äußeren Brennkammerschale 28 vorbeigeführt und in den Wandauskleidungsraum oder Wandungskühlraum 26 eingeleitet. Auch hier ergibt sich, ähnlich wie beim inneren Kühlluftstrom K_i eine Strömungsführung mit großen Umlenkradien, wobei keine sprunghaften Querschnittserweiterungen auftreten. Durch die Kühlluftströme oder Teilströme K_a, K_i werden die Brennkammerschalen 28,29 auch von außen gekühlt.

[0034] Der Brenner 10 ist etwa mittig in einer Brennkammerrückwand 42 angeordnet. Eine durch die Brennkammerrückwand 42 verlaufende Gerade schließt mit der Turbinenlängsachse 9 einen Wandungswinkel β von etwa 45° ein. Der Wandungswinkel β entspricht damit etwa dem Teilungswinkel α. Das um den Teilungswinkel α schräg zur Turbinenlängsachse 9 angeordnete Strömungsteilungselement 32 spaltet den Hauptablenkbereich 30 in einen oberen Teilkanal 43 und einen unteren Teilkanal 44 auf, welche beide etwa den gleichen Querschnitt aufweisen. Durch seitlich, d.h. längs der inneren Brennkammerschale 29 versetzte Anordnung des Strömungsteilungselements 32 ist ebenso eine gezielt unsymmetrische Aufteilung des Kühlluftstroms im Diffusor 27 realisierbar, falls beispielsweise die äußere Brennkammerschale und die innere Brennkammerschale 29 einen unterschiedlichen Kühlluftbedarf aufweisen.

[0035] Die Entnahme für Turbinenkühlluft wird durch ein in den unteren Teilkanal 44 hineinragendes Rohr 45 bewirkt. Dessen Ende 46 ist nach Art eines Periskops abgewinkelt und mit seiner Rohröffnung dem inneren Luftstrom K_i zugewandt, so dass ein Teil des Luftstroms K_i in das Rohr 45 als Turbinenkühlluft einströmen kann. Die Turbinenkühlluft strömt am anderen Ende des Rohres 45 in einen entlang des Rotors sich erstreckenden Ringkanal 47, welcher die Turbinenkühlluft zur Turbine 6 führt. Dort wird sie zur Kühlung der Lauf- als auch Leitschaufeln 12, 14 eingesetzt.

Patentansprüche

1. Gasturbine (1) mit einer zur Turbinenlängsachse (9) geneigten Ringbrennkammer (4),
die eine Brennkammerrückwand (42) aufweist, in der eine die Turbinenlängsachse (9) in einem spitzen Wandungswinkel β von mindestens 30° schneidendende Wandungslinie verläuft,
mit einem Verdichter (2), dem in Axialrichtung ein radial zumindest teilweise zwischen Ringbrennkammer (4) und Turbinenlängsachse (9) angeordneter Diffusor (27) strömungstechnisch nachgeschaltet ist,
dadurch gekennzeichnet,
dass in dem Diffusor (27) ein verdichtetes Gas (K) an einer Abzweigstelle (36) durch ein keilförmiges von zwei Ablenkflanken (34, 35) gebildetes Strömungsteilungselement (32) in Teilströme (K_i,K_a) aufteilbar ist,
wobei an der Abzweigstelle (36) die beiden Ablenkflanken (34, 35) einen Winkel kleiner als 90° einschließen und eine zwischen ihnen eingeschlossene Winkelhalbierende (39) die Turbinenlängsachse (9) in einem spitzen Teilungswinkel α größer als 15° schneidet und
wobei der Diffusor (27) einen der Abzweigstelle (36) vorgeschalteten Hauptablenkbereich (30) aufweist, welcher in einem spitzen Winkel von der Turbinenlängsachse (9) wegweisend auf eine quer zur Brennkammerrückwand (42) erstreckende innere Brennkammerschale (29) der Ringbrennkammer (4) gerichtet ist.

2. Gasturbine (1) nach Anspruch 1,
bei der die den radial äußeren Teilstrom (K_a) begrenzende äußere Ablenkflanke (34) und eine dieser Ablenkflanke (34) gegenüberliegende Außenwand des Diffusors (27) hinter der Abzeigstelle (36) annähernd senkrecht zur Turbinenlängsachse (9) verläuft.

3. Gasturbine (1) nach Anspruch 1 oder 2
bei der die den radial inneren Teilstrom (K_i) begrenzende innere Ablenkflanke (35) und eine dieser Ablenkflanke (35) gegenüberliegende Innenwand des Diffusors (27) hinter der Abzeigstelle (36) annähernd parallel zur Turbinenlängsachse (9) verläuft.

4. Gasturbine (1) nach Anspruch 3
bei der der radial innere Teilstrom (K_i) nach Verlassen des Diffusors (27) schräg in Richtung der Turbinenlängsachse (9) führbar ist.

5. Gasturbine (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 4,
mit einem als innere Brennkammerschale (29) und als äußere Brennkammerschale (28) ausgebildeten Wandungskühlraum (26) der Ringbrennkammer (4).

6. Gasturbine (1) nach Anspruch 5, mit einen an die Ringbrennkammer (4) angrenzenden Strömungsüberleitungsraum (37, 38), welcher den Diffusor (27) mit dem Wandungskühlraum (26) verbindet.

7. Gasturbine (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 6, mit einer geschlossen gekühlten Ringbrennkammer (4).

8. Gasturbine (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 7, bei der die Ringbrennkammer (4) in Gegenstromverfahren gekühlt wird.

9. Gasturbine (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 8, bei der der Teilungswinkel α von dem Wandungswinkel β nicht mehr als 20° abweicht.

10. Gasturbine (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 9, bei der zur Entnahme von Kühlluft für die Turbine ein mit dem unteren Teilkanal (44) kommunizierendes Rohr (45) vorgesehen ist.

11. Gasturbine (1) nach Anspruch 10, bei der das Rohr (45) in den unteren Teilkanal (44) hineinragt und mit seiner Rohröffnung der Strömung zugewandt ist.

Claims

1. Gas turbine (1) having an annular combustion chamber (4) which is inclined relative to the turbine longitudinal axis (9) and has a combustion chamber rear wall (42) in which a wall line runs which intersects the turbine longitudinal axis (9) at an acute wall angle β of at least 30°, having a compressor (2), downstream of which, in the axial direction, a diffuser (27) is fluidically connected which is arranged radially at least partly between annular combustion chamber (4) and turbine longitudinal axis (9), **characterized in that** a compressed gas (K) can be divided into partial flows (K_i, K_a) in the diffuser (27) at a branching point (36) by a wedge-shaped flow-dividing element (32) formed by two deflecting flanks (34, 35), the two deflecting flanks (34, 35) enclosing an angle of less than 90° at the branching point (36), and an angle bisector (39) enclosed between them intersecting the turbine longitudinal axis (9) at an acute dividing angle α greater than 15°, and the diffuser (27) having a main deflecting region (30) which is arranged upstream of the branching point (36) and which is directed at an acute angle pointing away from the turbine longitudinal axis (9) toward an inner combustion chamber shell (29), extending transversely to the combustion chamber rear wall (42), of the annular combustion chamber (4).

2. Gas turbine (1) according to Claim 1, in which the outer deflecting flank (34), defining the radially outer partial flow (K_a), and an outer wall, opposite this deflecting flank (34), of the diffuser (27) run behind the branching point (36) approximately perpendicularly to the turbine longitudinal axis (9).

3. Gas turbine (1) according to Claim 1 or 2, in which the inner deflecting flank (35), defining the radially inner partial flow (K_i), and an inner wall, opposite this deflecting flank (35), of the diffuser (27) run behind the branching point (36) approximately parallel to the turbine longitudinal axis (9).

4. Gas turbine (1) according to Claim 3, in which the radially inner partial flow (K_i) can be directed obliquely in the direction of the turbine longitudinal axis (9) after leaving the diffuser (27).

5. Gas turbine (1) according to one of Claims 1 to 4, having a wall cooling space (26), designed as inner combustion chamber shell (29) and as outer combustion chamber shell (28), of the annular combustion chamber (4).

6. Gas turbine (1) according to Claim 5, having a flow transfer space (37, 38) which adjoins the annular combustion chamber (4) and connects the diffuser (27) to the wall cooling space (26).

7. Gas turbine (1) according to one of Claims 1 to 6, having a closed cooled annular combustion chamber (4).

8. Gas turbine (1) according to one of Claims 1 to 7, in which the annular combustion chamber (4) is cooled by the counterflow method.

9. Gas turbine (1) according to one of Claims 1 to 8, in which the dividing angle α deviates from the wall angle β by not more than 20°.

10. Gas turbine (1) according to one of Claims 1 to 9, in which a tube (45) communicating with the bottom sectional passage (44) is provided in order to bleed cooling air for the turbine.

11. Gas turbine (1) according to Claim 10, in which the tube (45) projects into the bottom sectional passage (44), and its tube opening faces the flow.

Revendications

1. Turbine (1) à gaz ayant une chambre de combustion (4) annulaire inclinée par rapport à l'axe (9) longitudinal de la turbine,
qui a une paroi (42) arrière de chambre de combustion, dans laquelle s'étend une ligne de paroi coupant l'axe (9) longitudinal de la turbine suivant un angle β aigu de paroi d'au moins 30°,
comprenant un compresseur (2) en aval duquel, en technique des fluides, est monté dans la direction axiale un diffuseur (27) disposé au moins en partie entre la chambre de combustion (4) annulaire et l'axe

(9) longitudinal de la turbine,
caractérisée
en ce que, dans le diffuseur (27), un gaz (K) comprimé peut être subdivisé en un point (36) de bifurcation par un élément (32) cunéiforme de division du courant formé par deux flancs (34, 35) de déviation en des sous-courants (K_i, K_a) ,
dans lequel, au point (36) de bifurcation, les deux flancs (34, 35) de déviation font un angle plus petit que 90° et leur bissectrice coupe l'axe (9) longitudinal de la turbine suivant un angle α aigu supérieur à 15°, et
dans lequel le diffuseur (27) a, en amont du point (36) de bifurcation, une zone (30) de déviation principale qui s'écarte suivant un angle aigu de l'axe (9) de la turbine longitudinal vers une coque (29) intérieure de la chambre de combustion (4) annulaire, s'étendant transversalement à la paroi (42) arrière de la chambre de combustion.

2. Turbine (1) à gaz suivant la revendication 1,
dans laquelle le flanc (34) de déviation extérieur délimitant le sous-courant (K_a) extérieur radialement et une paroi extérieure du diffuseur (27) opposée à ce flanc (34) de déviation s'étendent derrière le point (36) de bifurcation à peu près perpendiculairement à l'axe (9) longitudinal de la turbine.

3. Turbine (1) à gaz suivant la revendication 1 ou 2,
dans laquelle le flanc (35) de déviation intérieur délimitant le sous-courant (K_i) intérieur radialement et une paroi intérieure du diffuseur (27) opposée à ce flanc (35) de déviation s'étendent derrière le point (36) de bifurcation à peu près parallèlement à l'axe (9) longitudinal de la turbine.

4. Turbine (1) à gaz suivant la revendication 3,
dans laquelle le sous-courant (K_i) intérieur radialement peut passer après avoir quitter le diffuseur (27) de manière inclinée dans la direction de l'axe (9) longitudinal de la turbine.

5. Turbine (1) à gaz suivant l'une des revendications 1 à 4,
comprenant un espace (26) de refroidissement de paroi de la chambre de combustion (4) annulaire, constitué sous la forme d'une coquille (29) intérieure de chambre de combustion et d'une coquille 28 extérieure de chambre de combustion.

6. Turbine (1) à gaz suivant la revendication 5
comprenant un espace (37, 38) de passage du courant qui est voisin de la chambre de combustion (4) annulaire et qui met le diffuseur (27) en communication avec l'espace (26) de refroidissement de paroi.

7. Turbine (1) à gaz suivant l'une des revendications 1 à 6,
comprenant une chambre de combustion (4) annulaire refroidie en circuit fermé.

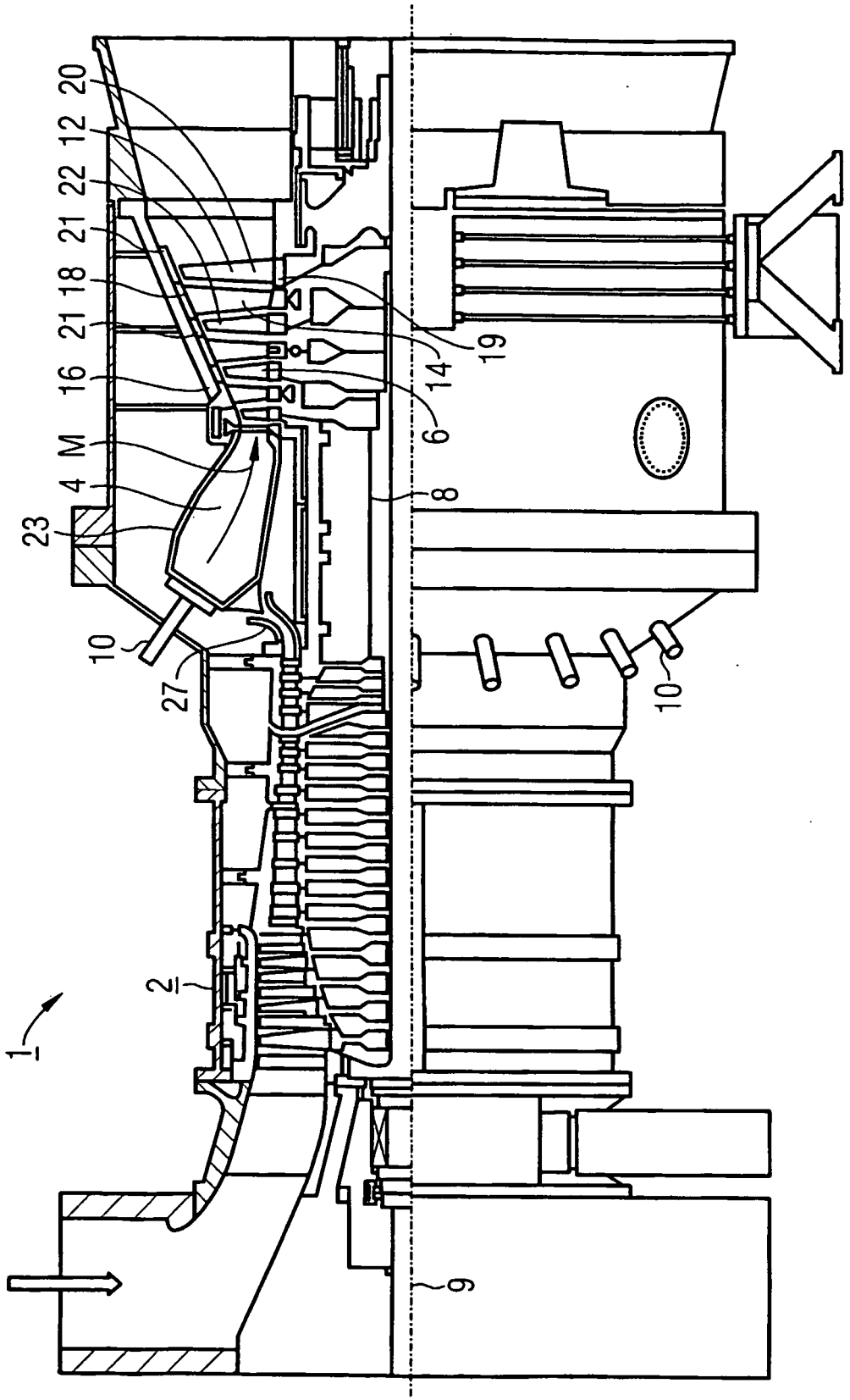
8. Turbine (1) à gaz suivant l'une des revendications 1 à 7,
dans laquelle la chambre de combustion (4) annulaire est refroidie par un procédé à contre-courant.

9. Turbine (1) à gaz suivant l'une des revendications 1 à 8,
dans laquelle l'angle α de la bissectrice diffère de pas plus de 20° de l'angle β de paroi.

10. Turbine (1) à gaz suivant l'une des revendications 1 à 9,
dans laquelle il est prévu pour prélever de l'air de refroidissement pour la turbine un tuyau (45) communiquant avec le sous-canal (44) inférieur.

11. Turbine (1) à gaz suivant la revendication 10,
dans lequel le tuyau (45) pénètre dans le sous-canal (44) inférieur et est tourné vers le courant par son ouverture de tuyau.

FIG 1



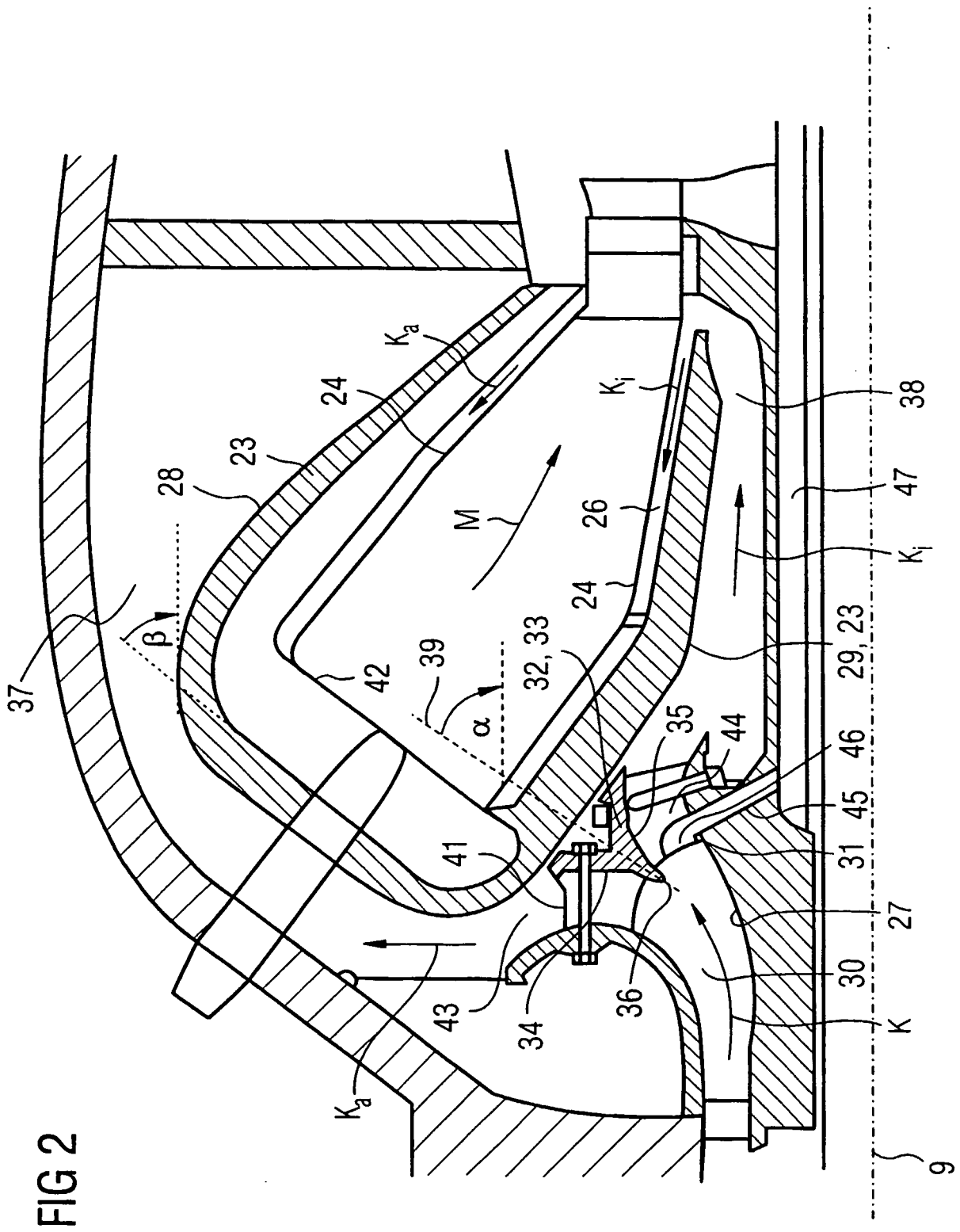

37
β
28
23
24
K_a
M
42
39
α
32, 33
24
26
K_i
38
47
K_i
29, 23
35
44
46
45
31
27
30
K
9
41
43
34
36
K_a

FIG 2