

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6514455号  
(P6514455)

(45) 発行日 令和1年5月15日 (2019.5.15)

(24) 登録日 平成31年4月19日 (2019.4.19)

(51) Int.Cl.

F I

FO1D 9/04 (2006.01)  
FO2C 9/16 (2006.01)  
FO1D 5/14 (2006.01)  
FO1D 9/02 (2006.01)  
FO4D 19/02 (2006.01)

FO1D 9/04  
FO2C 9/16 Z  
FO1D 5/14  
FO1D 9/02 1 O 1  
FO4D 19/02

請求項の数 5 (全 10 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2014-157284 (P2014-157284)  
(22) 出願日 平成26年8月1日 (2014.8.1)  
(65) 公開番号 特開2015-36544 (P2015-36544A)  
(43) 公開日 平成27年2月23日 (2015.2.23)  
審査請求日 平成29年7月24日 (2017.7.24)  
(31) 優先権主張番号 13/963,689  
(32) 優先日 平成25年8月9日 (2013.8.9)  
(33) 優先権主張国 米国 (US)

前置審査

(73) 特許権者 390041542  
ゼネラル・エレクトリック・カンパニー  
アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123  
45、スケネクタデイ、リバーロード、1  
番  
(74) 代理人 100137545  
弁理士 荒川 聡志  
(74) 代理人 100105588  
弁理士 小倉 博  
(74) 代理人 100113974  
弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ターボ機械エアフォイル位置決め

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ディフューザと複数のエアフォイル列とを有するターボ機械であって、  
前記複数のエアフォイル列は、

(1) 前記ディフューザに隣接した第1のエアフォイル列であって、静翼及び動翼より  
成る群から選択された第1の種類より成る第1のエアフォイル列と、

(2) 前記第1のエアフォイル列に隣接した第2のエアフォイル列であって、前記第1  
の種類とは異なる第2の種類より成る第2のエアフォイル列と、

(3) 前記第2のエアフォイル列に隣接して、前記第1の種類より成る第3のエア  
フォイル列と、

(4) 前記第3のエアフォイル列に隣接して、前記第2の種類より成る第4のエア  
フォイル列とを含んでおり、

前記第1及び第3のエアフォイル列または第2及び第4のエアフォイル列が、互いにそ  
のクロッキング位置がずらされて、前記ターボ機械の運転状態中に前記第1のエアフォ  
イル列に隣接した前記ディフューザ内の少なくとも1つのスパン方向位置における空気流  
の円周方向圧力の変動を低減し、

クロッキング位置がずらされた前記第1及び第3のエアフォイル列または前記第2及び  
第4のエアフォイル列が、同じピッチを持つ、  
を特徴とするターボ機械。

【請求項 2】

前記ターボ機械はガスタービンである、請求項 1 記載のターボ機械。

【請求項 3】

前記複数のエアfoil列の内の少なくとも 1 つのエアfoil列は、前記ディフューザの表面上の少なくとも 1 つの点における空気流圧力の第 1 の変動を示す第 1 の相対的位置であって、第 2 の相対的位置で示される前記ディフューザ内の少なくとも 1 つの点における空気流圧力の第 2 の変動よりも小さい該第 1 の変動を示す第 1 の相対的位置にクロッキング位置がずらされる、請求項 1 または 2 に記載のターボ機械。

【請求項 4】

前記第 1 及び第 2 の変動は、前記ターボ機械の前記少なくとも 1 つのエアfoil列及び別のエアfoil列の相対的位置を用いて計算され、

前記第 1 及び第 2 の変動は、計算流体力学方程式を用いて計算され、

前記計算流体力学方程式はナビエ - ストークス方程式を含んでいる、請求項 3 記載のターボ機械。

【請求項 5】

クロッキング位置がずらされる前記複数のエアfoil列の内の前記少なくとも 1 つのエアfoil列は、前記第 3 のエアfoil列を含んでおり、

前記第 1 及び第 3 のエアfoil列は動翼列であり、また前記第 2 及び第 4 のエアfoil列は静翼列である、請求項 1 乃至 4 のいずれかに記載のターボ機械。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、一般的に云えば、ターボ機械に関し、より詳しく云えば、エアfoil(air foil) の位置決めに関するものである。

【背景技術】

【0002】

タービン、エンジン及び圧縮機のようなターボ機械は、複数の静翼(stationary vane)及び動翼(rotating blade)を含む。これらは、典型的には、機械の長手方向軸の周りに且つ該軸に沿って配置された交互のスタックされたエアfoil列として配列される。静翼はタービン・ケーシングに取り付けられ、また動翼はディスクに取り付けられ、該ディスクはシャフトに接続される。このような機械の効率を改善するための取り組みとして、1 つの列内のエアfoilの円周方向の位置を、隣接の又は近隣の列のエアfoilの円周方向位置に対して相対的に割り出す又は「クロック(clock) する」ことがなされている。典型的には、このような改善は、動翼に及ぼす静翼の伴流の影響を低減することによって達成される。

【0003】

ガスタービンのような或る種のターボ機械は、タービンの最終段に隣接して配置されたディフューザを含む。このようなディフューザは、タービンの排出流を減速して、動的エネルギーを静圧の上昇へ変換するように構成されて、該ディフューザに入る流れの円周方向の変動が低減されているときに該変換をより効率よく行うように構成されている。既知のターボ機械及びクロッキング方法は、ディフューザディフューザに入る流れの場の円周方向変動を対象とせず又は考慮していない。実際に、或る種のクロッキング(clocking)方法は、タービンの他の領域での効率を良くするため、例えば、エアfoilにおけるエネルギー効率を増大し又は振動及び応力を低減するために、円周方向変動を増大させることがある。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献 1】米国特許第 8 2 9 7 9 1 9 号

【発明の概要】

## 【 0 0 0 5 】

本発明の様々な実施形態は、一般に、ターボ機械に関し、より詳しく述べると、ターボ機械のディフューザに入る空気流圧力変動を低減するためのターボ機械エアフォイルのクロッキングに関する。

## 【 0 0 0 6 】

一実施形態では、本発明は、ディフューザと複数のエアフォイル列とを有するターボ機械を提供し、該複数のエアフォイル列は、( 1 ) 前記ディフューザに隣接した第 1 のエアフォイル列であって、静翼及び動翼より成る群から選択された第 1 の種類より成る第 1 のエアフォイル列と、( 2 ) 前記第 1 のエアフォイル列に隣接した第 2 のエアフォイル列であって、前記第 1 の種類とは異なる第 2 の種類より成る第 2 のエアフォイル列と、( 3 ) 前記第 2 のエアフォイル列に隣接して、前記第 1 の種類より成る第 3 のエアフォイル列とを含んでおり、前記複数のエアフォイル列の内の少なくとも 1 つのエアフォイル列は、前記ターボ機械の別のエアフォイル列に対してクロックされて、前記ターボ機械の運転状態中に前記第 1 のエアフォイル列に隣接した前記ディフューザ内の少なくとも 1 つのスパン方向位置における空気流の円周方向の圧力の変動を低減する。

10

## 【 0 0 0 7 】

別の実施形態では、本発明は、ターボ機械のディフューザに入る空気流圧力の変動を低減する方法を提供する。当該方法は、前記ターボ機械の少なくとも 3 つのエアフォイル列を横切る空気流を計算する段階を含み、前記少なくとも 3 つのエアフォイル列は、( 1 ) 前記ターボ機械の前記ディフューザに隣接した第 1 のエアフォイル列であって、静翼及び動翼より成る群から選択された第 1 の種類より成る第 1 のエアフォイル列と、( 2 ) 前記第 1 のエアフォイル列に隣接した第 2 のエアフォイル列であって、前記第 1 の種類とは異なる第 2 の種類より成る第 2 のエアフォイル列と、( 3 ) 前記第 2 のエアフォイル列に隣接して、前記第 1 の種類より成る第 3 のエアフォイル列とを含んでいる。当該方法はまた、前記ディフューザの少なくとも 1 つのスパン方向位置における圧力変動を評価する段階と、前記圧力変動が所定の目標内にあるかどうか決定する段階とを含む。

20

## 【 0 0 0 8 】

更に別の実施形態では、本発明は、ターボ機械のディフューザに入る空気流圧力の変動を低減する方法を提供する。当該方法は、前記ターボ機械の少なくとも 3 つのエアフォイル列を横切る空気流を計算する段階と、前記ターボ機械のディフューザの少なくとも 1 つのスパン方向位置における第 1 の圧力変動を評価する段階と、前記 3 つのエアフォイル列の内の少なくとも 1 つのエアフォイル列の相対的クロッキング位置を変更する段階と、前記少なくとも 3 つのエアフォイル列を横切る空気流を再計算する段階と、前記ディフューザの前記少なくとも 1 つのスパン方向位置における第 2 の圧力変動を評価する段階と、前記第 2 の圧力変動が前記第 1 の圧力変動よりも小さいかどうか決定する段階と、前記第 2 の圧力変動が前記第 1 の圧力変動よりも小さい場合に、前記少なくとも 1 つのエアフォイル列の変更した相対的クロッキング位置を使用して前記ターボ機械を運転する段階とを有する。

30

## 【 0 0 0 9 】

本発明の実施形態のこれらの及び他の特徴は、本発明の実施形態を図示する添付図面を参照した本発明の様々な面についての以下の詳しい説明からより良く理解されよう。

40

## 【 0 0 1 0 】

ところで、図面は縮尺通りでないこと、また、図面は本発明の典型的な面のみを描出していることに留意されたい。従って、図面は本発明の範囲を制限するものと見なすべきではない。図面では、全図を通じて同様な要素を同様な参照符号で表す。

## 【図面の簡単な説明】

## 【 0 0 1 1 】

【図 1】図 1 は、ターボ機械の複数のエアフォイル及びディフューザの概略図を示す。

【図 2】図 2 は、ディフューザに最も近いエアフォイル列に隣接した位置におけるディフューザの断面形状の概略図を示す。

50

【図 3】図 3 は、ディフューザの半径方向スパンにわたって測定された圧力のグラフ表示である。

【図 4】図 4 は、本発明の一実施形態に従った方法の流れ図を示す。

【図 5】図 5 は、本発明の一実施形態に従ったエアfoil・クロッキングの前及び後でのディフューザの表面における圧力変動のグラフ表示である。

【発明を実施するための形態】

【0012】

図 1 は、例えばガスタービンにおいて見られるような隣接する一群のエアfoil列 110、120、130、140、150 及び 160 の概略表現である。列 160 はタービンの最後の（すなわち、最も下流の又は終端の）エアfoil列であって、ディフューザ 180 に隣接して位置する。列 110、130 及び 150 は静翼を示す。列 120、140 及び 160 は動翼を示し、これらは運転時には R 方向に回転する。当業者には理解されるように、本発明の他の実施形態では、列 110、130 及び 150 は動翼を構成することができ、また列 120、140 及び 160 は静翼を構成することができる。

【0013】

同様に、当業者には理解されるように、列 110、120、130、140、150 及び 160（これらを、以後、第 1、第 2、第 3、第 4、第 5 及び第 6 の列とそれぞれ呼ぶ）は、相対的な列の順序を記述することを意図したものである。すなわち、本発明の様々な実施形態に従ったタービン又は他のターボ機械は、図 1 に示された 6 個よりも多い数のエアfoil列を含むことができ、また本発明の様々な実施形態に従った方法は、6 個のエアfoil列よりも多い又は少ない数のエアfoilを持つターボ機械に適用し得る。以下に更に詳しく述べるように、本発明の様々な実施形態に従った方法は、ディフューザ及び 3 つ以上のエアfoil列を持つタービン又は他のターボ機械に適用可能である。

【0014】

図 1 に示されている複数のエアfoil及びそれらの形状は、一例に過ぎず、本発明の範囲を制限するものと見なすべきではない。本発明の様々な実施形態に従った方法、並びに本発明の様々な実施形態に従って製造され又は構成されたターボ機械では、任意の数、形状及びサイズのエアfoilを含むことができる。

【0015】

エアfoilのピッチは、同じ列内の隣り合うエアfoilの対応する特徴部の間の円周方向距離として記述することができる。例えば、図 1 に示されているように、ピッチ P は静翼 10 及び静翼 12 の高曲率点の間の距離である。勿論、ピッチ P を定義するために他の特徴部を用いることができる。例えば、ピッチ P は、隣り合う静翼の前縁間で測定することができ、これは円筒形流路において後縁間の距離と同じ距離になるであろう。

【0016】

図 1 から分かるように、第 1 の列 110 は列 130 に対してクロックされ、静翼 30 が静翼 10 から距離  $d$  だけずらされている。距離  $d$  は、例えば、ピッチ P の関数として、例えばピッチ P の 0.1、0.2、0.3 等として表すことができる。図 1 に示されているように、距離  $d$  は、例えば、ピッチ P の 0.3 とすることができる。

【0017】

当業者に理解されように、それらのクロックされたエアfoil列は実質的に同じピッチを持つが、一列内のエアfoilは、それがクロックされている列の中の対応するエアfoilから位置がずらされる。図 1 はまた、列 110、120、130、140、150 及び 160 を通ってディフューザ 180 へ流れる複数の流体流 A、B、C、D 及び E も示している。

【0018】

図 2 は、第 4 の列 140（図 1）に隣接するディフューザ 180 の概略図である。流体流はスパン S にわたってディフューザ 180 に入る。スパン S は、内周  $C_1$ （0%スパン）から外周  $C_2$ （100%スパン）まで延在する。ディフューザ 180 に入る流れの円周方向の圧力変動は機械全体の効率を低減させる。

10

20

30

40

50

## 【 0 0 1 9 】

図 3 は、典型的なタービンのディフューザのスパンにわたって測定した圧力のグラフを示す。0 % スパンから 1 0 0 % スパンまで測定された最小圧力 1 8 2 は、最大圧力 1 8 6 よりもかなり小さい。平均圧力 1 8 4 は、予想される通り、最小圧力 1 8 2 と最大圧力 1 8 6 との中間である。最小圧力 1 8 2 と最大圧力 1 8 6 との差を低減するために取られるどのようなステップも、ディフューザ及びターボ機械全体の効率を改善すると考えられる。

## 【 0 0 2 0 】

既知のクロッキング手法は、動翼についての静翼伴流の影響のような、非効率又は歪みの他の原因に対処するために用いられているが、このような手法は一般に、ディフューザから最も遠くに位置する「上流の」エアfoil列に焦点を合わせている。本出願人は、最後の段のエアfoil（ディフューザに近い方のエアfoil）のクロッキングが、ディフューザに入る流れの場の変動を有意に低減し、これによってディフューザの性能及び空気力学的頑丈さを改善することを見出した。本発明の或る実施形態では、このような最後の段のエアfoilのクロッキングは、ディフューザに最も近い 3 つの隣接のエアfoil列の内の少なくとも 2 つのエアfoil列におけるクロッキングを含む。

10

## 【 0 0 2 1 】

例えば、再び図 1 を参照して説明すると、本発明の一実施形態では、第 3 及び第 5 の列 1 3 0 及び 1 5 0 を互いに対してクロックすることができる。本発明の別の実施形態では、第 2 及び第 4 の列 1 2 0 及び 1 4 0 もまた互いに対してクロックすることができる。当業者には、エアfoil列のクロッキングを、対の又は一群の静翼列に関して、並びに対の又は一群の動翼列に関して実施できることが理解されよう。

20

## 【 0 0 2 2 】

図 4 は、本発明の一実施形態に従ってディフューザに入る流れの変動を低減するためにエアfoilをクロックする方法の流れ図を示す。段階 S 1 において、ディフューザに最も近い少なくとも 3 つのエアfoil列を横切る空気流が計算される。前に述べたように、少なくとも 3 つのエアfoil列は、一对の静翼列と中間の動翼列とを、又は一对の動翼列と中間の静翼列とを含むことができる。例えば、再び図 1 を参照して説明すると、段階 S 1 において計算しようとする空気流が横切る少なくとも 3 つのエアfoil列は、列 1 4 0、1 5 0 及び 1 6 0 を含む。

30

## 【 0 0 2 3 】

ターボ機械エアfoilを横切る空気流の計算は、典型的には、乱流をモデル化する計算流体力学 (CFD) に依存する。本発明の実施形態によっては、これは、(粘性熱伝導性流体についての基本的な支配方程式である) ナビエ - ストークス (Navier-Stokes) 又はレイノルズ平均化ナビエ - ストークス・ソルバー (solver) 方程式を用いることができる。他のソルバー方程式もまた、当業者によって理解されるような多数の理由のために用いることができる。

## 【 0 0 2 4 】

ナビエ - ストークス・ソルバー方程式は、質量の保存についての連続方程式、運動量保存の方程式、及びエネルギー保存の方程式を含んでいる一組の微分方程式である。これらの方程式は、空間及び時間変数、並びに圧力、温度及び密度変数を用いる。勿論、当業者に認識されるように、他の CFD 方程式及び手法を使用することができる。特に、他のソルバー方程式を用いることができること、また他の CFD 方程式、手法、又はソルバー方程式の使用が本発明の範囲内に含まれるものとしていることに留意されたい。

40

## 【 0 0 2 5 】

再び図 4 について説明すると、段階 S 2 において、段階 S 1 において計算された流れを用いて、関心のある 1 つ又は複数のスパン位置においてディフューザにおける圧力変動を評価する。或る実施形態では、圧力変動は、ディフューザの (その内周 (図 2 の  $C_1$ ) における) 0 % スパンから (その外周 (図 2 の  $C_2$ ) における) 1 0 0 % スパンまでのスパン全体にわたって複数の代表的な位置において評価することができる。他の実施形態

50

では、圧力変動は、単一の位置において、例えば、0 % スパンの位置において評価することができる。

【0026】

以下に説明するように、当業者には、典型的には、ディフューザにおける圧力変動が完全に除去されないことが認められよう。このような場合、一般に、特定のターボ機械にとって許容できる幾分かのレベルの圧力変動がディフューザに存在する。これは、例えば、平均圧力からの百分率偏差であってよい。従って、本発明の様々な実施形態に従ったエアフォイルのクロッキングは、典型的には、このような目標とする圧力変動に等しいか又はそれより小さい点まで圧力変動を低減しようとするものである。

【0027】

段階S3において、同様な種類のエアフォイルの少なくとも1つの上流の列の相対的クロッキング位置が変更される（例えば、ディフューザに隣接したエアフォイル列が動翼列である場合、上流の動翼列の相対的クロッキング位置が変更される）。例えば、図1を参照して説明すると、段階S3においてクロッキングを変更することは、列160の動翼に対する列140の動翼のクロッキングをピッチPの関数として変更することを含む。

【0028】

本発明の他の実施形態では、段階S3においてクロッキングを変更することは、列150に対する列130のクロッキングを変更することを含むことができる。当業者には、段階S3を実施する際に上流のエアフォイル列の相対的位置に他の変更を行い得ることが認められよう。

【0029】

いずれの場合でも、段階S4において、変更されたクロッキング位置を使用して、流れが再計算され、そして段階S5において、圧力変動が再評価される。

【0030】

段階S6において、段階S5における圧力変動が目標の圧力変動（例えば、測定された平均圧力の5 %）内にあるかどうか決定される。もしそうであれば（すなわち、段階S6において「YES」であれば）、段階S7において、変更されたクロッキング位置をターボ機械の運転に用いることができる。またそうでない場合（すなわち、段階S6において「NO」であれば）、段階S5における圧力変動が目標の圧力変動内にあると段階S6において見い出されるまで、段階S3～段階S6をループとして繰り返すことができる。

【0031】

段階S6での目標の圧力変動は、絶対値（例えば、p . s . i 単位で表される変動量）、又は段階S2における圧力変動に対する圧力変動の減少量（例えば、1 %、2 %、3 % などの減少量）、又は段階S2における圧力変動よりも小さい任意の圧力変動値とすることができる。

【0032】

図5は、本発明の一実施形態に従ったクロッキングの前（曲線190）及び後（曲線192）のクロッキング位置（ピッチ）の関数として圧力変動（測定された圧力 / 平均圧力）を比較して示すグラフである。ここで、クロッキング前（曲線190）及び後（曲線192）は、本発明の一実施形態に従ったクロッキングの前及び後を意味していて、必ずしも、ターボ機械のエアフォイルについての任意のクロッキングの前及び後を意味していないことに留意されたい。すなわち、本発明の実施形態は、ターボ機械のエアフォイルがディフューザにおける空気流の変動を低減する目的以外の目的でクロックされた後に、ディフューザ180に近い複数の列内のエアフォイルをクロックするために用いることができる。前に述べたように、このような他の目的には、屢々、ディフューザから最も遠い「上流の」複数のエアフォイル列のクロッキングが含まれる。このような場合、本発明の実施形態に従ったクロッキング方法は、当該技術分野で知られている他のクロッキング方法と組み合わせて用いることができる。

【0033】

再び図5について説明すると、図から分かるように、クロッキングの前では、圧力変動

10

20

30

40

50

はA%であると計算されたが、本発明の一実施形態に従ったクロッキングを用いることによって約B%まで低減された。

【0034】

本書において用いられる用語は特定の実施形態を記述するためにのみ用いられ、本発明を制限しようとするものではない。本書において用いられる単数形の表現は、特に明記していない限り、複数の存在を含むことを意図している。更に、本書で用いられる用語「有する」及び/又は「有している」は、記述した特徴、整数、段階、動作、素子及び/又は構成要素の存在を明示しているが、1つ以上の他の特徴、整数、段階、動作、素子、構成要素、及び/又はそれらの群の存在又は追加を排除するものではない。

【0035】

本明細書は、最良の実施形態を含めて、本発明を開示するために、また当業者が任意の装置又はシステムを作成し使用し、任意の採用した方法を遂行すること含めて、本発明を実施できるようにするために、様々な例を使用した。本発明の特許可能な範囲は「特許請求の範囲」の記載に定めており、また当業者に考えられる他の例を含み得る。このような他の例は、それらが「特許請求の範囲」の文字通りの記載から実質的に差異のない構造的要素を持つ場合、或いはそれらが「特許請求の範囲」の文字通りの記載から実質的に差異のない等価な構造的要素を含む場合、特許請求の範囲内にあるものとする。

【符号の説明】

【0036】

A、B、C、D、E 流体流

P ピッチ

S スパン

C<sub>1</sub> 内周

C<sub>2</sub> 外周

10、12、30 静翼

110、120、130、140、150、160 エアfoil列

180 ディフューザ

182 最小圧力

184 平均圧力

186 最大圧力

190 クロッキング前

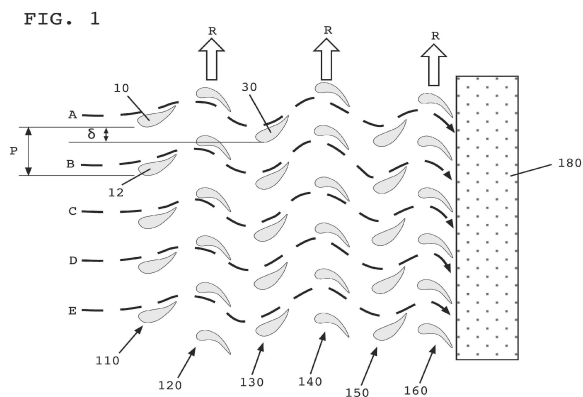
192 クロッキング後

10

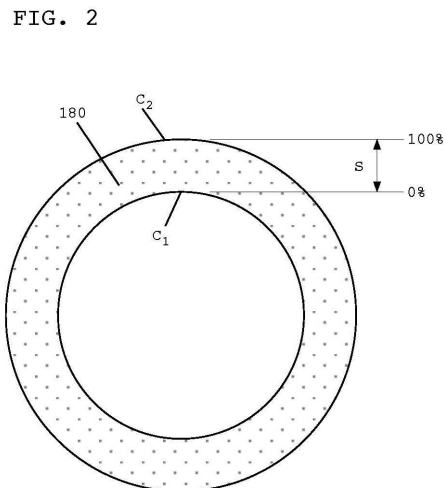
20

30

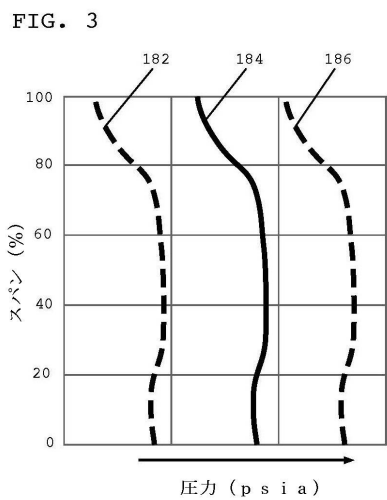
【図 1】



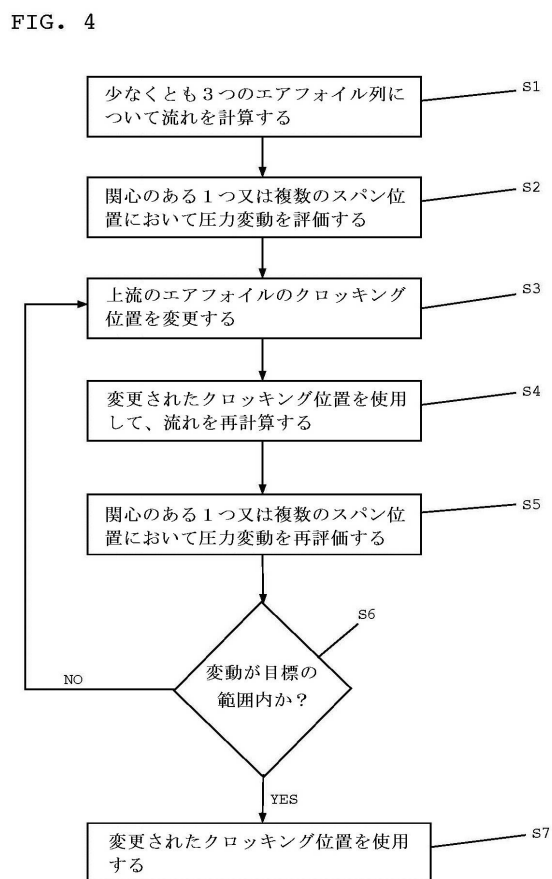
【図 2】



【図 3】



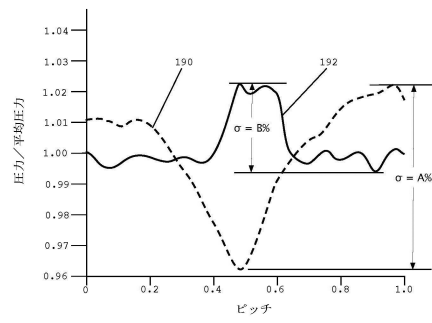
【図 4】





## 【図5】

FIG. 5



## フロントページの続き

(51)Int.Cl.			F I		
<i>F 0 4 D</i>	<i>29/32</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 4 D</i>	<i>29/32</i>	<i>G</i>
<i>F 0 4 D</i>	<i>29/54</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 4 D</i>	<i>29/54</i>	<i>E</i>
<i>F 0 4 D</i>	<i>29/66</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 4 D</i>	<i>29/54</i>	<i>G</i>
			<i>F 0 4 D</i>	<i>29/66</i>	<i>J</i>

(72)発明者 ポール・ケンダール・スミス  
 アメリカ合衆国、サウスカロライナ州、グリーンヴィル、メイル・ストップ： ブルックフィール  
 ド・ビルディング、ガーリングトン・ロード、300番

審査官 齊藤 彬

(56)参考文献 特開2011-241791(JP,A)  
 特開2010-156339(JP,A)  
 特開2006-138250(JP,A)  
 特開2005-220797(JP,A)  
 米国特許出願公開第2010/011684(US,A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F 0 1 D 5 / 1 4  
 F 0 1 D 9 / 0 2  
 F 0 1 D 9 / 0 4  
 F 0 2 C 9 / 1 6  
 F 0 4 D 1 9 / 0 2  
 F 0 4 D 2 9 / 6 6  
 F 0 4 D 2 9 / 3 2  
 F 0 4 D 2 9 / 5 4