

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2010-38538

(P2010-38538A)

(43) 公開日 平成22年2月18日(2010.2.18)

(51) Int. Cl.		F I		テーマコード (参考)
F 2 3 R	3/14	(2006.01)	F 2 3 R	3/14
F 2 3 R	3/28	(2006.01)	F 2 3 R	3/28 D
F 0 2 C	7/22	(2006.01)	F 0 2 C	7/22 C

審査請求 未請求 請求項の数 12 O L (全 8 頁)

(21) 出願番号	特願2009-179079 (P2009-179079)	(71) 出願人	390039413
(22) 出願日	平成21年7月31日 (2009.7.31)		シーメンス アクチエンゲゼルシャフト
(31) 優先権主張番号	08013950		Siemens Aktiengesellschaft
(32) 優先日	平成20年8月4日 (2008.8.4)		ドイツ連邦共和国 D-80333 ミュンヘン
(33) 優先権主張国	欧州特許庁 (EP)		Wittelsbacherplatz 2, D-80333 Muenchen, Germany
		(74) 代理人	100075166 弁理士 山口 巖

最終頁に続く

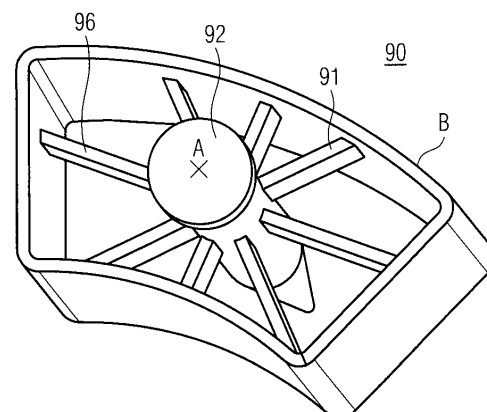
(54) 【発明の名称】 旋回翼および旋回翼装置

(57) 【要約】

【課題】本発明の課題は従来に比較して製造が容易な旋回翼を提供することにある。さらに、上記好適な旋回翼を備えた旋回翼装置（旋回翼配列構造）およびバーナを提供することにある。

【解決手段】バーナに用いられる旋回翼装置における旋回翼が、主燃料ノズル軸線（A）に沿って配置されたハブ（92）と、このハブ（92）を全周にわたりそのハブ（92）から間隔を隔てて取り囲み少なくとも1つのねじれ羽根（91）を有する囲壁（B）とを備え、その羽根（91）がハブ（92）から半径方向外側に囲壁（B）まで延びている旋回翼（90）であって、主燃料ノズル軸線（A）に対して垂直な囲壁（B）の横断面が台形状であるものとする。

【選択図】 図3



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

主燃料ノズル軸線（Ａ）に沿って配置されたハブ（９２）と、このハブ（９２）を全周にわたりそのハブ（９２）から間隔を隔てて取り囲み少なくとも１つのねじれ羽根（９１）を有する囲壁（Ｂ）とを備え、その羽根（９１）がハブ（９２）から半径方向外側に囲壁（Ｂ）まで延びている旋回翼（９０）であって、

主燃料ノズル軸線（Ａ）に対して垂直な囲壁（Ｂ）の横断面が台形状であることを特徴とする旋回翼（９０）。

【請求項 2】

少なくとも１つのねじれ羽根（９１）が三次元ねじれ形状を有していることを特徴とする請求項 1 に記載の旋回翼（９０）。 10

【請求項 3】

囲壁（Ｂ）の複数の隅に複数のコーナー羽根（９６）が存在していることを特徴とする請求項 1 又は 2 に記載の旋回翼（９０）。

【請求項 4】

前記コーナー羽根（９６）の尖っていることを特徴とする請求項 3 に記載の旋回翼（９０）。

【請求項 5】

燃料がハブ（９２）を通して導かれることを特徴とする請求項 1 ないし 4 のいずれか 1 つに記載の旋回翼（９０）。 20

【請求項 6】

複数の燃料噴射ノズルが含まれていることを特徴とする請求項 5 に記載の旋回翼（９０）。

【請求項 7】

燃料がハブ（９２）を通して複数のねじれ羽根（９１）に導かれ、そこで噴射されおよび／又は燃料が追加的にハブから噴射されることを特徴とする請求項 1 ないし 6 のいずれか 1 つに記載の旋回翼（９０）。

【請求項 8】

囲壁（Ｂ）および／又は 囲壁（Ｂ）の複数の隅が流出空気で保護されることを特徴とする請求項 1 ないし 7 のいずれか 1 つに記載の旋回翼（９０）。 30

【請求項 9】

主燃料ノズル軸線（Ａ、Ａ'）に沿って配置されたハブ（９２）並びにそれぞれハブ（９２）を全周にわたりそのハブ（９２）から間隔を隔てて取り囲み少なくとも１つのねじれ羽根（９１）を有する囲壁（Ｂ、Ｂ'）を備えた少なくとも２つの旋回翼（９０ a、９０ b）を備え、そのねじれ羽根（９１）がハブ（９２）から半径方向外側に囲壁（Ｂ）まで延び、少なくとも２つの前記旋回翼（９０ a、９０ b）が環状に配置されている、旋回翼装置（９５）であって、

少なくとも２つの旋回翼（９０ a、９０ b）における主燃料ノズル軸線（Ａ、Ａ'）に対して垂直な囲壁（Ｂ、Ｂ'）の横断面が非円形に形成され、その横断面形状によって少なくとも２つの旋回翼（９０ a、９０ b）の囲壁（Ｂ、Ｂ'）間にできるだけ小さな隙間（d 1）が存在するように形成されていることを特徴とする旋回翼装置（９５）。 40

【請求項 10】

少なくとも１つの旋回翼（９０ a、９０ b）が請求項 1 ないし 8 のいずれか 1 つに記載の旋回翼（９０）であることを特徴とする請求項 9 に記載の旋回翼装置（９５）。

【請求項 11】

燃料・空気混合気を案内するためのパイロットバーナ（１）並びにパイロット燃焼域（２３）を有するパイロット円錐胴（２０）が存在し、複数の旋回翼（９０ a、９０ b）が前記パイロットバーナ（１）の周りに環状に配置されている、請求項 9 又は 10 に記載の旋回翼装置（９５）を備えたバーナ（１００）であって、

前記旋回翼（９０）の幾何学形状が旋回翼（９０）のパイロット円錐胴（２０）への極 50

めて近い位置付けを可能としていることを特徴とするバーナ（１００）。

【請求項１２】

請求項１１に記載のバーナを備えていることを特徴とするガスタービン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本発明はガスタービンの燃焼器における旋回翼および旋回翼装置に関する。

【背景技術】

【０００２】

ガスタービンは公知のように、空気圧縮用の圧縮機と、その圧縮機から供給される圧縮
空気のもとで燃料を燃焼して高温ガスを発生するための少なくとも１つの燃焼器と、その
燃焼器から供給される高温ガスを膨張して仕事をするタービンとを有している。 10

【０００３】

ガスタービンは公知のように望ましくない窒素酸化物（ NO_x ）と一酸化炭素（ CO ）
を放出する。 NO_x 発生に影響を与える公知の要因は燃焼温度にある。その燃焼温度を下
げれば NO_x 発生量は低減する。しかし高い効率を得るためおよび CO 酸化を強化するた
めに高い燃焼温度が望まれる。燃料・空気希薄混合気が冷却して低温燃焼され、これによ
り NO_x 発生量が少なくされることが知られている。希薄燃料混合気を発生するための公
知の技術は、空気と燃料を燃焼前にできるだけ一様に混合するためおよび局所的高温箇所
（いわゆるホットスポット）となる濃い混合気の領域の発生を防止するために、乱流を発生
させることにある。 20

【０００４】

従って、缶形燃焼器や缶環状配置形燃焼器の場合特に予混合装置において、燃料は旋回
翼（旋回流発生器）を介して一般に燃料噴射ノズルで注入される。その場合、圧縮空気は
燃焼器のチャンネルを通して導かれる。少なくとも１つの燃料管に接続された旋回翼がその
チャンネル内に配置されている。その旋回翼は燃焼空気を旋回させ、同時に複数の孔を通し
て燃料を燃焼空気の中に注入する。その混合気は燃焼室に流入し、そこで燃焼される。こ
の燃焼装置によって、燃料と空気のできるだけ一様な混合が達成され、これは NO_x 発生
減少に大きく貢献する。

【０００５】

特に二種類の燃料が使用されるような燃焼機関の場合、例えば燃料油の注入は複数の旋
回翼を介して行われ、それらの旋回翼において燃料油が空気と混合される。それらの旋回
翼はパイロットバーナの周りに通常同心的に配置されている。パイロットバーナにパイロ
ット円錐胴が後置され、このパイロット円錐胴内でパイロット気体燃焼が行われる。流れ
方向においてその下流で主燃焼が行われる。その主燃焼用の燃焼空気は複数の旋回翼を通
って流れ、そこで燃料と混合される。その混合気の旋回翼間の中間領域での望ましくない
点火を防止するために、旋回翼間の中間領域が空気ないし空気・燃料混合気で貫流される
。その空気は混合の向上に対しておよび／又は最大燃焼温度の低下のためには限られた範
囲でしか利用できない。 30

【０００６】

特許文献１に、燃焼空気入口側が円形横断面をしている旋回翼が開示されている。その
円形横断面は流れ方向に徐々に広がっている。互いに隣接する複数の旋回翼は最終的に環
状隙間の形に配列集合されている。これは製造技術上において実施が難しい。 40

【先行技術文献】

【特許文献】

【０００７】

【特許文献１】米国特許第６０３８８６１号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【０００８】

本発明の第１の課題は上述した欠点が解消された旋回翼を提供することにある。本発明の第２の課題は有利な旋回翼装置（旋回翼配列構造）を提供することにある。本発明のもう１つの課題は有利なバーナを提供することにある。

【課題を解決するための手段】

【０００９】

その第１の課題は請求項１に記載の旋回翼によって解決される。第２の課題は請求項９に記載の旋回翼装置によって解決される。バーナについての課題は請求項１１に記載のバーナによって解決される。

【発明の効果】

【００１０】

10

これによってまず、主燃料ノズル軸線（Ａ）に沿って配置されたハブと、このハブを全周にわたりそのハブから間隔を隔てて取り囲む囲壁（Ｂ）とで旋回翼を形成することを提案し、その旋回翼はハブから半径方向外側向きに囲壁（Ｂ）まで延びる少なくとも１つのねじれ羽根を有している。この場合、本発明に基づいて、軸線（Ａ）に対して垂直な囲壁（Ｂ）の横断面が台形をしている。本発明は、現在の旋回翼の幾何学形状の場合には、旋回翼間の中間領域での点火を防止するために、その中間領域を空気で激しく貫流させる必要があるということを認識している。これに対して本発明では、台形の横断面は、特に２つの旋回翼を相対して、バーナの中に非常に簡単に組み入れることを可能とし、これによって、その中間領域での点火が空気の強い洗流なしでも防止できる。その台形はほぼ平行な２つの辺を有するすべての四辺形を含む。それらの辺は緩やかな湾曲を有することもできる。その囲壁（Ｂ）の複数の隅が丸みを有することもできる。囲壁（Ｂ）のすべての辺が緩やかな湾曲を有することもできる。

20

【００１１】

好適には、少なくとも１つのねじれ羽根は三次元形状を有している。それに加えて、囲壁（Ｂ）の複数の隅に複数のコーナー羽根（Eckschaufel）が存在することができる。これらのコーナー羽根は尖っていてもよく、ハブから囲壁（Ｂ）に向けられるかその逆に向けられる。これらのコーナー羽根はハブから囲壁（Ｂ）まで繋がっている必要はない。このことは強く三次元化された流れ場のより良い空力学的流れに役立つ。

【００１２】

追加的に、囲壁（Ｂ）の複数の隅を流出空気で保護することができる。これは逆火を防止する。

30

【００１３】

燃料をハブを通して導くことができれば好適である。

【００１４】

有利な実施態様において、複数の燃料噴射ノズルが配置されている。これらはねじれ羽根に配置することができる。そのようにして、運転中に燃料が空気ないし空気・燃料混合気の中に注入される。

【００１５】

さらに本発明に基づいて、主燃料ノズル軸線（Ａ、Ａ'）に沿って配置されたハブ並びにそれぞれこのハブを全周にわたりそのハブから間隔を隔てて取り囲み少なくとも１つのねじれ羽根を有する囲壁（Ｂ、Ｂ'）を備えた少なくとも２つの旋回翼を備え、そのねじれ羽根がハブから半径方向外側に向いて囲壁（Ｂ）まで延び、少なくとも前記２つの旋回翼が環状に配置されている、旋回翼装置（旋回翼配列構造）を提案する。本発明に基づいて、少なくとも２つの旋回翼における主燃料ノズル軸線（Ａ、Ａ'）に対して垂直な囲壁（Ｂ、Ｂ'）の横断面が非円形に形成され、その横断面形状によって少なくとも２つの旋回翼の囲壁（Ｂ、Ｂ'）間にできるだけ小さな隙間（ d_1 ）が存在するように形成されている。それらの旋回翼はここでも台形横断面を有する。これらの旋回翼のこの幾何学形状によって、旋回翼間の隙間は非常に狭くなり、少量の空気で洗流されるだけで済む。これにより、いまや多量の空気が最大温度の低下および／又は混合の向上に用立てられる。

40

【００１６】

50

また本発明に基づいて、燃料・空気混合気を案内するためのパイロットバーナ並びにパイロット燃焼域を有するパイロット円錐胴を含み、複数の旋回翼がパイロットバーナの周りに環状に配置されている旋回翼装置を備えたバーナを提案する。これにより、このバーナは旋回翼の幾何学形状がこれらの旋回翼のパイロット円錐胴への極めて近い位置付けを可能とするという特徴を有する。

【 0 0 1 7 】

好適には、かかるバーナはガスタービンに利用される。

【 0 0 1 8 】

以下図に示した実施例を参照して本発明を詳細に説明する。なお各図において同一部分には同一符号が付されている。

10

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 9 】

【図 1】従来におけるバーナの概略縦断面図。

【図 2】図 1 の A - A 線に沿ったバーナの概略横断面図。

【図 3】本発明に基づく旋回翼の斜視図。

【図 4】本発明に基づく旋回翼装置（旋回翼配列構造）の正面図。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 2 0 】

図 1 はノズルケース 6 とノズルケース下部 5 とを備えたバーナ 100 を示している。点火燃料用の噴射開口 4 を有するパイロットバーナ 1 がノズルケース 6 を貫通して延び、ノズルケース下部 5 に固定されている。複数の主燃料ノズル 2 がパイロットバーナ 1 に対して平行にノズルケース 6 を貫通して延び、ノズルケース下部 5 に固定されている。燃料供給管 16 がそれらの主燃料ノズル 2 に燃料を供給する。

20

【 0 0 2 1 】

主燃焼域 9 が外被管 19 の内部に形成されている。パイロット円錐胴 20 がパイロットバーナ 1 の点火燃料用の噴射開口 4 の近くから突出し、主燃焼域 9 のそばに円錐状拡張端 22 を有している。パイロット円錐胴 20 は点火火炎域 23 を形成する形状を有している。

【 0 0 2 2 】

圧縮空気 101 が圧縮機 50 から支えリブ 7 間を通り、主燃焼空気旋回装置 8 を通って主燃焼域 9 に流入する。各主燃焼空気旋回装置 8 はパイロットバーナ 1 に対して平行に延び、主燃焼域 9 に隣接している。各主燃料ノズル 2 はそれぞれ旋回翼（旋回流発生器）80 により包囲されている。それらの旋回翼 80 は圧縮空気 101 と燃料 102 を互いに混合するために旋回流を発生させる。燃料・空気混合気 103 は主燃焼域 9 に運ばれ、そこで燃焼される。

30

【 0 0 2 3 】

圧縮空気 101 はパイロット旋回翼 11 の内部に存在する静止羽根 10 を通っても点火火炎域 23 に侵入する。その圧縮空気 101 はパイロット円錐胴 20 の内部で点火燃料 30 と混合し、点火火炎域ないしパイロット火炎域 23 に搬送され、そこで燃焼される。

【 0 0 2 4 】

40

図 2 は図 1 のバーナ 100 を A - A 線に沿った断面図で示している。図 2 に示されているように、パイロットバーナ 1 は複数の主燃料ノズル 2 によって環状に取り囲まれている。各主燃料ノズル 2 は旋回翼 80 から成る主燃焼空気旋回装置 8 でそれぞれ取り囲まれている。それらの主燃焼空気旋回装置 8 は相互に間隔 d を隔てられている。この形態において、パイロットバーナ 1 は互いに等間隔を隔てて配置された複数の主燃料ノズル 2 によって取り囲まれているが、その主燃料ノズル 2 間の間隔は変化させることもできる。パイロット円錐胴 20 の円錐拡張端 22 は外被管 19 と共に円環状流路を形成している。燃料・空気混合気 103 はその円環状流路を通して主燃焼域 20 に流入する。

【 0 0 2 5 】

主燃焼空気旋回装置 8 間における、以下において隙間とも呼ぶ、空間での混合気の望ま

50

しくない点火を防止するために、その主燃焼空気旋回装置 8 間の隙間は空気で強力に洗流される。その空気は混合の向上のためにおよび / 又は最大燃焼温度の低減のために限られた範囲でしか利用できない。燃料と空気の希薄混合気が冷却して低温燃焼されることによって、 NO_x 発生量が低下されることが知られているので、洗流に必要な空気は単純な様式で最少にすることが望ましい。

【実施例 1】

【0026】

図 3 は特にガスタービンにおける旋回翼（旋回流発生器）90 を示している。この旋回翼 90 は囲壁 B を有し、この囲壁 B は主燃料ノズル軸線 A に対して垂直な横断面が台形の形をしている。その旋回翼 90 は少なくとも 1 つのねじれ羽根 91 を有している。旋回翼 90 はほぼ中央にあるハブ 92 に配置されている。このハブ 92 を通して燃料の供給も行われる。そのために、中央ハブ 92 は燃料管に接続されている。そのねじれ羽根 91 は、好適には、三次元形状羽根として形成されている。燃料はハブ 92 あるいは複数のねじれ羽根から注入することができる。それらの羽根は三次元的流れ場のより良い空力学的流れを生じさせる。特に囲壁 B の複数の隅で三次元形状羽根を使用することができる。囲壁 B の複数の隅に追加的に、横断面の隅から尖っているコーナー羽根 96 を設けることもできる。これらのコーナー羽根 96 は囲壁 B の複数の隅に配置され、ハブ 92 まで延びることができるが、囲壁 B とハブ 92 との間に終端することもできる。これによって、より一様でより良好な流れ状態が得られる。また、囲壁 B の複数の隅が流出空気で貫流されることも有利であり、これによって、それらの隅は特に有利に逆火から保護される。燃料噴射用の複数のねじれ羽根 91 は旋回翼 90 の囲壁 B に固く結合されている。あるいはまた、それらのねじれ羽根 91 はハブ 92 だけに結合され、いわば部品としてハブ 92 だけに懸架されることもできる。これは製造技術的により簡単に製造でき、従ってコスト削減が図れる。

【0027】

図 4 は複数の旋回翼 90 a、90 b から構成された旋回翼装置（旋回翼配列構造）95 を示している。それらの旋回翼 90 a、90 b はパイロットバーナ 1 の周りに同心的に環状に配置されている。それらの旋回翼 90 a、90 b は相互に小さな間隔 d1 を隔てられている。囲壁 B の横断面が台形であることによって、有利な幾何学的形状により、複数のセグメントを有する環状の隙間輪郭が円周方向に形成されるので、旋回翼はパイロット円錐胴 20 の平面に非常に近づけて設置できる。

【0028】

本発明によって、円周方向にセグメント化された旋回流をそれぞれ発生する横断面が非円形の旋回翼（旋回流発生器）が形成されている。さらに本発明によって、上述した隙間における望ましくない点火を防止するために、その隙間を通して少量の空気を貫流させるだけで済む。これによって、多量の空気が燃焼に用立てられる。もう 1 つの利点は単純な機械的形態にあり、これに伴って、より頑丈になり、かつより安価に製造できる。

【符号の説明】

【0029】

- 1 パイロットバーナ
- 20 パイロット円錐胴
- 90 旋回翼（旋回流発生器）
- 91 ねじれ羽根
- 92 ハブ
- 95 旋回翼装置（旋回翼配列構造）
- 96 コーナー羽根
- A 主燃料ノズル軸線
- B （旋回翼）囲壁

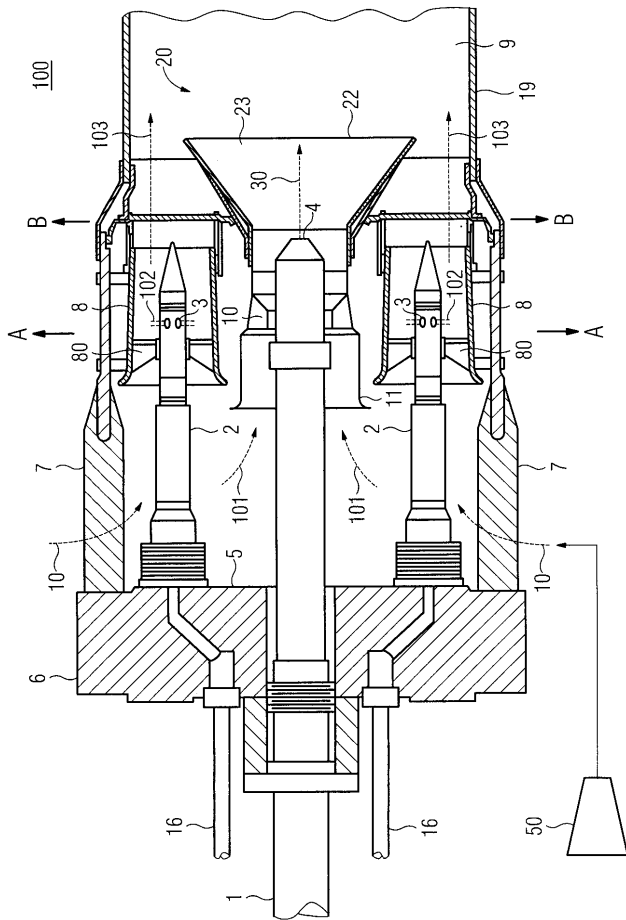
10

20

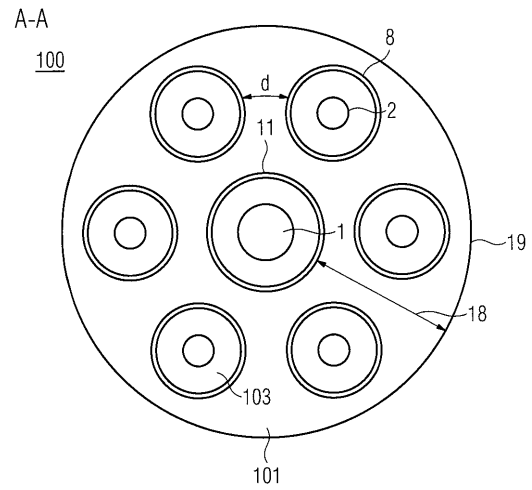
30

40

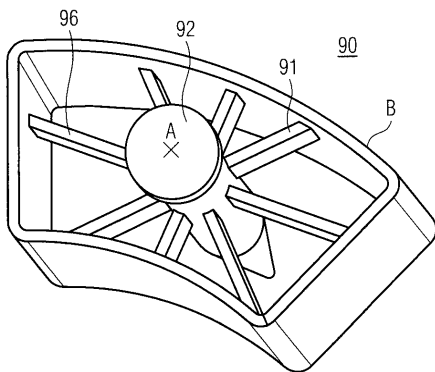
【図 1】



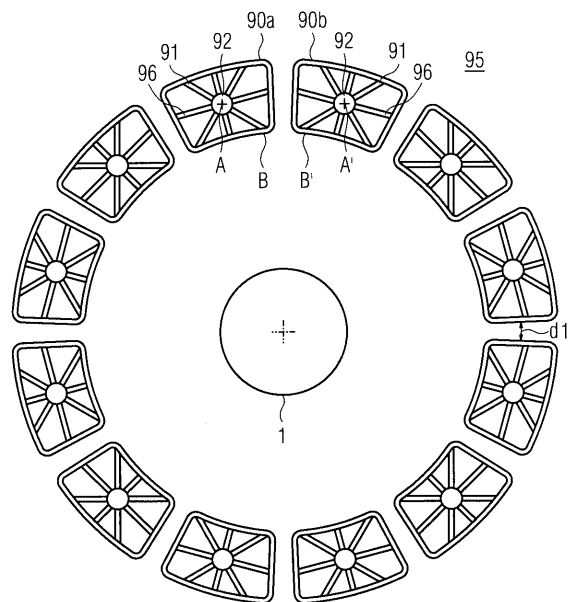
【図 2】



【図 3】



【図 4】



フロントページの続き

(72)発明者 マルクス フィッシャー

ドイツ連邦共和国 4 5 4 6 8 ミュールハイム アン デア ルール カンプシュトラーク 2

(72)発明者 ミハエル フート

ドイツ連邦共和国 4 5 2 3 9 エッセン ルートヴィヒシュトラーク 2 5

(72)発明者 ベルント プラデ

ドイツ連邦共和国 4 5 4 7 9 ミュールハイム ジープマンズ ホーフ 1 6