



(11) **EP 1 351 022 B1**

(12) **EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT**

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung: **04.08.2010 Patentblatt 2010/31** (51) Int Cl.: **F23R 3/06 (2006.01)**

(21) Anmeldenummer: **03001782.6**

(22) Anmeldetag: **28.01.2003**

(54) **Mischluftloch in Gasturbinenbrennkammer mit Brennkammerschindeln**

Air passage for turbine combustor with shingles

Passage d'alimentation en air pour chambre de combustion de turbine comprenant des bardeaux

(84) Benannte Vertragsstaaten:
DE FR GB

(30) Priorität: **02.04.2002 DE 10214570**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
08.10.2003 Patentblatt 2003/41

(73) Patentinhaber: **Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG**
15827 Dahlewitz (DE)

(72) Erfinder: **Gerendas, Miklos, Dr.-Ing.**
15806 Zossen (DE)

(74) Vertreter: **Weber, Joachim**
Hoefler & Partner
Patentanwälte
Pilgersheimer Strasse 20
81543 München (DE)

(56) Entgegenhaltungen:
EP-A- 0 937 946 EP-A- 1 022 437
EP-A- 1 098 141 WO-A-88/06257
GB-A- 2 353 589 US-A- 3 303 645
US-A- 4 132 066 US-A- 4 653 279

EP 1 351 022 B1

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents im Europäischen Patentblatt kann jedermann nach Maßgabe der Ausführungsordnung beim Europäischen Patentamt gegen dieses Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist. (Art. 99(1) Europäisches Patentübereinkommen).

Beschreibung

[0001] Die Erfindung bezieht sich auf eine Gasturbinenbrennkammer mit Brennkammerschindeln, wobei die Brennkammerschindeln an einer Tragstruktur der Gasturbinenbrennkammer befestigt sind und jeweils zumindest ein Mischluftloch aufweisen, welches fluchtend zu einem Mischluftloch der Tragstruktur angeordnet ist.

[0002] Aus dem Stand der Technik ist es bekannt, Schindeln in Gasturbinenbrennkammern einzusetzen, um die Trag- und Dichtstruktur vor der intensiven Wärmeeinstrahlung der Flamme zu schützen. Die Tragstruktur bleibt dadurch relativ kühl und behält ihre mechanische Festigkeit. Demgemäß ist es erforderlich, Mischluft durch ein Mischluftloch in der Tragstruktur sowie durch ein Mischluftloch der Brennkammerschindel von außen von einem Ringkanal nach innen in die Brennkammer zu führen.

[0003] Derartige Konstruktionen sind beispielsweise aus der US 6,145,319 oder EP 972 992 A2 bekannt.

[0004] Die aus dem Stand der Technik bekannten Konstruktionen sind so ausgebildet, dass der Durchmesser des Mischluftloches der Tragstruktur (Schindelträger) höchstens geringfügig größer ist, als der Durchmesser des Mischluftlochs der Brennkammerschindel. Der Größenunterschied dient beim Stand der Technik nur dazu, sicherzustellen, dass bei der ungünstigsten Kombination aller Fertigungs- und Montagetoleranzen der Rand des Mischluftlochs der Brennkammerschindel nicht vom Rand des Mischluftlochs der Tragstruktur überragt wird.

[0005] Falls nun während des Betriebes ein Spalt zwischen dem Schindelrand und der Tragstruktur auftritt, entweicht durch diesen wegen der großen Druckdifferenz zwischen dem Schindelinnenraum und dem Mischluftloch relativ viel Kühlluft.

[0006] Um zu verhindern, dass durch die dabei auftretende Überhitzung die Brennkammerschindel vorzeitig versagt, muss deutlich mehr Kühlluft durch die Brennkammerschindel geleitet werden. Diese zusätzliche Kühlluft steht somit nicht mehr für eine Verbesserung der Brennstoffaufbereitung und der damit verbundenen Stickoxidemissionsverminderung zur Verfügung.

[0007] Die US-A1-4132066 beschreibt eine Gasturbinenbrennkammer mit Brennkammerschindeln, welche an einer Tragstruktur befestigt sind. Die Tragstruktur sowie die Brennkammerschindel weisen jeweils eine Ausnehmung auf, in welche ein torusförmiges Bauelement eingesetzt ist, welches durch seine ringförmige Struktur die Kühlluft einführt und dabei den Zwischenraum zwischen der Tragstruktur und der Brennkammerschindel vollständig abdichtet bzw. von der in die Brennkammer einströmenden Kühlluft trennt.

[0008] Die GB-A-2353589, welche den nächstkommanden Stand der Technik bildet, beschreibt eine Gasturbinenbrennkammer mit Brennkammerschindeln, welche jeweils mit zumindest einem Mischluftloch versehen sind. Dieses ist im Durchmesser kleiner als der zugeordnete Durchmesser eines Mischluftlochs der Tragstruktur.

Die Brennkammerschindeln liegen mittels eines breiten Flansches abgedichtet direkt an der Tragstruktur an, so dass die Kühlluft während des Betriebs direkt in die Brennkammer geleitet wird.

[0009] Der Erfindung liegt die Aufgabe zu Grunde, eine Gasturbinenbrennkammer mit Brennkammerschindeln der eingangs genannten Art zu schaffen, welche bei einfachem Aufbau, einfacher, kostengünstiger Herstellbarkeit und einfacher Montage eine hohe Lebensdauer aufweist und Überhitzungen der gesamten Konstruktion vermeidet.

[0010] Erfindungsgemäß wird die Aufgabe durch die Merkmalskombination des Hauptanspruchs gelöst, die Unteransprüche zeigen weitere vorteilhafte Ausgestaltungen der Erfindung.

[0011] Erfindungsgemäß ist vorgesehen, dass der Durchmesser des Mischluftlochs der Tragstruktur deutlich größer ist, als der Durchmesser des Mischluftlochs der Brennkammerschindel.

[0012] Die erfindungsgemäße Ausgestaltung zeichnet sich durch eine Reihe erheblicher Vorteile aus.

[0013] Durch die erfindungsgemäße Wahl der Durchmesserhältnisse steht der Schindelrand, von der Außenseite der Tragstruktur aus gesehen, deutlich sichtbar in den freien Durchmesser des Mischluftloches vor. Hierdurch bildet sich ein Staudruck auf dem verdickten Schindelrand. Weiterhin wird der Durchflusskoeffizient des Mischluftloches erhöht. Tritt nun im Betrieb ein Spalt zwischen dem Schindelrand und dem der Tragstruktur auf, dann wirkt der oben genannte Staudruck einem Ausströmen von Kühlluft aus dem Schindelinnenraum entgegen. Bei entsprechender Wahl des Durchmessers des Mischluftloches der Tragstruktur ist der Staudruck auf dem Schindelrand gleich dem Druck im Schindelinnenraum. Somit wird ein Ausströmen von Kühlluft aus dem Schindelinnenraum gänzlich verhindert.

[0014] Erfindungsgemäß kann bei einer entsprechenden Abstimmung der Durchmesser des Mischluftlochs der Tragstruktur und des Mischluftlochs der Brennkammerschindel erreicht werden, dass durch den starken Staudruck auf dem verdickten Rand der Brennkammerschindel beim Auftreten eines Spalts zwischen der Brennkammerschindel und der Tragstruktur, welcher durch eine Überhitzung der Schindel hervorgerufen wird, zusätzliche Kühlluft aus dem Mischluftloch in den Schindelinnenraum fließt und damit die Kühlung der Brennkammerschindel intensiviert.

[0015] Erfindungsgemäß ist somit eine adaptive Kühlung realisiert, bei welcher die Kühlluftmenge selbsttätig an die Temperaturbelastung der Brennkammerschindel angepasst wird.

[0016] Erfindungsgemäß wird der verdickte Rand der Brennkammerschindel durch ein gesondertes Muster von Effusionslöchern gekühlt. Die Effusionslöcher können dabei auf der Rückseite der Oberfläche der Brennkammerschindel oder im Schindelrand beginnen, wobei sie auf der dem Schindelinnenraum oder der Tragstruktur zugewandten Seite eintreten können. Die Effusionslö-

cher enden auf der Oberfläche der Brennkammerschindel oder an der Innenseite des Mischluftlochs der Brennkammerschindel. Die Effusionslöcher können ohne oder mit einer Umfangskomponente um die Achse des Mischluftloches zur Heißgasseite der Brennkammerschindel verlaufen.

[0017] Es ergibt sich somit, dass die Kühlluftmenge im Ausgangszustand der Gasturbinenbrennkammer so gewählt werden kann, dass sie für den normalen Betrieb gerade ausreichend ist. Somit steht die maximale Luftmenge für die Schadgasreduzierung zur Verfügung. In Extremsituationen, bei denen die Brennkammerschindel thermisch stärker belastet wird, wird selbsttätig die Kühlung erhöht, sodass ein langanhaltender und sicherer Betrieb möglich ist.

[0018] Im Folgenden wird die Erfindung anhand eines Ausführungsbeispiels in Verbindung mit der Zeichnung beschrieben. Dabei zeigt:

Abb. 1 eine schematische Schnittansicht einer Gasturbinenbrennkammer mit Brennkammerschindeln gemäß dem Stand der Technik,

Abb. 2a eine Schnittansicht durch eine Brennkammerschindel nach dem Stand der Technik,

Abb. 2b eine Detailansicht des Details 2b von Abb. 2a,

Abb. 3a eine Schnittansicht, analog Abb. 2a einer erfindungsgemäßen Ausgestaltung einer Brennkammerschindel,

Abb. 3b eine Detailansicht des Details 3b von Abb. 3a,

Abb. 4a eine Detaildarstellung des Brennkammerschindelrandes analog zu der Darstellung der Abb. 3a, und

Abb. 4b Darstellungen des Randbereichs eines erfindungsgemäßen Mischluftloches in Draufsicht mit unterschiedlicher Anordnung von Effusionslöchern.

[0019] Die Abb. 1 zeigt eine schematische Seiten-Schnittansicht einer aus dem Stand der Technik bekannten Gasturbinenbrennkammer. Dabei ist eine Abdeckung 1 eines Brennkammerkopfes dargestellt. Das Bezugszeichen 2 bezeichnet eine Grundplatte, Brennkammerschindeln sind mit dem Bezugszeichen 3 bezeichnet. Die Brennkammerschindeln 3 weisen Mischluftlöcher 4 auf und sind an einer Tragstruktur 6 befestigt. Mit dem Bezugszeichen 5 ist ein Hitzeschild mit einem Loch für einen Brenner 8 bezeichnet. Am Auslauf der Brennkammer ist eine Turbinenleitschaufel 9 schematisch dargestellt. Das Bezugszeichen 10 bezeichnet eine Leitschaufel im Verdichterauslass. Ein Brennkammeraußenge-

häuse 11 und ein Brennkammerinnengehäuse 12 begrenzt die Brennkammer.

[0020] Die Abb. 2a und 2b zeigen die Ausgestaltung eines Mischluftlochs 4 der Brennkammerschindel 3 sowie eines entsprechenden Mischluftloches der Tragstruktur 6 gemäß dem Stand der Technik. Dabei ist ersichtlich, dass der Durchmesser 13 des Mischluftlochs der Tragstruktur 6 geringfügig größer ist, als der Durchmesser 14 des Mischluftlochs 4 der Brennkammerschindel 3. Aus Abb. 2b ist ersichtlich, dass die Luftströmung 15 im Mischluftloch 4 zusätzlich Luft aus dem Schindelinnenraum zieht.

[0021] Die Abb. 3a und 3b zeigen die erfindungsgemäße Ausgestaltung in analoger Darstellung zu den Abb. 2a und 2b. Dabei ist ersichtlich, dass der Durchmesser 13 des Mischluftlochs der Tragstruktur 6 deutlich oder erheblich größer ist, als der Durchmesser 14 des Mischluftlochs 4 der Brennkammerschindel 3. Aus der Abb. 3b ist ersichtlich, dass ein Staudruck der Luftströmung 15 zu einem zusätzlichen Einströmen von Kühlluft in den Schindelinnenraum führt, sobald sich ein Spalt zwischen der Tragstruktur 6 und dem Schindelrand 7 bildet.

[0022] Die Abb. 4a zeigt in vergrößerter Darstellung einen Teilbereich einer erfindungsgemäßen Brennkammerschindel 3. Dabei ist ersichtlich, dass durch den Schindelrand 7 im Bereich des Mischluftlochs 4 zusätzliche Effusionslöcher 16 vorgesehen sind, um Kühlluft aus dem Schindelinnenraum zur Kühlung der Brennkammerschindel 3 zuzuführen. Wie ersichtlich, können die Effusionslöcher 16 in unterschiedlicher Ausrichtung zu der Ebene der Brennkammerschindel 3 angeordnet sein. Das Effusionsloch 16a ist mit einem sehr flachen Winkel angeordnet, während die Effusionslöcher 16b und 16d sich durch den Schindelrand 7 erstrecken und in einem größeren Winkel zur Hauptebene der Brennkammerschindel 3 ausgerichtet sind. Das Effusionsloch 16e erstreckt nahezu senkrecht zur Hauptebene der Brennkammerschindel 3 und durchströmt den Schindelrand 7.

[0023] Die Abb. 4b zeigt zwei unterschiedliche Ausführungsvarianten der Effusionslöcher 16 in der Draufsicht auf das Mischluftloch 4 der Brennkammerschindel 3. In der linken Figur der Abb. 4b sind die Effusionslöcher jeweils radial angeordnet (unabhängig von dem jeweiligen Neigungswinkel gemäß Abb. 4a), während in der rechten Figur der Abb. 4b zusätzlich eine Tangentialkomponenten um die Achse des Mischluftloches oder eine tangentielle Anordnung der Effusionslöcher 16 realisiert ist. Hierdurch kann eine besonders effiziente Kühlung erfolgen.

[0024] Die Erfindung ist nicht auf die gezeigten Ausführungsbeispiele beschränkt, vielmehr ergeben sich im Rahmen der Erfindung vielfältige Abwandlungs- und Modifikationsmöglichkeiten.

Bezugszeichenliste

[0025]

- 1 Abdeckung des Brennkammerkopfes
- 2 Grundplatte
- 3 Brennkammerschindel
- 4 Mischluftloch
- 5 Hitzeschild (mit Loch für Brenner)
- 6 Tragstruktur
- 7 Schindelrand
- 8 Brenner (mit Brennerarm und Drallerzeuger)
- 9 Turbinenleitschaufel
- 10 Leitschaufel im Verdichterauslass
- 11 Brennkammeraußengehäuse
- 12 Brennkammerinnengehäuse
- 13 Durchmesser des Mischluftlochs in der Tragstruktur 6
- 14 Durchmesser des Mischluftlochs 4 in der Schindel 3
- 15 Luftströmung im Mischluftloch 4
- 16 Effusionsloch

Patentansprüche

1. Gasturbinenbrennkammer mit Brennkammerschindeln, wobei die Brennkammerschindeln (3) an einer Tragstruktur (6) der Gasturbinenbrennkammer befestigt sind und jeweils zumindest ein Mischluftloch (4) aufweisen, welches fluchtend zu einem Mischluftloch der Tragstruktur (6) angeordnet ist, wobei der Durchmesser des Mischluftlochs der Tragstruktur (6) um 15 % bis 25 % größer ist, als der Durchmesser (14) des Mischluftlochs (4) der Brennkammerschindel (3), **dadurch gekennzeichnet, dass** die Brennkammerschindel (3) an ihrem Schindelrand (7) nicht abgedichtet an der Tragstruktur (6) anliegt und am Schindelrand (7) eine Spaltbildung zur Tragstruktur (6) ermöglicht ist, wobei zur Ausbildung eines Staudrucks auf einem Schindelrand (7) der Schindelrand (7), von der Außenseite der Tragstruktur (6) aus gesehen, in den freien Durchmesser des Mischluftlochs (4) vorsteht.
2. Gasturbinenbrennkammer nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** an dem Schindelrand (7) Effusionslöcher (16) zur Verbindung mit dem Schindelinnenraum vorgesehen sind.
3. Gasturbinenbrennkammer nach Anspruch 2, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Effusionslöcher (16) im Schindelrand (7) ausgebildet sind.
4. Gasturbinenbrennkammer nach Anspruch 2 oder 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Effusionslöcher (16) in der Brennkammerschindel (3) ausgebildet sind.
5. Gasturbinenbrennkammer nach einem der Ansprüche 2 bis 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Effusionslöcher (16) radial zu dem Mischluftloch (4)

angeordnet sind.

6. Gasturbinenbrennkammer nach einem der Ansprüche 2 bis 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Effusionslöcher (16) tangential zu dem Mischluftloch (4) angeordnet sind.

7. Gasturbinenbrennkammer nach einem der Ansprüche 2 bis 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Effusionslöcher (16) sowohl eine radiale als auch eine tangentielle Komponente zur Achse des Mischluftloches (4) besitzen.

15 Claims

1. Gas turbine combustion chamber with combustion chamber tiles, with the combustion chamber tiles (3) being attached to a supporting structure (6) of the gas turbine combustion chamber, and each tile possessing at least one dilution air hole (4) which is flush with a dilution air hole of the supporting structure (6), with the diameter of the dilution air hole of the supporting structure (6) being 15 percent to 25 percent larger than the diameter (14) of the dilution air hole (4) of the combustion chamber tile (3), **characterized in that** the combustion chamber tile (3) is not sealed at the location of its tile rim (7) on the supporting structure (6) and a gap can form between the supporting structure (6) and the tile rim (7), with, for the formation of a dynamic pressure on a tile rim (7), the tile rim (7) protruding into the free diameter of the dilution air hole (4), as seen from the outside of the supporting structure (6).
2. Gas turbine combustion chamber in accordance with Claim 1, **characterized in that** effusion holes (16) are provided on the tile rim (7) which connect to the tile interior.
3. Gas turbine combustion chamber in accordance with Claim 2, **characterized in that** the effusion holes (16) are provided in the tile rim (7).
4. Gas turbine combustion chamber in accordance with Claim 2 or 3, **characterized in that** the effusion holes (16) are provided in the combustion chamber tile (3).
5. Gas turbine combustion chamber in accordance with one of the Claims 2 to 4, **characterized in that** the effusion holes (16) are arranged radially to the dilution air hole (4).
6. Gas turbine combustion chamber in accordance with one of the Claims 2 to 4, **characterized in that** the effusion holes (16) are arranged tangentially to the dilution air hole (4).

7. Gas turbine combustion chamber in accordance with one of the Claims 2 to 4, **characterized in that** the effusion holes (16) have both a radial and a tangential component relative to the axis of the dilution air hole (4).

7. Chambre de combustion de turbine à gaz selon une des revendications n° 2 à n° 4, **caractérisée en ce que** les orifices d'effusion (16) possèdent une composante radiale ainsi qu'une composante tangentielle par rapport à l'axe de l'orifice d'air de dilution (4).

Revendications

1. Chambre de combustion de turbine à gaz avec bardeaux de chambre de combustion, dans laquelle les bardeaux de chambre de combustion (3) sont fixés à une structure portante (6) de la chambre de combustion de turbine à gaz et présentent chacun au moins un orifice d'air de dilution (4) qui est aligné sur un orifice d'air de dilution de la structure portante (6), sachant que le diamètre de l'orifice d'air de dilution de la structure portante (6) est de 15 % à 25 % supérieur au diamètre (14) de l'orifice d'air de dilution (4) du bardeau de chambre de combustion (3), **caractérisée en ce que** sur son bord de bardeau (7), le bardeau de chambre de combustion (3) s'appuie de manière non étanche sur la structure portante (6), et que sur le bord de bardeau (7) est rendue possible la formation d'un interstice vers la structure portante (6), sachant que pour établir une pression dynamique sur un bord de bardeau (7), le bord de bardeau (7), vu du côté extérieur de la structure portante (6), dépasse sur le diamètre libre de l'orifice d'air de dilution (4). 10
15
20
25
30
2. Chambre de combustion de turbine à gaz selon la revendication n° 1, **caractérisée en ce que** des orifices d'effusion (16) sont prévus sur le bord de bardeau (7) afin d'établir la liaison avec l'intérieur du bardeau. 35
3. Chambre de combustion de turbine à gaz selon la revendication n° 2, **caractérisée en ce que** les orifices d'effusion (16) sont formés dans le bord de bardeau (7). 40
4. Chambre de combustion de turbine à gaz selon la revendication n° 2 ou n° 3, **caractérisée en ce que** les orifices d'effusion (16) sont formés dans le bardeau de chambre de combustion (3). 45
5. Chambre de combustion de turbine à gaz selon une des revendications n° 2 à n° 4, **caractérisée en ce que** les orifices d'effusion (16) sont disposés radialement par rapport à l'orifice d'air de dilution (4). 50
6. Chambre de combustion de turbine à gaz selon une des revendications n° 2 à n° 4, **caractérisée en ce que** les orifices d'effusion (16) sont disposés tangentielllement par rapport à l'orifice d'air de dilution (4). 55

Abbildung 1:

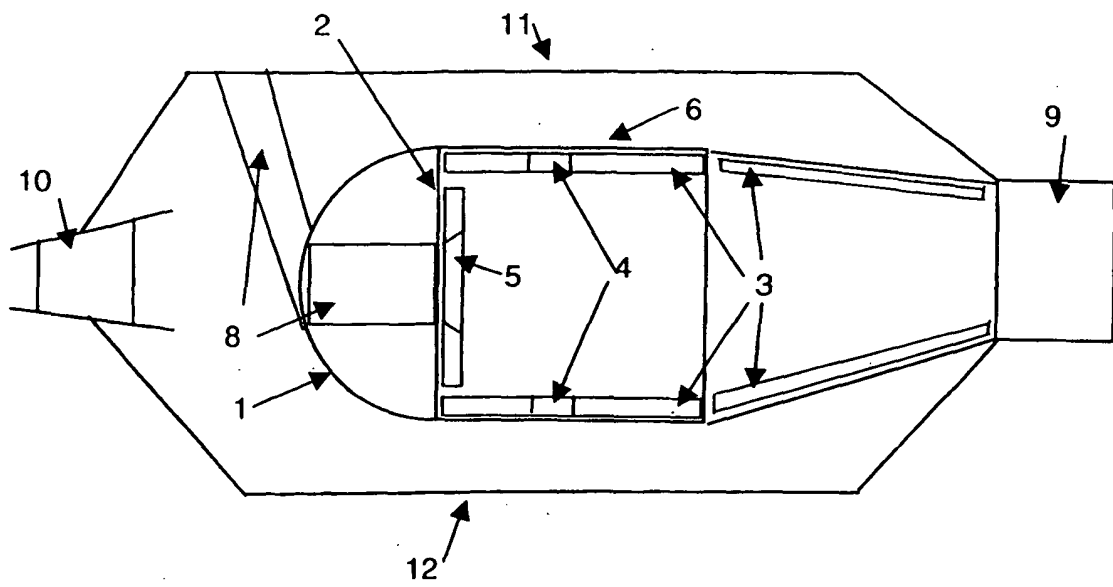


Abbildung 2a:

(Stand der Technik)

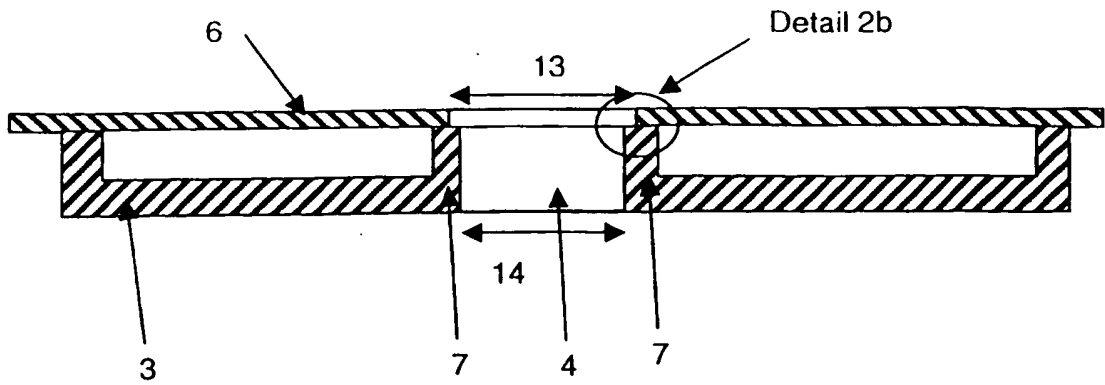


Abbildung 2b:

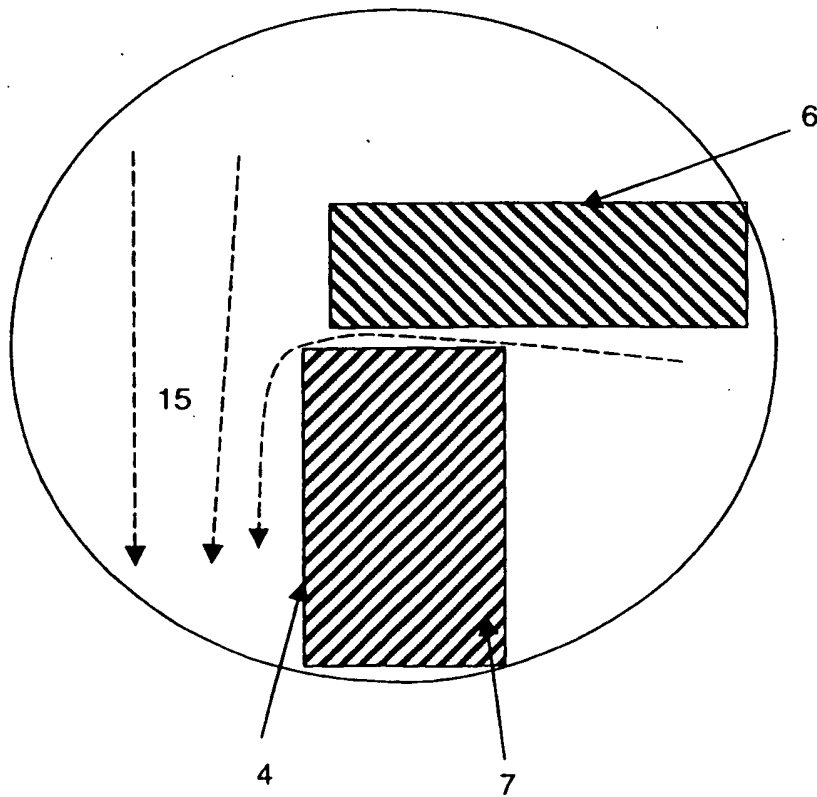


Abbildung 3a:

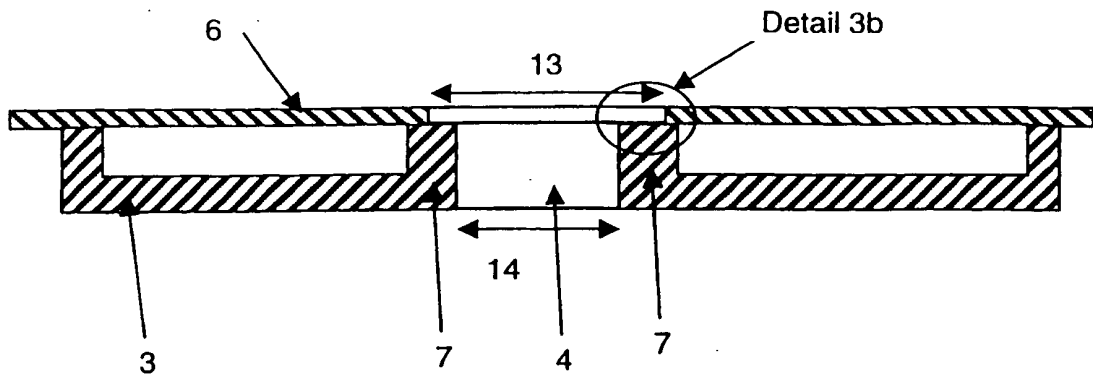


Abbildung 3b:

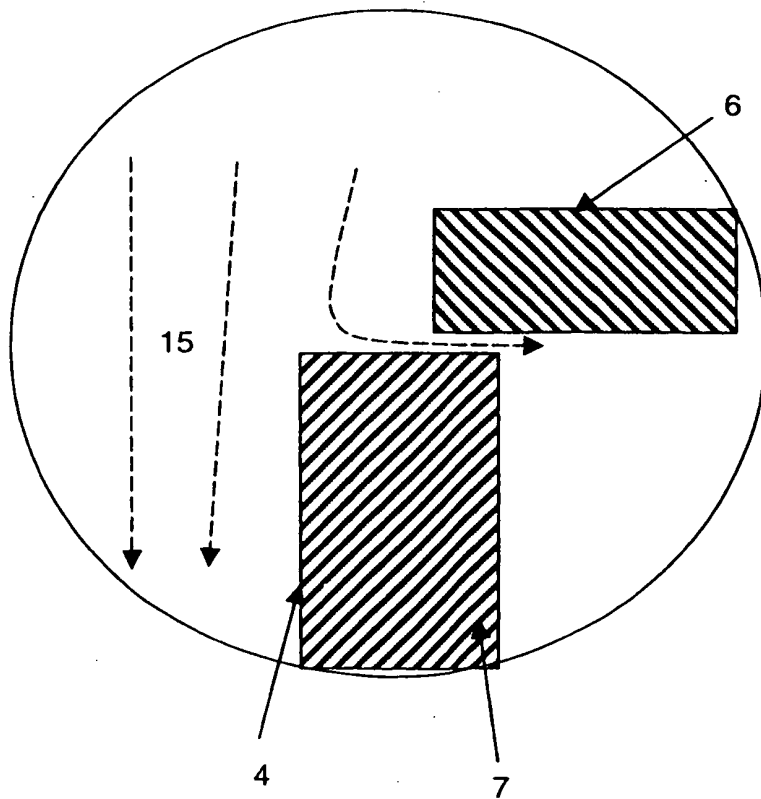


Abbildung 4a:

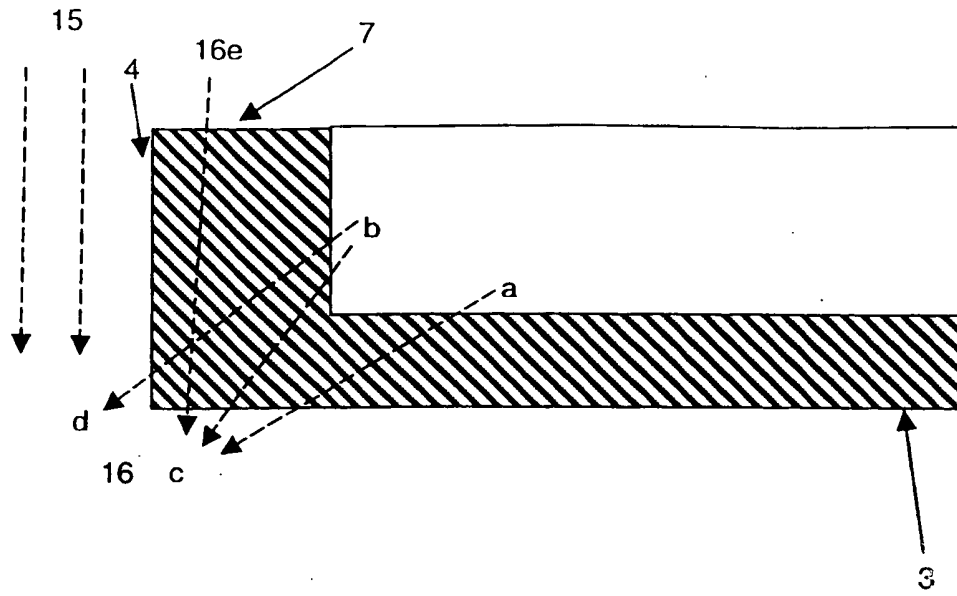
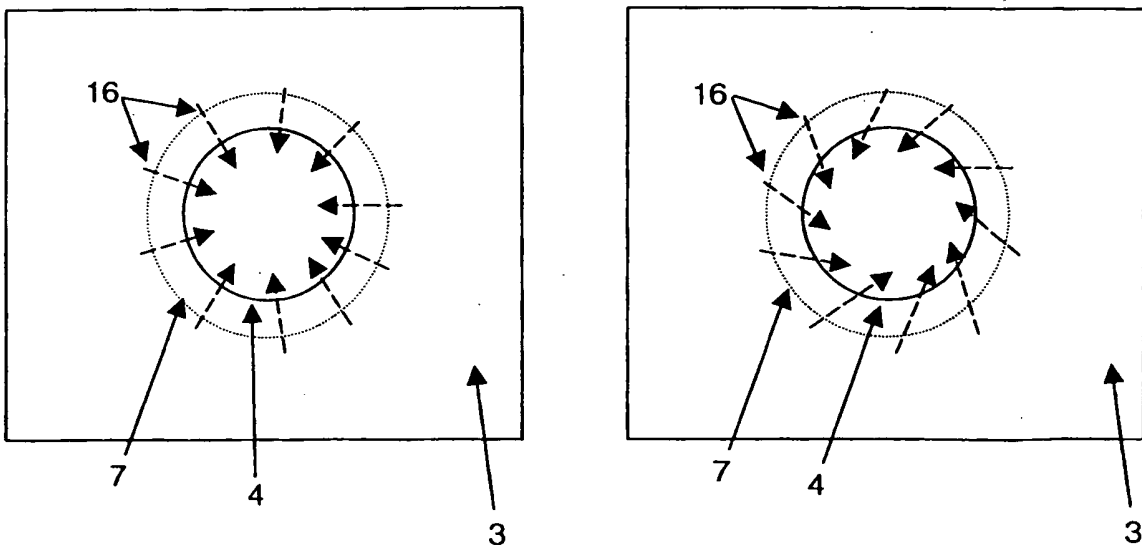


Abbildung 4b:



IN DER BESCHREIBUNG AUFGEFÜHRTE DOKUMENTE

Diese Liste der vom Anmelder aufgeführten Dokumente wurde ausschließlich zur Information des Lesers aufgenommen und ist nicht Bestandteil des europäischen Patentdokumentes. Sie wurde mit größter Sorgfalt zusammengestellt; das EPA übernimmt jedoch keinerlei Haftung für etwaige Fehler oder Auslassungen.

In der Beschreibung aufgeführte Patentdokumente

- US 6145319 A [0003]
- EP 972992 A2 [0003]
- US 4132066 A1 [0007]
- GB 2353589 A [0008]