

(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2015-127539

(P2015-127539A)

(43) 公開日 平成27年7月9日(2015.7.9)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO1D 5/18 (2006.01)	FO1D 5/18	3G202
FO1D 5/14 (2006.01)	FO1D 5/14	
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18	A

審査請求 未請求 請求項の数 20 O L (全 27 頁)

(21) 出願番号	特願2014-261432 (P2014-261432)	(71) 出願人	390041542
(22) 出願日	平成26年12月25日 (2014.12.25)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(31) 優先権主張番号	14/143,490		アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123
(32) 優先日	平成25年12月30日 (2013.12.30)		45、スケネクタデイ、リバーロード、1
(33) 優先権主張国	米国 (US)		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	100129779
			弁理士 黒川 俊久
		(74) 代理人	100113974
			弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービン翼内冷却回路

(57) 【要約】

【課題】外壁によって画成されたエアfoilを有するタービン翼であって、該エアfoil内では、凹形の腹側外壁と凸形の背側外壁とが前縁部と後縁部に沿って連結し、クーラント流を受けるチャンバを形成している。

【解決手段】タービン翼は、該チャンバを半径方向に延在する流路に仕切るリブ構成を含み得る。該リブ構成は、流路のうちの1本の向こう側の目的表面に対向する波形輪郭を有するリブを含み得る。該リブの波形輪郭は、該目的表面に対して相対的に隆起する部分とくぼんだ部分を含み得る。該リブは、該隆起部分を貫通して形成されたインピンジ開口を含み得る。

【選択図】 図6

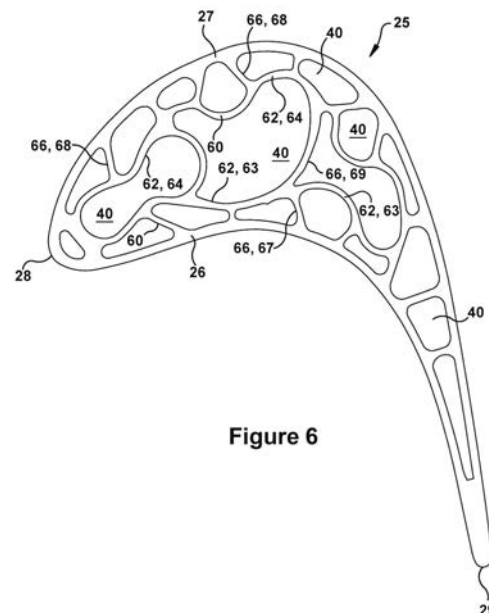


Figure 6

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

外壁によって画成されたエアfoil(25)を含むタービン翼であって、前記エアfoil(25)内では凹形の腹側外壁(26)と凸形の背側外壁(27)とが前縁部(28)と後縁部(29)に沿って連結し、その間にクーラント流を受ける半径方向に延在するチャンバを形成しており、前記タービン翼は、

前記チャンバを半径方向に延在する流路に仕切るリブ構成を含み、

前記リブ構成は、前記流路のうちの1つの向こう側の目的表面(85)に対向する波形輪郭を有するリブ(60)を含み、

前記リブ(60)の前記波形輪郭は、前記目的表面(85)に対して相対的な隆起部分(92)とくぼみ部分(93)とを含み、

前記リブ(60)は、前記隆起部分(92)を貫通して形成されたインピンジ開口(87)を含む、タービン翼。

【請求項 2】

前記流路のうちの1つは壁近傍流路を含み、

前記リブ(60)は、前記エアfoil(25)の前記外壁のうちの1つに沿って延在する反り線リブ(62)を含んでこの前記外壁との間に前記壁近傍流れチャンバを画成し、

前記目的表面(85)は、前記エアfoil(25)の前記外壁のうちの1つの内表面を含む、請求項1に記載のタービン翼。

【請求項 3】

前記波形輪郭は、前記反り線リブ(62)の前記隆起部分(92)が前記目的表面(85)に向けて突出し、前記くぼみ部分(93)が前記目的表面(85)から引っ込むように、構成されている、請求項2に記載のタービン翼。

【請求項 4】

前記隆起部分(92)および前記くぼみ部分(93)は前記反り線リブ(62)の連続区分を含み、

前記くぼみ部分(93)は凹区分を含み、前記隆起部分(92)は各区分の前記目的表面(85)への近接に対して相対的に隆起する区分を含む、請求項2に記載のタービン翼。

【請求項 5】

前記反り線リブ(62)の前記波形輪郭は、前記エアfoil(25)の横断面視での前記反り線リブ(62)の形状を含み、

前記インピンジ開口(87)はそれぞれ、圧縮クーラント流を衝突させ、得られたクーラント噴流を前記目的表面(85)に対し方向付けるように構成されている、請求項4に記載のタービン翼。

【請求項 6】

前記反り線リブ(62)の前記壁近傍流路とは反対の側に、中央流路が形成され、

クーラント供給および前記タービン翼内に構成された冷却回路に対して相対的に、前記中央流路は、前記壁近傍流路に対して相対的に上流の位置を含み、

前記中央流路は、前記中央流路内に導入された圧縮供給クーラントを、前記冷却回路を通じて前記インピンジ開口(87)に送達するように構成されている、請求項4に記載のタービン翼。

【請求項 7】

前記反り線リブ(62)の前記波形輪郭は少なくとも1つの往復する「S」字形状を含み、

前記タービン翼はタービン動翼を含む、請求項6に記載のタービン翼。

【請求項 8】

前記反り線リブ(62)の前記波形輪郭は正弦曲線の構成を含み、ここで前記隆起部分(92)は前記目的表面(85)に向けて弧を描く前記反り線リブ(62)の区分を含み

10

20

30

40

50

、前記くぼみ部分（９３）は前記目的表面（８５）から離れるように弧を描く区分を含む、請求項４に記載のタービン翼。

【請求項９】

前記隆起部分（９２）は前記目的表面（８５）に対し凸面を向け、前記くぼみ部分（９３）は前記目的表面（８５）に対し凹面を向け、

前記隆起部分（９２）は前記凸面が前記目的表面（８５）に近接しているように構成されている、請求項８に記載のタービン翼。

【請求項１０】

前記インピンジ開口（８７）は１列で前記隆起部分（９２）の長手方向軸線に沿って整列され、

前記インピンジ開口（８７）は一定間隔で半径方向に配置されている、請求項９に記載のタービン翼。

【請求項１１】

前記隆起部分（９２）の前記凸面は前記目的表面（８５）に最接近する点としての頂上を含み、

前記インピンジ開口（８７）は前記隆起部分（９２）の前記凸面の前記頂上に沿って整列されている、請求項１０に記載のタービン翼。

【請求項１２】

前記隆起部分（９２）の前記凸面は前記目的表面（８５）に最接近する点としての頂上を含み、前記隆起部分（９２）の前記頂上は半径方向に延在する長手方向軸線を含み、

前記インピンジ開口（８７）は隆起部に２つの平行な列を含み、前記２つの列は、前記隆起部分（９２）の前記頂上の前記長手方向軸線の両側で互いに対してオフセットしている、請求項１０に記載のタービン翼。

【請求項１３】

前記２つの列それぞれの前記インピンジ開口（８７）は一定間隔で半径方向に離間しており、

前記２つの列の前記インピンジ開口（８７）の配置は、前記２つの列のうちの第１におけるインピンジ開口（８７）の位置が、前記２つの列のうちの第２における対応する対のインピンジ開口（８７）の位置に対して相対的にだいたい中間点になるような、互い違いのアラインメントを含む、請求項１２に記載のタービン翼。

【請求項１４】

前記反り線リブ（６２）は前記腹側外壁（２６）に沿ってその近くに延在する腹側反り線リブ（６３）を含み、

前記目的表面（８５）は前記エアフォイル（２５）の前記腹側外壁（２６）の内表面を含む、請求項４に記載のタービン翼。

【請求項１５】

前記反り線リブ（６２）は前記背側外壁（２７）に沿ってその近くに延在する背側反り線リブ（６４）を含み、

前記目的表面（８５）は前記エアフォイル（２５）の前記背側外壁（２７）の内表面を含む、請求項４に記載のタービン翼。

【請求項１６】

前記リブ構成は、前記腹側外壁（２６）に沿って延在し、この外壁との間に第１の壁近傍流れチャンバを形成する腹側反り線リブ（６３）と、前記背側外壁（２７）に沿って延在し、この外壁との間に第２の壁近傍流れチャンバを形成する背側反り線リブ（６４）の、２つの反り線リブ（６２）を含み、

前記腹側反り線リブ（６３）と前記背側反り線リブ（６４）はどちらも、前記隆起部分（９２）と前記くぼみ部分（９３）とを含む前記波形輪郭を含み、

前記反り線リブ（６２）それぞれの前記隆起部分（９２）は、それを貫通して形成された１列の半径方向に離間したインピンジ開口（８７）を含み、

前記第１の壁近傍流路の向こう側の前記目的表面（８５）は前記腹側外壁（２６）を含

10

20

30

40

50

み、前記第 2 の壁近傍流路の向こう側の前記目的表面 (8 5) は前記背側外壁 (2 7) を含む、請求項 4 に記載のタービン翼。

【請求項 1 7】

前記反り線リブ (6 2) の前記波形輪郭は、少なくとも 1 つの隆起部分 (9 2) がくぼみ部分 (9 3) に両側から挟まれている、交互の隆起部分 (9 2) とくぼみ部分 (9 3) を含み、

前記反り線リブ (6 2) の前記波形輪郭は、前記隆起部分 (9 2) は前記目的表面 (8 5) に対し凸面を向け、前記 2 つの両側のくぼみ部分 (9 3) はそれぞれ前記目的表面 (8 5) に対し凹面を向けている正弦曲線の構成を含む、請求項 4 に記載のタービン翼。

【請求項 1 8】

前記反り線リブ (6 2) の前記波形輪郭は、第 1 の隆起部分 (9 2) が両側をくぼみ部分 (9 3) に挟まれ、第 2 の隆起部分 (9 2) が両側をくぼみ部分 (9 3) に挟まれている、交互の隆起部分 (9 2) とくぼみ部分 (9 3) を含み、

前記反り線リブ (6 2) の前記波形輪郭は、前記隆起部分 (9 2) はそれぞれ前記目的表面 (8 5) に対し凸面を向け、前記両側のくぼみ部分 (9 3) はそれぞれ前記目的表面 (8 5) に対し凹面を向けている正弦曲線の構成を含む、請求項 4 に記載のタービン翼。

【請求項 1 9】

前記第 1 の隆起部分 (9 2) とそれに関連する前記両側のくぼみ部分 (9 3) は、第 1 の壁近傍流路内に配置され、

前記第 2 の隆起部分 (9 2) とそれに関連する前記両側のくぼみ部分 (9 3) は、第 2 の壁近傍流路内に配置され、

前記第 1 の壁近傍流路と前記第 2 の壁近傍流路は、連続する壁近傍流路を含む、請求項 1 8 に記載のタービン翼。

【請求項 2 0】

前記第 1 の壁近傍流路と前記第 2 の壁近傍流路は、前記反り線リブ (6 2) を前記エアfoil (2 5) の前記外壁と連結している横断リブ (6 6) によって仕切られ、

前記横断リブ (6 6) は、前記連続する壁近傍流路のそれぞれの内部に延在しているくぼみ部分 (9 3) で前記反り線リブ (6 2) と交差している、請求項 1 9 に記載のタービン翼。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0 0 0 1】

本発明は、タービン・エアfoilに関し、より詳細には、エアfoilを冷却するために空気などの流体を通過させる内部チャネルを有する中空の動翼や静翼などのタービン・エアfoilに関する。

【背景技術】

【0 0 0 2】

燃焼またはガスタービン・エンジン (以後「ガスタービン」とする) には、圧縮機、燃焼器、およびタービンが含まれる。当技術分野ではよく知られているように、圧縮機内で圧縮された空気が燃焼器内で燃料と混合されて点火され、次いでタービン内で膨張されて動力が生み出される。タービン内の構成要素、特に周方向に配列された動翼と静翼は、タービン内で使用される燃焼産物の非常に高い温度および圧力を特徴とする過酷な環境に晒されている。熱サイクルの反復ならびにこの環境での厳しい温度および機械的応力に耐えるためには、エアfoilは、堅牢な構造を有し、積極的に冷却される必要がある。

【0 0 0 3】

タービンの動翼および静翼は、クーラント (典型的には圧縮機から吐出される空気) を循環させる冷却システムを形成する翼内通路または回路をしばしば内蔵していることが理解できる。そのような冷却回路は、典型的には、エアfoilが必要とする構造的サポートを提供する翼内リブによって形成され、エアfoilを許容可能な温度プロファイル内に維持するように設計された複数の流路を含む。これらの冷却回路を通過する空気は、エアフ

10

20

30

40

50

オイルの前縁部、後縁部、背側面、および腹側面上に形成されているフィルム冷却開口を通じて吐出されることが多い。

【0004】

ガスタービンの効率は、燃焼温度の上昇にしたがって向上することが理解できる。このため、今までにないほどの高温に耐えられるタービン翼を可能にする技術的進歩が絶えず望まれている。このような進歩としては、高温に耐えられる新規の材料が挙げられる場合もあるが、翼構造と冷却能力が改善されるようなエアフォイル内部の構成もまたよく挙げられる。しかし、クーラントを使用するとエンジン効率が低下するので、クーラント使用量の増加に依存しすぎるような新規の構成では単に問題をすり替えるだけになる。結果として、エアフォイル内部構成および冷却効率を向上させるクーラント循環を提供できる新規のエアフォイルの設計が依然として必要とされている。

10

【0005】

翼内冷却エアフォイルの設計をさらに複雑化する問題は、運転中エアフォイルの内部構造と外部構造との間に発生する温度差の問題である。すなわち、運転中エアフォイルの外壁は高温ガス路に晒されているが、たとえば翼内リブの多くは、その各側に画成された通路をクーラントが流れ得るので、典型的には外壁のほうがはるかに高い温度下にある。実際、一般的なエアフォイル構成には「四壁」構成が含まれ、この中では長い内部リブが腹側外壁と背側外壁に平行に延びている。四壁構成内に形成された壁近傍流路によって高冷却効率が得られ得ることが知られているが、外壁は内壁よりもかなり高いレベルで熱膨張する。この不均衡な伸長により、内部リブと外壁が連結する諸点において応力が発生し、翼の寿命を短縮し得る低サイクル疲労をもたらす。したがって、クーラントをより有効に用いながら、内部領域と外部領域との間の不均衡な熱膨張を原因とする応力を低下させるようなエアフォイル構造を開発することは、なおも技術界の重要な目的である。

20

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【特許文献1】米国特許出願公開第2011/0236221号明細書

【発明の概要】

【0007】

したがって、本発明は、外壁によって画成されたエアフォイルを有するタービン翼を記載し、該エアフォイル内では、凹形の腹側外壁と凸形の背側外壁とが前縁部と後縁部に沿って連結し、クーラント流を受けるチャンバを形成している。タービン翼は、該チャンバを半径方向に延在する流路に仕切るリブ構成を含み得る。該リブ構成は、流路のうちの1つの向こう側の目的表面に対向する波形輪郭を有するリブを含み得る。該リブの波形輪郭は、該目的表面に対して相対的に、隆起部分とくぼみ部分を含み得る。該リブは、該隆起部分を貫通して形成されたインピンジ開口を含み得る。

30

【0008】

本発明のこれらの特徴およびその他の特徴は、以下の好ましい実施形態の詳細な説明を図面および添付の特許請求の範囲とともに読むと、より明白になる。

【0009】

本発明のこれらの特徴およびその他の特徴は、次の添付の図面とともに以下の本発明の例示的な実施形態の詳細な説明を注意深く読むと、より完全に理解を深めることができる。

40

【図面の簡単な説明】

【0010】

【図1】本願の実施形態が使用され得る例示的なタービン・エンジンの概略図である。

【図2】図1の燃焼タービン・エンジンの圧縮機部分の断面図である。

【図3】図1の燃焼タービン・エンジンのタービン部分の断面図である。

【図4】本発明の実施形態が使用され得るタイプのタービン動翼の斜視図である。

【図5】従来の設計による内壁またはリブ構成を有するタービン動翼の横断面図である。

50

【図 6】本発明の実施形態による内壁構成を有するタービン動翼の横断面図である。

【図 7】本発明の一代替実施形態による内壁またはリブ構成を有するタービン動翼の横断面図である。

【図 8】本発明の一代替実施形態による内壁またはリブ構成を有するタービン動翼の横断面図である。

【図 9】従来のインピンジ冷却構成の断面図である。

【図 10】本発明の特定の態様によるインピンジ冷却構成を有するエアフォイルの横断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0011】

10

最初に、本発明を明白に説明するためには、ガスタービン内の関連の機械構成要素に言及し説明するときの特定の術語の選択が必要になる。その際に、可能であれば、一般的な業界術語を使用し、許容されている意味に沿って用いることにする。特に断りのない限り、そのような術語は、本願の文脈および添付の特許請求の範囲に沿って広義に解釈すべきである。当業者であれば、ある特定の構成要素がいくつかの異なるまたは重複する用語を用いてしばしば言及されることを理解する。本明細書中、単一の部品として記載され得るものであっても、別の文脈では複数の構成要素からなるものを含んで参照されることがある。あるいは、本明細書中、複数の構成要素を含むと記載され得るものであっても、別のところでは単一の部品として言及されることがある。したがって、本発明の範囲を理解する際には、本明細書内での術語や説明のみならず、その構成要素の構造、構成、機能、および/または用途にも注意を払うべきである。

20

【0012】

さらに、本明細書でたびたび使用され得るいくつかの記述的用語があるので、この章の初めにこれらの用語について定義しておけば役立つはずである。これらの用語およびそれらの定義は、特に断りのない限り、以下のとおりである。本明細書では、「下流」および「上流」という用語は、タービン・エンジンを通る作動流体またはたとえば燃焼器を通る空気流もしくはタービンの構成要素システムのうちの1つを通るクーラントなどの流体の流れに対する相対的な方向を指す。「下流」という用語は流体が流れる方向に相当し、「上流」という用語はその流れとは逆の方向を意味する。特に限定しなければ、「前方」および「後方」という用語は方向を意味し、「前方」はエンジンの前端または圧縮機側の端部を指し、「後方」はエンジンの後端またはタービン側の端部を指している。中心軸線に対してさまざまな半径方向位置にある部品を説明する必要がある。しばしばある。「半径方向」という用語は、軸線に垂直な動きまたは位置を意味する。このような場合、第1の構成要素が第2の構成要素よりも軸線の近くにある場合、本明細書では、第1の構成要素は第2の構成要素よりも「半径方向内側」または「中心寄り」であるという。他方で、第1の構成要素が第2の構成要素よりも軸線から離れている場合、本明細書では、第1の構成要素は第2の構成要素よりも「半径方向外側」または「外側寄り」であるということができる。「軸方向」という用語は、軸線に平行な動きまたは位置を意味する。最後に、「周方向」という用語は、軸線を中心とした動きまたは位置を意味する。これらの用語はタービンの中心軸線に対し相対的に適用され得ることが理解できる。

30

40

【0013】

次に図面を参照すると、背景として、図1から図4は、本願の実施形態が使用され得る例示的な燃焼タービン・エンジンを示す。当業者であれば、本発明はこの特定のタイプの用途に限定されないことを理解する。本発明は、発電、航空機で使用されるような燃焼タービン・エンジン、ならびに他のタイプのエンジンで使用され得る。ここで示す例は、特に断りのない限り限定の意図はない。

【0014】

図1は、燃焼タービン・エンジン10の概略図である。一般に、燃焼タービン・エンジンは、圧縮空気流中で燃料を燃焼させて生じる圧縮高温ガス流からのエネルギーを抽出することによって運転される。図1に示すように、燃焼タービン・エンジン10は、軸流圧

50

縮機 1 1 と、この軸流圧縮機 1 1 と共通のシャフトまたはロータによって機械的に連結された下流のタービン部分またはタービン 1 3 と、圧縮機 1 1 とタービン 1 3 との間に配置された燃焼器 1 2 とを備えて構成され得る。

【 0 0 1 5 】

図 2 は、図 1 の燃焼タービン・エンジンで使用され得る、例示的な複数段軸流圧縮機 1 1 の図を示している。図示のように、圧縮機 1 1 は複数の段を含み得る。各段は、1 列の圧縮機動翼 1 4 と、その後ろの 1 列の圧縮機静翼 1 5 とを含み得る。したがって、第 1 の段には、中心シャフトの周りで回転する 1 列の圧縮機動翼 1 4 と、その後ろの運転中も静止したままの 1 列の圧縮機静翼 1 5 とが含まれ得る。

【 0 0 1 6 】

図 3 は、図 1 の燃焼タービン・エンジンで使用され得る、例示的なタービン部分またはタービン 1 3 の部分図を示している。タービン 1 3 は複数の段を含み得る。図では例示的に 3 つの段を示すが、タービン 1 3 の段数はそれより少なくても多くてもよい。第 1 の段は、運転中シャフトの周りで回転する複数のタービン・バケットまたはタービン動翼 1 6 と、運転中も静止したままの複数のノズルまたはタービン静翼 1 7 とを含む。タービン静翼 1 7 は一般には周方向に互いに離間され回転軸の周りに固定されている。タービン動翼 1 6 はタービン・ホイール（図示せず）に取り付けられシャフト（図示せず）の周りで回転し得る。タービン 1 3 の第 2 の段も示されている。第 2 の段も同様に、複数の周方向に離間されたタービン静翼 1 7 と、その後ろの、やはりタービン・ホイールに取り付けられて回転する、複数の周方向に離間されたタービン動翼 1 6 とを含む。第 3 の段も示されており、同様に、複数のタービン静翼 1 7 と動翼 1 6 とを含む。タービン静翼 1 7 とタービン動翼 1 6 はタービン 1 3 の高温ガス路内にあることが理解できる。高温ガス路内を高温ガスが流れる方向を矢印で示す。当業者であれば理解しようが、タービン 1 3 は図 3 に示すものよりも多くの、または場合によってはそれよりも少ない段数を有し得る。追加の段はそれぞれ 1 列のタービン静翼 1 7 と、その後ろの 1 列のタービン動翼 1 6 とを含み得る。

【 0 0 1 7 】

運転の一例では、軸流圧縮機 1 1 内で圧縮機動翼 1 4 が回転すると、空気流が圧縮され得る。圧縮された空気が燃焼器 1 2 内で燃料と混合され点火されるとエネルギーが放出され得る。次に、そうして得られた高温ガス流（作動流体と呼ばれることがある）が燃焼器 1 2 からタービン動翼 1 6 上に送られ、作動流体の流れがタービン動翼 1 6 をシャフトの周りで回転させる。それによって、作動流体の流れのエネルギーは、回転する翼の機械的エネルギーに変換され、また動翼とシャフトは連結しているので、回転するシャフトの機械的エネルギーに変換される。シャフトの機械的エネルギーは次いで圧縮機動翼 1 4 の回転を駆動するのに使用され、その結果必要な供給量の圧縮空気が生成され、また、たとえば発電機が電気を生成できる。

【 0 0 1 8 】

図 4 は、本発明の実施形態が使用され得るタイプのタービン動翼 1 6 の斜視図である。タービン動翼 1 6 は根元部 2 1 を含み、それによって動翼 1 6 はロータ・ディスクに取り付けられている。根元部 2 1 は、ロータ・ディスクの周囲で対応するダブテール・スロット内に装着するように構成されているダブテールを含み得る。さらに、根元部 2 1 は、ダブテールとプラットフォーム 2 4 間に延在する脚部も含み得る。プラットフォーム 2 4 は、エアfoil 2 5 と根元部 2 1 との接合部に配置され、タービン 1 3 を貫通する流路の中心寄り境界部分を画定している。エアfoil 2 5 は、作動流体の流れを遮断しロータ・ディスクを回転させる、動翼 1 6 の動作的な構成要素であることが理解できる。この例では翼はタービン動翼 1 6 だが、本発明はタービン静翼 1 7 も含めタービン・エンジン 1 0 内の他の種類の翼にも適用され得ることが理解できる。動翼 1 6 のエアfoil 2 5 は、両側の前縁部 2 8 と後縁部 2 9 の間でそれぞれ軸方向に延在する、凹形の腹側外壁 2 6 と、その周方向または横方向反対側の凸形の背側外壁 2 7 とを含むことがわかる。側壁 2 6 および 2 7 はまた、プラットフォーム 2 4 から半径方向に外側寄り先端部 3 1 まで延在

している。(本発明の適用はタービン動翼に限られず、静翼にも適用され得ることが理解できる。本明細書に記載のいくつかの実施形態では動翼を用いているが、それは特に断りのない限り例示的なものとする。)

図5は、従来の設計の動翼エアfoil 25に見出され得るような内壁構造を示す。図示のように、エアfoil 25の外表面は、比較的薄い腹側外壁26と背側外壁27によって画成され得、これら外壁は半径方向に延在し交差している複数のリブ60により連結され得る。リブ60は、エアfoil 25を構造的に支持すると同時に、半径方向に延在する実質的に隔てられた複数の流路40を画成するように構成されている。典型的には、リブ60は、半径方向に延在してエアfoil 25の半径方向高さのほとんどの部分で流路44を仕切るが、以下に詳述するように、流路は冷却回路を画成するようにエアfoil 10の周囲に沿って連結され得る。すなわち、流路40は、エアfoil 25の外側寄り縁部または中心寄り縁部で流体連通し得るが、同様に、これら縁部の間に配置され得るいくつかのより狭い交差通路またはインピンジ開口(図示せず)を通じて流体連通し得る。このように、流路40のうちのいくつかは、一緒に、曲がりくねったまたは蛇行する冷却回路を形成し得る。さらに、流路40からエアfoil 25の外表面上にクーラントを放出する出口となるフィルム冷却口(図示せず)も含まれ得る。

【0019】

リブ60は、大きく二種類に分けることができ、本明細書で説明するように、それからさらに細分化され得る。第1の種類の反り線リブ62は、典型的にはエアfoilの反り線に平行または略平行に延びる長いリブであるが、この反り線とは、前縁部28から後縁部29まで延びる、腹側外壁26と背側外壁27との間の中間点を連結する基準線である。図5の従来構成は、多くの場合そうであるように、2つの反り線リブ62、つまり、腹側反り線リブ63(腹側外壁26からオフセットしその近傍にあることから、腹側内壁とも呼ぶことができる)と、背側反り線リブ64(背側外壁27からオフセットしその近傍にあることから、背側内壁とも呼ぶことができる)とを含む。上述したように、この種類の設計は、2枚の側壁26, 27と2つの反り線リブ63, 64を含む主たる4枚の主要壁により、「四壁」構成を有する、としばしば称される。

【0020】

第2の種類のリブは、本明細書では、横断リブ66と呼ばれる。横断リブ66は、短いほうのリブであり、図では四壁構成の壁と内部リブとを連結している。図示のように、四壁はいくつかの横断リブ66によって連結され得るが、横断リブ66は、どの壁を連結するかによって、それぞれさらに分類され得る。本明細書では、腹側外壁26と腹側反り線リブ63とを連結する横断リブ66を、腹側横断リブ67と呼ぶ。背側外壁27と背側反り線リブ64とを連結する横断リブ66は、背側横断リブ68と呼ぶ。最後に、腹側反り線リブ63と背側反り線リブ64とを連結する横断リブ66は、中央横断リブ69と呼ぶ。

【0021】

一般に、エアfoil 25の内部四壁構成は、高効率な壁近傍冷却の提供を目的とし、ここで冷却空気はエアfoil 25の外壁26, 27に隣接するチャンネルに流入する。壁近傍冷却では冷却空気がエアfoilの高温の外表面に近接するので有利であり、流れを狭小なチャンネル内に制限することで得られる高流速のせいで、結果として伝熱係数が高くなることが理解できる。しかし、そのような設計は、エアfoil 25内での熱膨張レベルの差により低サイクル疲労を受けやすく、最終的には動翼の寿命が短縮されることがある。たとえば、運転に際して、背側外壁27は背側反り線リブ64よりも大きく熱膨張する。この膨張差により、エアfoil 25の反り線は長くなる傾向があり、それによってこれらの各構造間ならびにそれらを連結する構造間に応力が発生する。さらに、腹側外壁26もまた、より低温の腹側反り線リブ63よりも大きく熱膨張する。この場合は、膨張差によりエアfoil 25の反り線は短くなる傾向があり、それによってこれらの各構造間ならびにそれらを連結する構造間に応力が発生する。エアfoil内で対立するこれらの力、つまり一方ではエアfoil反り線を短縮し他方ではそれを伸長する力は、さらな

る応力の集中を招き得る。エアfoil固有の構造的構成を前提とするこれらの力のさまざまな顕現の仕方、およびこれらの力がその後均衡化され相殺される方法は、動翼 16 の部品寿命の重要な決定要因となる。

【0022】

より具体的には、一般的に言えば、背側外壁 27 は、高温ガス路の高温に晒されて熱膨張すると、その曲線の頂上で外向きに曲がる傾向がある。内壁である背側反り線リブ 64 は同レベルの熱膨張を受けないので、外向きに曲がるような同様の傾向をもたないことが理解できる。次に反り線リブ 64 は外壁 27 の熱伸長に抵抗する。従来の設計では反り線リブ 62 はコンプライアンスがほとんどないかまったくない堅固な形状に形成されるので、その結果としてのこの抵抗および応力集中は相当なものになり得る。さらに悪いことには、反り線リブ 62 と外壁 27 を連結するのに用いられる横断リブ 66 は、直線輪郭に形成され、一般にはそれが連結する壁に対し直角に定められる。この場合、横断リブ 66 は、外壁 27 と反り線リブ 64 の加熱による膨張速度が大幅に異なるにもかかわらず、これらの構造体を基本的に「低温時の」空間的關係にしっかりと固定するように機能する。したがって、従来構成では「屈従性」が構造内にほとんど存在しないか皆無なので、構造の特定領域に集中する応力を緩和するには不適當である。熱膨張母線の差異は、構成要素の寿命を短縮化する低サイクル疲労の問題をもたらす。

【0023】

これまで多くのさまざまなエアfoil内冷却システムおよび構造的構成が評価され、この問題を改正する試みがなされてきた。そのようなアプローチのひとつに、外壁 26, 27 を過剰冷却すれば、温度差が縮小し、それによって熱伸長差も縮小する、という提案がある。しかし、これを達成する典型的な方法はエアfoil内に循環させるクーラントの増量であることが理解できる。クーラントは典型的には圧縮機から吐出される空気なので、その使用量を増やすとエンジン効率に悪影響があることから、この解決法は避けたい。他の解決法としては、改善された製造方法を用いること、および/または、使用するクーラントの量は同じだが、より高効率に使用できる、より複雑な翼内冷却構成を用いることが提案されている。これらの解決法はある程度は有効であることがわかっているが、それぞれエンジンの運転または部品の製造のいずれかで追加の費用が発生する上に、問題の根源つまり運転中にエアfoilがいかに熱伸長するかを照らした従来設計の幾何学的欠点に直接取り組んだものではない。

【0024】

本発明は、広くは、タービン翼のエアfoil内でしばしば発生する不均衡な熱応力を緩和する、特定の曲線状またはあぶく状または正弦曲線状または波形の翼内リブ（以後「波形リブ」とする）を教示する。この概要において、本願はこれらがなされ得るいくつかの方法を説明する。その方法には、波形反り線リブ 62 および/または横断リブ 66 ならびにそれらリブ同士の特定のタイプの有角度の連結、および連結横断リブ 66 間で小幅輪郭を有する反り線リブ 62 が含まれる。これらの新規の構成は、添付の特許請求の範囲に記述するように個別でも組み合わせても利用できるが、エアfoil 25 の内部構造の堅さを減じて目的とする可撓性を提供し、それによって応力集中が分散され、より良好に歪みに耐えられる他の構造的領域に歪みを肩代わりさせることが理解できる。これにはたとえば、より大きい面積上に歪みを拡散させる領域に、または、おそらくはこちらのほうが典型的にはより好ましいが、引張応力を圧縮負荷と相殺する構造体に、肩代わりさせることが含まれる。こうすれば、寿命を短縮する応力集中と歪みを回避できる。

【0025】

図 6 から図 8 は、本発明の特定の態様による内壁構成を有するタービン動翼 16 の横断面図を示す。本発明は、構造的支持として、ならびに中空エアfoil 25 を互いに連結された半径方向に延在する流路 40 に区分けする仕切りとして用いられるリブ 60 の構成を含む。これらの流路 40 は、独特の方法でエアfoil 25 内でクーラント流を方向付けるので、クーラントは的を絞ってより効率よく使用される。本明細書の例では流路 40 はタービン動翼 16 で使用され得ることが示されているが、同じ概念をタービン静翼 17

でも用いることが可能であることが理解できる。図 6 は、波形輪郭を有する反り線リブ 6 2 を有する本発明のリブ構成を示す。(本明細書では、「輪郭」という用語は、図 6 から図 8 の横断面図中のリブが有する形状を指すものとする。)反り線リブ 6 2 とは、上述したように、エアfoil 2 5 の前縁部 2 8 付近の位置から後縁部 2 9 へと延在している長いほうのリブのひとつである。このようなリブを「反り線リブ」と呼ぶのは、これらが描く経路がエアfoil 2 5 の反り線(エアfoil 2 5 の前縁部 2 8 と後縁部 2 9 との間を、凹形の腹側外壁 2 6 と凸形の背側外壁 2 7 とから等間隔のところの点群を通して延びる基準線)に略平行だからである。本願によると、「波形輪郭」には、図示のように明らかな曲線を描き、正弦曲線形状のものが含まれる。言い換えると、「波形輪郭」は、前後(左右)に「S」字形の輪郭を呈するものである。

10

【0026】

波形輪郭で構成される反り線リブ 6 2 の区分または長さは、設計条件により変わり得る。本明細書の例では、波形反り線リブ 6 2 は、典型的には、エアfoil 2 5 の前縁部 2 8 付近の位置からエアfoil 2 5 の反り線の間中点を越えた位置まで延びている。反り線リブ 6 2 の波形部分の長さはもっと短くてもよく、それでもなお本明細書に記載のものと同種の性能を提供し得ることが理解できる。反り線リブ 6 2 の波形区分の曲線の数ならびに長さは、最良な結果を得るために変えることができる。ある実施形態では、本発明の波形反り線リブ 6 2 は、それが含む完璧な往復する「S」字形の数により画成される。このタイプの好ましい実施形態では、波形反り線リブ 6 2 は、少なくとも 1 つの連続的な往復する「S」字形を含む。別の実施形態では、波形反り線リブ 6 2 は、少なくとも 2 つの一続きの連続的な往復する「S」字形を含む。図 6 と図 7 に示す例は、いずれも 2 つ以上の完全な「S」字形を有する経路を描いていることが理解できる。全体の長さについては、反り線リブ 6 2 の波形区分はエアfoil 2 5 の反り線の長さの相当な部分にわたり延在できる。たとえば、図 6 と図 7 に示すように、好ましい実施形態では、反り線リブ 6 2 の波形部分は、エアfoil 2 5 の反り線の長さの少なくとも 69% である。言い換えると、反り線リブ 6 2 の波形部分は、エアfoil 2 5 の前縁部 2 8 付近から開始し、後方に向けて、エアfoil 2 5 の曲線の頂上を十分に通り過ぎて延在している。

20

【0027】

波形反り線リブ 6 2 は、曲がりくねった輪郭なので、さまざまな方向に向かう経路を描くことが理解できる。とはいえ、本発明の波形反り線リブ 6 2 は、曲がりくねるなかで概ね弧状の経路を有し、また、この経路は典型的にはエアfoil 2 5 の前縁部 2 8 付近の始点と後縁部 2 9 付近の後縁点間で延びる、と記載することができる。波形反り線リブ 6 2 の場合、エアfoil 2 5 の反り線に略平行であるのは、この概ね弧状の経路であることが理解できる。

30

【0028】

多くの既知のエアfoil 2 5 構成、たとえば上述の図 5 の四壁の例には、2 つの反り線リブ 6 2 が含まれる。このタイプの構成は、腹側外壁 2 6 により接近している腹側反り線リブ 6 3 と、背側外壁 2 7 により接近している背側反り線リブ 6 4 とを有する、と記載することができる。図 6 と図 7 に示すように、本発明は、背側反り線リブ 6 4 と腹側反り線リブ 6 3 の両方が波形リブとして形成された構成を含むことができる。代替実施形態では、これらの反り線リブ 6 2 のうち 1 つだけが波形輪郭を有し得る。本発明は、反り線リブ 6 2 を 1 つだけ有する構成においても使用され得ることが理解できる。

40

【0029】

2 つの反り線リブ 6 2 を含むエアfoil 2 5 では、腹側反り線リブ 6 3 と背側反り線リブ 6 4 とで中央流路 4 0 を画成していることが理解できる。腹側反り線リブ 6 3 と背側反り線リブ 6 4 それぞれの波形輪郭は、中央流路 4 0 に面した反り線リブ 6 2 の連続区分がとる形状に対して相対的に画成され得る。すなわち、たとえば、中央流路 4 0 に対する反り線リブ 6 2 の相対的な波形輪郭は、第 1 の凹形区分が第 2 の凸形区分に移行する 2 つの連続区分を含むと記載することができる。代替実施形態では、波形輪郭は四連区分を含み得、ここで第 1 の凹形区分は第 2 の凸形区分に移行し、第 2 の凸形区分は第 3 の凹形区

50

分に移行し、第3の凹形区分は第4の凸形区分に移行している。

【0030】

ある実施形態では、本発明は、エアfoil 25の屈従性を調整するのに用いられ得る横断リブ66の特定の構成を教示している。本明細書では、横断リブ66は、エアfoil 25の全体にわたって延びる、より短いリブである。横断リブ66は、反り線リブ62を他の反り線リブまたはエアfoil 25の外壁26, 27のうちの1つに連結するのに用いられる。横断リブ66は、このように構成すると、外壁26, 27と反り線リブ62との間に形成された流路40の仕切りとしても機能することが理解できる。図示のように、腹側外壁26と腹側反り線リブ63は、それらの間に腹側流路40を画成するように構成されている。同様に、背側外壁27と背側反り線リブ64は、それらの間に背側流路40を画成するように構成されている。背側反り線リブ64と腹側反り線リブ63との間に中央流路40が画成されている。上述したように、次にこれらの流路40を横断リブ66によって細分化できる。本発明のある実施形態では、いくつかの腹側横断リブ67が腹側外壁26を腹側反り線リブ63と連結している。したがって、腹側横断リブ67は腹側流路40をいくつかの別個の、軸方向に重なる流路40に分割している。同様に、いくつかの背側横断リブ68が背側外壁27を背側反り線リブ64と連結しており、背側流路40をいくつかの別個の、軸方向に重なる流路40に分割している。中央横断リブ69が腹側反り線リブ63を背側反り線リブ64と連結しており、同様に中央流路を仕切っている。

【0031】

反り線62リブおよび横断リブ66は、半径方向に延在する壁として構成できる。すなわち、これらのリブは、エアfoil 25の両端間で半径方向に延在しながら、図6から図8の横断面図に示す輪郭を形成し得る。このように、腹側流路、背側流路、および中央流路40は、エアfoil 25と翼根元部21間の境界付近の中心寄り端部と、エアfoil 25の外側寄り先端部31付近の外側寄り端部との間を半径方向に延在できる。使用においては、供給クーラントは、翼根元部21を貫通して延在する供給路から1つまたは複数の流路40の中心寄り端部に送達され得る。流路40は、中心寄り端部または外側寄り端部で選択的に連結されてエアfoil 25内に蛇行クーラント経路を生成し得ることが理解できる。

【0032】

図6に示すように、本発明のリブ構成は、エアfoil 25の腹側と背側それぞれにいくつかの横断リブ66を含み得る。好ましい実施形態では、少なくとも5つの腹側横断リブ67と5つの背側横断リブ68が含まれ得る。複数の中央横断リブ69も備えられ得るが、他の実施形態では1つの横断リブ69を使用することもできる。図示のように、好ましい実施形態では、本発明は少なくとも2つの中央横断リブ69を含み得る。本発明はさらに、それによって横断リブ66が外壁26, 27および/または反り線リブ62と連結する、連結アセンブリを記載する。横断リブ66がそれら壁26, 27, 62と交差する角度は、「連結角度」と記載され得ることが理解できる。（「連結角度」とされるのは、壁と交差した横断リブの両端部で該横断リブの両側に形成される2つの角度のうち、小さいほうであることが理解できる。）従来のエアfoil構成では、上述したように、連結角度は急角度であり、一般には90°に近い。このような急角度により堅固な構造になることが理解できる。本発明では、エアfoil 25の構造、またはこの構造の目的部位がより屈従性を有するような方法として、90°よりも大幅に小さい角度を教示する。一実施形態によると、図6および図7に示すように、腹側横断リブ67のうちの少なくとも2つが、腹側外壁26との間に60°未満の連結角度を有するように構成され得る。別の実施形態によると、図示のように、背側横断リブ68のうちの少なくとも2つが、背側外壁27との間に60°未満の連結角度を形成するように構成され得る。中央横断リブ69も同様に形成でき、本発明の構成は、背側反り線リブ64と腹側反り線リブ63それぞれで60°未満の連結角度を少なくとも1つ備えることを含む。より大きいコンプライアンスが要求される場合は、実施形態は、外壁26, 27との連結角度が60°未満となるように構成された腹側横断リブ67を3つおよび背側横断リブ68を3つ備えることを含ん

でもよく、中央横断リブ 6 9 のうちの少なくとも 2 つがそれぞれ背側反り線リブ 6 4 と腹側反り線リブ 6 3 で 60°未満の連結角度を形成するように構成され得る。

【0033】

本発明は、横断リブ 6 6 の構造的屈従性を向上させ得る別の方法をさらに記載する。横断リブ 6 6 は、典型的には直線輪郭を有するように形成されるが、理解できるように、そのせいで堅く屈従性のない構成になる。本発明のある実施形態によると、横断リブ 6 6 は曲線輪郭を有するように構成される。具体的には、図 6 から図 8 の各例で示すように、中央横断リブ 6 9 は、曲線の弓形または弧状の輪郭を含み得る。この輪郭により、横断リブ 6 6 の屈従性は大幅に増大し、それらが連結している構造壁間で相対的な動きに対処できるようになる。横断リブの曲線の弧状輪郭が向けられる方向は、予測される応力の種類に対処できるように操作してもよい。一つの好ましい実施形態によると、図 6 に示すように、中央横断リブ 6 9 の弧部分を、中央横断リブ 6 9 の凹面がエアfoil 25 の前縁部 28 に向くように方向付けることができる。この方向付けは、特定の構造またはその一部に含まれる中央横断リブ 6 9 すべてに対し行うことができる。代替実施形態では、図 7 に示すように、中央横断リブ 6 9 の弧部分を、横断リブの凸面がエアfoil 25 の前縁部 28 から離れるように方向付けることができる。このタイプの輪郭は、中央横断リブ 6 9 全部でもその一部でも用いることができる。

【0034】

本発明によると、エアfoilの内部構造は、エアfoilの反り線方向に波形リブを含むことができる。このようにして反り線リブ 6 2 をばねにすることで、エアfoil内部のバックボーンの屈従性が高くなり得るので、性能的利点が得られ得る。さらに、エアfoil構造の横断リブを湾曲させて、負荷経路をさらに軟性化するとともに、リブ 6 2 とそれが連結する外壁 26, 27 との間により屈従性の高い連結部を形成してもよい。標準的な直線状のリブ設計では、翼内の冷却キャビティ壁とそれよりもはるかに高温の外壁との熱的対立のせいで高応力を受け低サイクル寿命となるが、本発明は、応力集中をより良好に分散させることができるばね様構成を提供し、このばね様構成は、本明細書で提供されるように、構成要素の寿命を延長するのに使用され得る。

【0035】

図 7 および図 8 は、反り線リブ 6 2 の 1 つまたは複数の区分 7 3 が小幅輪郭 7 2 を有するように構成されている、本発明の別の態様を示す。本発明によると、また、本明細書では、「小幅輪郭」とは、リブ厚が区分 7 3 の両端部 7 5 から狭くなって、この両端部 7 5 間にネックまたは小幅領域が形成されたものである。言い換えると、小幅輪郭 7 2 は、反り線リブ区分 7 3 がネック 7 4 から外向きに延びながら両方向に徐々に広がるかまたは厚みが増すものである。この構成では、小幅輪郭 7 2 は砂時計の形に似ていることが理解できる。

【0036】

本発明の小幅輪郭 7 2 は、内側を反り線リブ 6 2 によって画成された流路 40 に含まれ得る。好ましい実施形態では、図示のように、小幅輪郭 7 2 は、反り線リブ 6 2 とエアfoil 25 の外壁 26, 27 のうちの 1 つとの間に形成された壁近傍流路 40 の構成に対して相対的に画成されている反り線リブ区分 7 3 に適用される。好ましい実施形態では、小幅輪郭 7 2 を有する区分 7 3 は、連続する横断リブ 6 6 間に画成される。具体的には、壁近傍流路は、エアfoilの外壁 26, 27 を 5 つで反り線リブ 6 2 と連結している 2 つの連続する横断リブ 6 6 の間に画成されていることが理解できる。好ましい実施形態では、小幅輪郭 7 2 が適用される反り線リブ区分 7 3 は、それらの連続する横断リブ 6 6 が反り線リブ 6 2 と交差する位置の間に画定される、反り線リブ 6 2 の長さである。このように画定されるので、反り線リブ区分 7 3 は横断リブ ~ 横断リブ区分と呼ぶことができる。

【0037】

図 8 に示すように、小幅輪郭 7 2 は、波形または正弦曲線の形の反り線リブ 6 2 で用いることができ、その場合、本発明の他の態様に関して上述したすべての構成で用いること

ができる。しかし、小幅輪郭 7 2 の用途はこのタイプに限定されない。図 7 に示すように、小幅輪郭 7 2 は、従来どおりに形成された反り線リブ 6 2、つまり実質的に直線の軸線を有するものとともに用いてもよい。好ましい実施形態では、小幅輪郭 7 2 は、一続きに形成された 2 つ以上の流路 4 0 の反り線リブ 6 2 上に用いることができる。といっても、小幅輪郭 7 2 は、単一の流路 4 0 の反り線区分 7 3 上で用いても特定の性能の利点を提供し得ることが理解できる。また、小幅輪郭 7 2 は、腹側反り線リブ 6 2、背側反り線リブ 6 2、またはその両方の反り線区分 7 3 上で利用可能であることも、理解できる。

【0038】

図 7 および図 8 で設けられているように、小幅輪郭 7 2 は曲線または直線の形状を含み得る。好ましい実施形態では、小幅輪郭 7 2 は、ネック 7 4 から徐々に広がる等高線の形状を含む。図示のように、好ましい実施形態では、ネック 7 4 は、反り線リブ 6 2 の区分 7 3 の中間点か、またはその付近に配置され得る。ネック 7 4 は「ネック厚」を有すると記載でき、区分 7 3 の両端部 7 5 はそれぞれ「端部厚」を有すると記載でき、これらは図 7 および図 8 にそれぞれ距離 7 7、距離 7 8 として示されることが理解できる。例示的な実施形態では、両端部 7 5 それぞれの端部厚 7 8 は、ネック厚 7 7 よりも少なくとも 1.5 倍大きい。代替実施形態では、両端部 7 5 それぞれの端部厚 7 8 は、ネック厚 7 7 よりも少なくとも 2 倍大きい。両端部 7 5 のそれぞれとネック 7 4 との間の小幅輪郭は、滑らかにおよび / または一定して狭くなり得るが、これによって応力集中が最小限化されることになる。

【0039】

本発明の小幅輪郭 7 2 は、エアfoil構造の屈従性を向上させまたはさらに調整して、不均衡な熱伸長を原因とする応力を最小限化または拡散できるような、別の方法を提供することが理解できる。好ましい実施形態では、小幅輪郭 7 2 は、波形反り線リブ 6 2 の態様とともに用いて、これらのリブが一般に形成する「ばね」の屈従性を向上させることができる。この場合、小幅輪郭 7 2 により波形壁のばね効果が向上し、それによってエアfoil 2 5 の内部構造が受ける応力が低下することが理解できる。このことについてさらに図 8 を参照すると、小幅輪郭 7 2 は、波形リブの曲線区分 7 3 に、引張負荷に応答して強くなり、圧縮負荷に応答してさらに屈曲する屈従性を与えることが理解できる。前述したように、小幅輪郭 7 2 は、エアfoil構造の少なくともあるレベルの屈従性向上の手段として、より多くの直線タイプの従来の反り線リブ 6 2 を一緒に用いてもよい。これらのタイプのリブ構成により結果として低下する応力レベルを、構成要素のサイクル寿命の延長に用いることができる。

【0040】

図 9 および図 10 は、上述した波形壁をインピンジ開口とともに用いてエアfoilの内部冷却システムを向上させる、本発明の別の態様を示す。図 9 を参照すると、従来のインピンジ冷却構成が示されている。この構成は、一般には、衝突クーラント流により冷却される構造体を含むことが理解できる（この図では、被冷却構造体を一般に壁 8 0 で表す）。壁 8 0 から間隔を置いて、冷却されているインピンジ構造体 8 2 がある。たとえば、壁 8 0 はエアfoil 2 5 の外壁 2 6、2 7 を表し、インピンジ構造体 8 2 はエアfoil 2 5 内の反り線リブ 6 2 または他の類似の構造体またはリブを表していることが理解できる。壁 8 0 は、高温ガスの高温に晒される側である被加熱表面 8 4 と、壁 8 0 の反対側の、インピンジ構造体 8 2 に対向する面であり、衝突クーラントの標的である目的表面 8 5 とを有するように記載され得ることが理解できる。この従来の構成では、図示のように、インピンジ構造体 8 2 は直線状であり、典型的には、壁 8 0 からおよそ一定の距離にあるように構成されている。このようにインピンジ構造体 8 2 は壁 8 0 との間にインピンジ・キャビティまたは流路 8 6 を形成できる。図示のように、インピンジ構造体 8 2 は、いくつかのインピンジ開口 8 7 を含む。インピンジ構造体 8 2 の反対側には供給プレナムまたはクーラント・キャビティ 8 8 が設けられ、それらによって圧縮クーラントがインピンジ開口に供給されることが理解できる。すなわち、クーラント・キャビティ 8 8 は、供給されるクーラントがインピンジ開口 8 7 を強制的に通過するかまたはそこを通過して衝突す

るように、クーラントを方向付ける（その流れを矢印 89 で表す）キャビティである。このようにして増強されたクーラントは、壁 80 を標的とするいくつかの高速クーラント噴流に変わる（その流れを矢印 90 で表す）。この冷却技法の中心にある考えは、クーラント噴流が近接した目的表面に当たるとその目的表面から熱が高速で対流移動することから生じる高伝熱係数（HTC）の使用であることが理解できる。

【0041】

衝突クーラントが壁 80 に対して排気され、その温度がその効果を失うレベルまで上昇すると、流路に入ってくる新しいクーラントに干渉しないような方法で除去する必要がある。しかし、典型的には、排気クーラントの直交流（その流れを矢印 91 で表す）は入ってくる新しいクーラントの冷却効果を減損させる。排気クーラントの直交流の強度は、キャビティ出口に近づくとき通常は増大し、この強化された直交流はクーラント噴流の方向を変えるので、クーラント噴流は直交する急角度で壁 80 に当たることができなくなる。このことは、当然ながら、衝突クーラントの冷却効果に悪影響を及ぼす。このタイプの減損はしばしば噴流ベクトル変更（jet-vector alteration）と呼ばれる。排気クーラントの直交流がクーラント噴流の方向を変えるので、噴流は目的表面に垂直に当たることができなくなり、冷却効果が低下してしまう。

【0042】

さらに、図 9 に示すような従来のインピンジ冷却構成の全体的な流れパターンでは、大量の排気クーラントが他のインピンジ開口 87 の前（すなわちインピンジ開口 87 と壁 80 の間）を横切るので、高温のクーラントの境界層が、新しく入ってくるクーラントの冷却効果をさらに減損させることが理解できる。より具体的には、すでに壁 80 から吸収した熱のせいで、排気クーラントの直交流は、インピンジ噴流のうちの 1 つからキャビティ 88 に入った新しいクーラントよりも高温となっている。当業者であれば理解しようが、排気クーラントの直交流は新しいクーラントと混合することで壁 80 の冷却を妨害し、それによってクーラント噴流の温度を上昇させ、壁 80 とそれに当たるクーラント流との温度差を縮める。この境界層効果は、クーラントと壁 80 間の伝熱係数を減少させ、それによって冷却効果はさらに減損する。

【0043】

壁 80 に対し直接流入してくる新しいクーラントを妨害しないように、また、新しいクーラントが突破しなければならない排気クーラントの境界層が生成されないように、排気クーラントの直交流がクーラント・キャビティ 88 内で減少するかまたはその方向が変われば、流体クーラントと目的表面間の熱交換は改善されることになる。当業者であれば理解しようが、そのように冷却効果が改善されれば、構成要素を所定の許容限度内に維持するのに必要なクーラントの量が減少することになる。一般にクーラントは圧縮機から吐出されるので、その使用量が減少すればエンジン全体の効率が向上する。

【0044】

図 10 は、反り線リブ 62 の波形輪郭によって、インピンジ開口 87 を目的表面 85（この例示の場合は、背側壁近傍流路 44 を外側に画成している背側外壁 27）により接近させて配置することが可能になる、本発明の一実施形態を示す。波形輪郭については、図示のように、反り線リブ 62 は、隆起部分 92 とくぼみ部分 93 を交互に含む。本明細書では、隆起部分 92 は、目的表面 85 に向けて延在する波形反り線リブ 62 の区分であり、目的表面 85 に対して相対的に隆起した位置にある。それと比較して、くぼみ部分 93 は、目的表面 85 から離れるように延在する波形反り線リブ 62 の区分であり、目的表面 85 に対して相対的に凹んだ位置にある。したがって、隆起部分 92 はくぼみ部分 93 よりも目的表面 85 の近くにあることが理解できる。さらに、本発明の実施形態によると、インピンジ開口 87 が反り線リブ 62 の隆起部分 92 に配置されている。好ましくは、インピンジ開口 87 は、目的表面にもっとも近い点としての隆起部分 92 の頂上に配置されている。

【0045】

くぼみ部分 93 によって、インピンジ開口 87 が目的表面に近づけられることに加えて

、壁近傍流路４４内にチャネル９４が設けられ、このチャネル内で排気クーラントが出口に向けて移動し得るので、直交流による新しいクーラントの妨害が最小限になることが理解される。すなわち、各くぼみ部分９３によって背側壁近傍流路４４内に形成された凹チャネル９４によって目的表面８５から多少離れる空間が設けられ、その空間内に排気クーラントが集まり、インピンジ開口８７を通じて到着し続ける新しいクーラントを妨害することなく出口に向かって流出し得る。したがって、凹チャネル９４は、排気クーラントを集め、その長手方向軸線に沿って該排気クーラントを出口に向けて方向付けるように構成され得る。ある好ましい実施形態では、隆起部分９２とくぼみ部分９３の長手方向軸線は、概ね出口（たとえばエアフォイル２５の先端部３１に配置され得る）に向くように、揃えられていることが理解できる。

10

【００４６】

好ましい一実施形態では、インピンジ開口８７は、隆起部分９２のうちの１つの頂上と出合う軸線上に形成され得る。インピンジ開口８７は、隆起部分９２の頂上に沿って半径方向に一定間隔で離間し得、図示のように、エアフォイル２５を通して半径方向に延在し得る。いくつかの実施形態では、各隆起部分９２に２列以上のインピンジ開口８７が配置され得る。この場合、インピンジ開口８７は、図１０の例のうちの１つに示すように、隆起部分９２の頂上のそれぞれの側にオフセットされ得る。２列のインピンジ開口８７を有する実施形態では、各列の開口８７は他方の列に対して半径方向に互い違いに配置されて直交流の干渉を最小限化している。すなわち、各インピンジ開口８７の半径方向位置は、隣の列の対応する対のインピンジ開口８７のだいたい半径方向中間点になり得る。

20

【００４７】

当業者であれば理解しようが、いくつかの例示的な実施形態との関連で上述した多くの可変的な特徴および構成は、本発明のその他の可能な実施形態を構成するのにさらに選択的に適用することができる。説明を簡潔にするために、また、当業者の能力を考慮して、考えられるすべての繰り返しの説明をしたわけではなく、また詳細に述べたわけではないが、以下の請求項のうちのいくつかまたはそれ以外に包括されるあらゆる組み合わせおよび可能な実施形態は、本願の一部であるものとする。加えて、当業者らは、上述した本発明のいくつかの例示的な実施形態から、改良、変形、変更を読み取るであろう。当技術分野内のそのような改良、変形および変更もまた、添付の特許請求の範囲内とする。さらに、以上の説明は記載した本願の実施形態のみに関するものであり、以下の特許請求の範囲によって定義される本願の精神と範囲およびその等価物から逸脱することなく多くの変形および変更がここでなされ得ることは、明らかである。

30

【符号の説明】

【００４８】

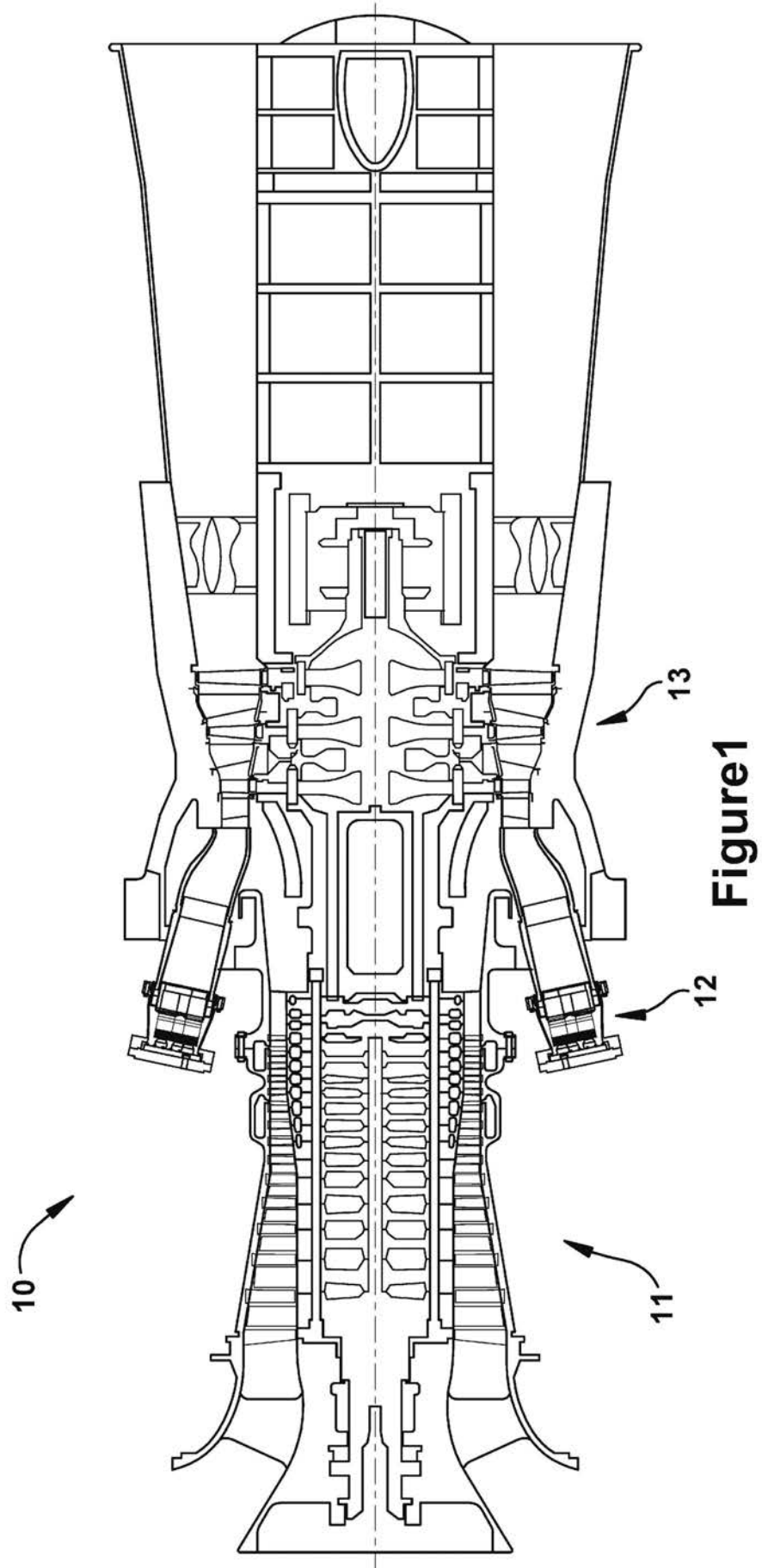
- １０ 燃焼タービン・エンジン
- １１ 圧縮機
- １２ 燃焼器
- １３ タービン
- １４ 圧縮機動翼
- １５ 圧縮機静翼
- １６ タービン動翼
- １７ タービン静翼
- ２１ 根元部
- ２４ プラットフォーム
- ２５ エアフォイル
- ２６ 腹側外壁
- ２７ 背側外壁
- ２８ 前縁部
- ２９ 後縁部
- ３１ 外側寄り先端部

40

50

4 0	流路	
4 1	中央流路	
4 2	前縁部流路	
4 3	腹側壁近傍流路	
4 4	背側壁近傍流路	
4 5	供給フィード	
4 6	口	
4 7	交差通路	
4 8	インピンジ・コネクタ	
4 9	表面出口	10
6 0	リブ	
6 2	反り線リブ	
6 3	腹側反り線リブ	
6 4	背側反り線リブ	
6 6	横断リブ	
6 7	腹側横断リブ	
6 8	背側横断リブ	
6 9	中央横断リブ	
7 2	小幅輪郭	
7 3	反り線リブ区分	20
7 4	ネック	
7 5	区分端部	
7 7	ネック厚（距離）	
7 8	端部厚（距離）	
8 0	外壁	
8 2	インピンジ構造体	
8 3	矢印（高温ガス）	
8 4	被加熱表面	
8 5	目的表面	
8 6	インピンジ・キャビティ	30
8 7	インピンジ開口	
8 8	クーラント・キャビティ	
8 9	矢印（クーラント供給）	
9 0	矢印（クーラント噴流）	
9 1	矢印（排気クーラント）	
9 2	隆起部分	
9 3	くぼみ部分	
9 4	凹チャネル	

【図 1】



【図 2】

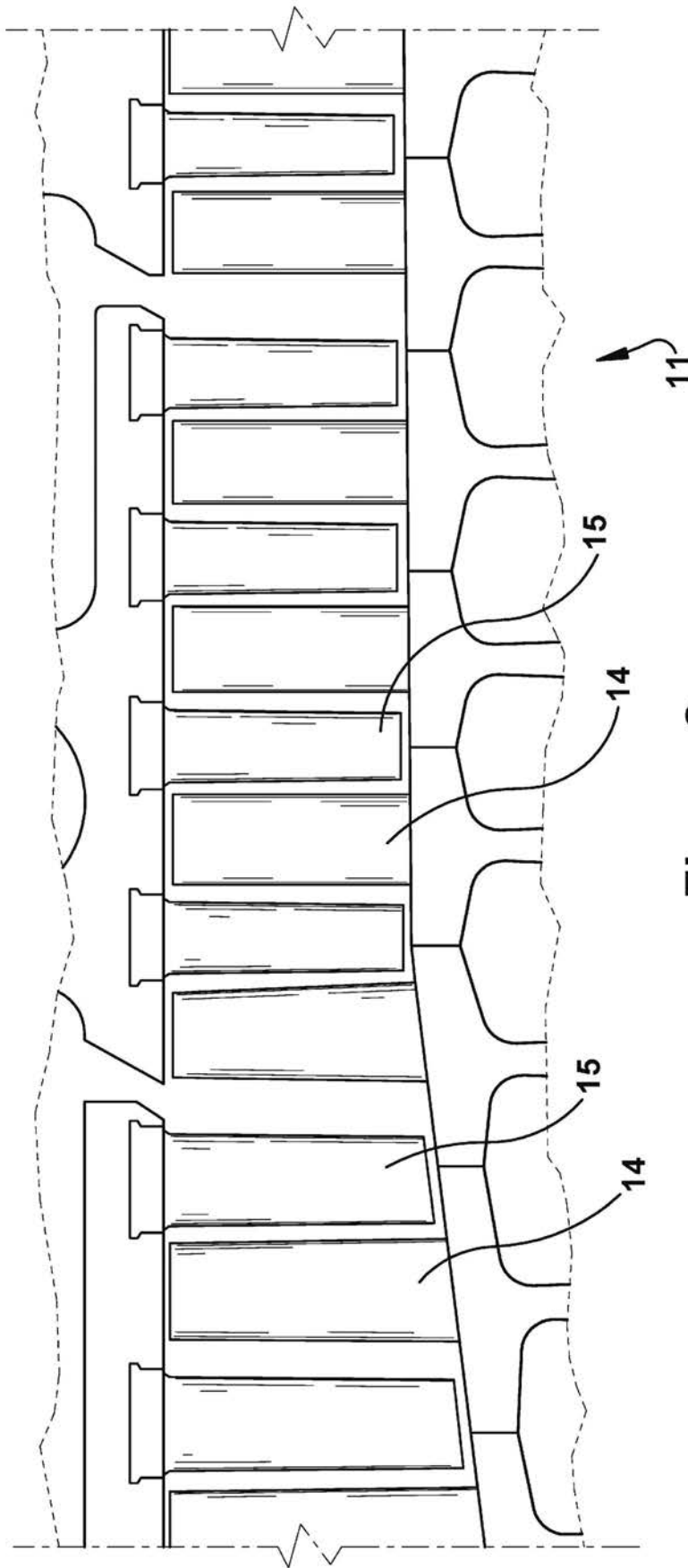
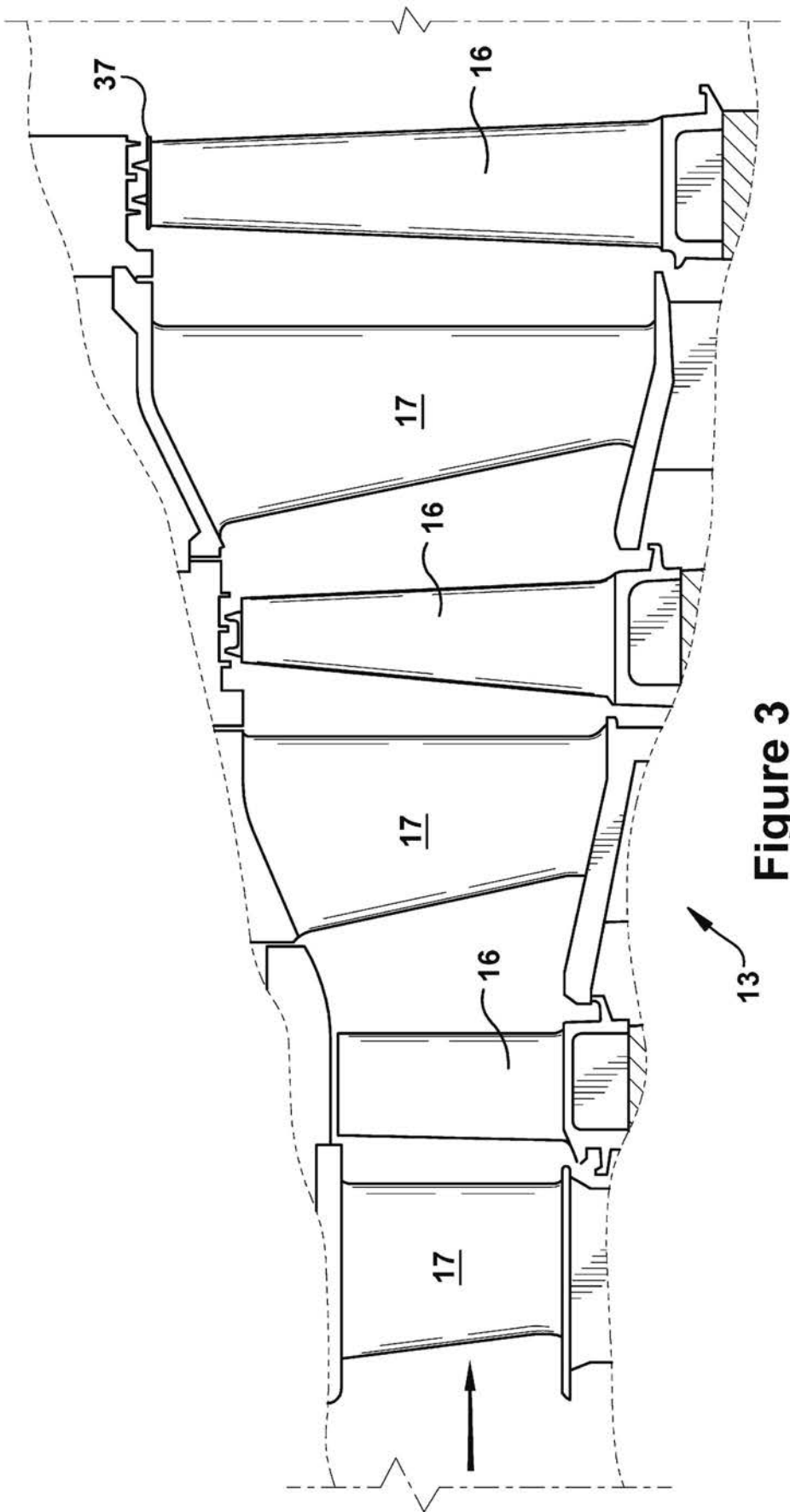
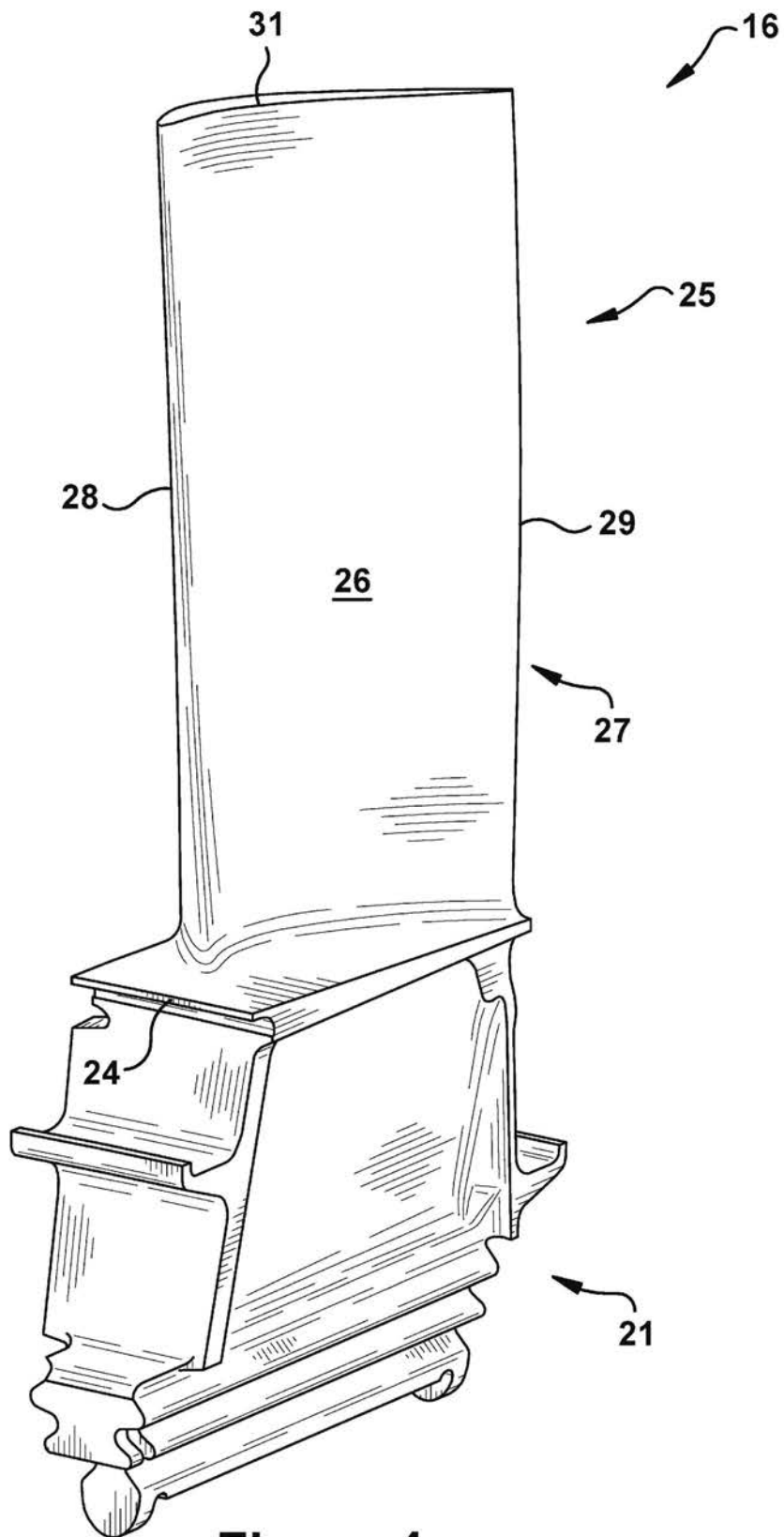


Figure 2

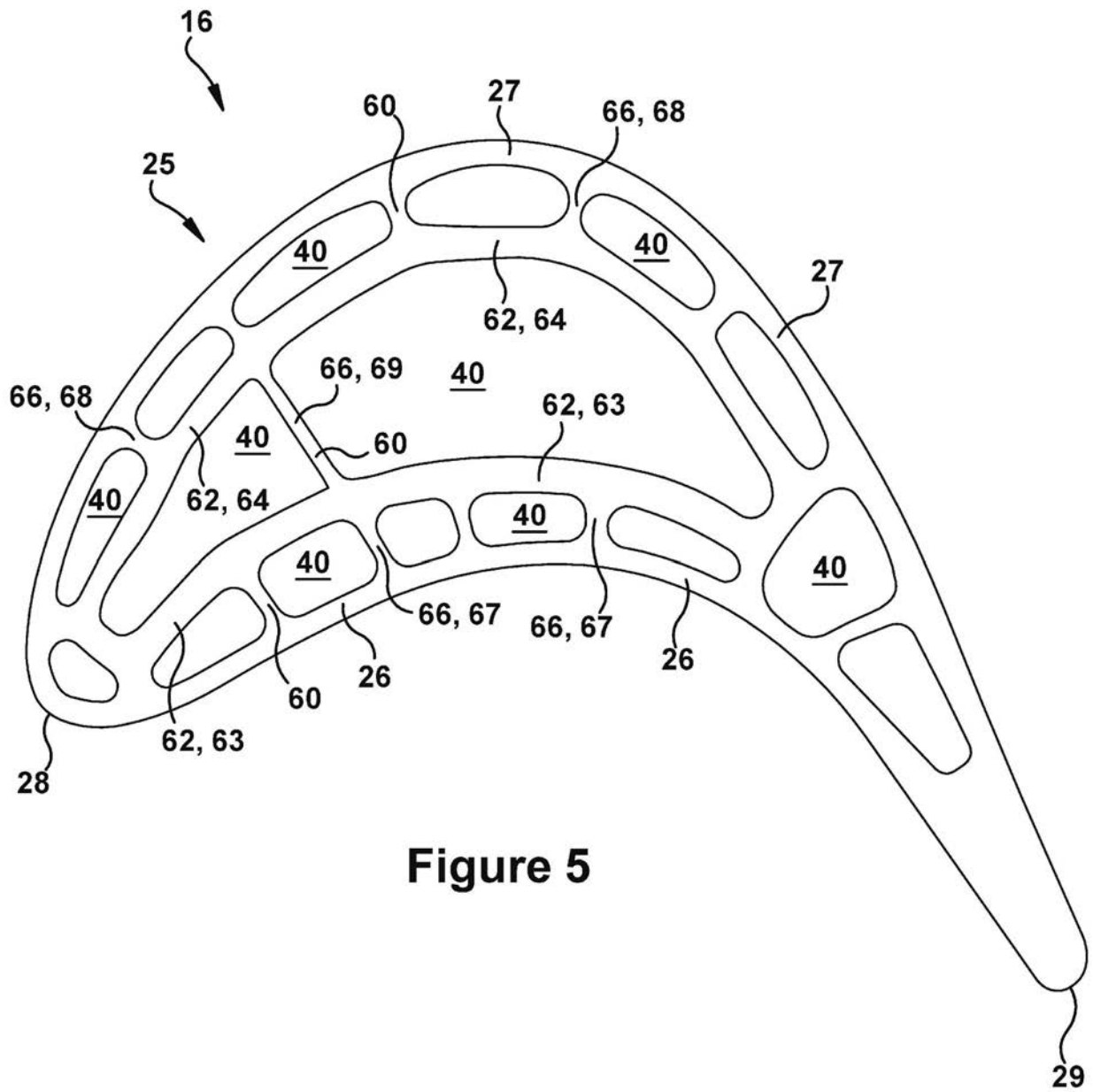
【図 3】



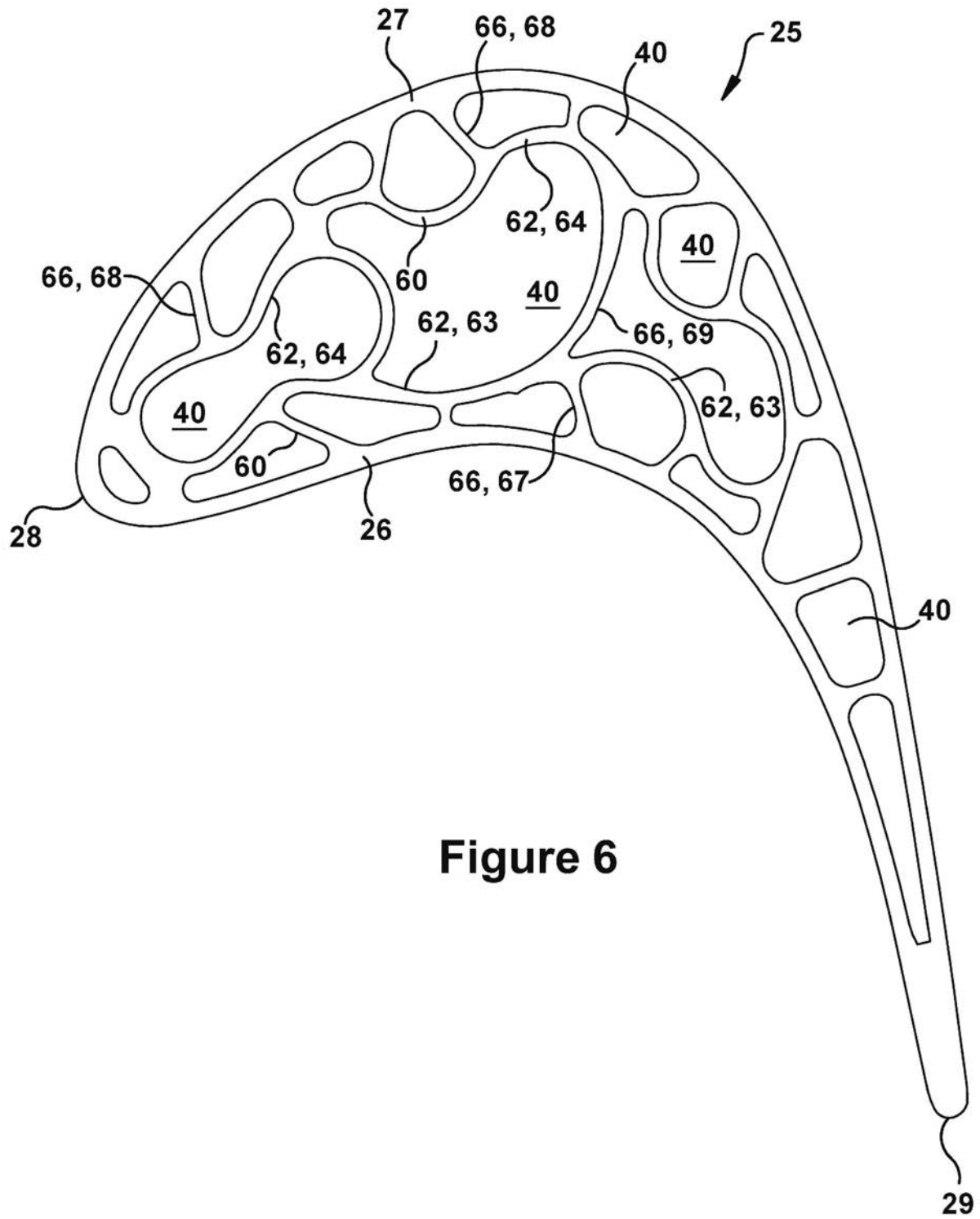
【 図 4 】

**Figure 4**

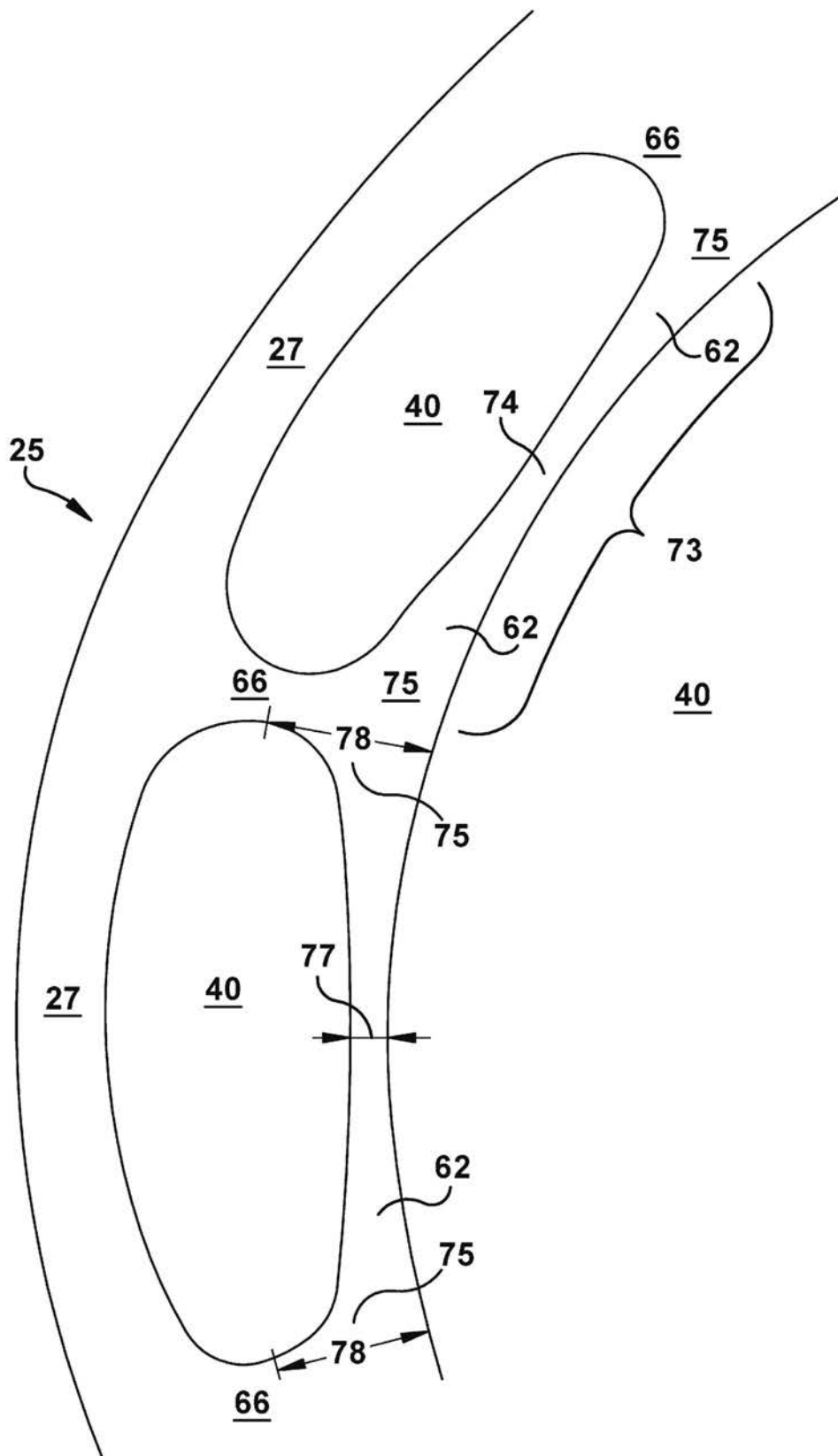
【 図 5 】



【 図 6 】



【 図 7 】

**Figure 7**

【 図 8 】

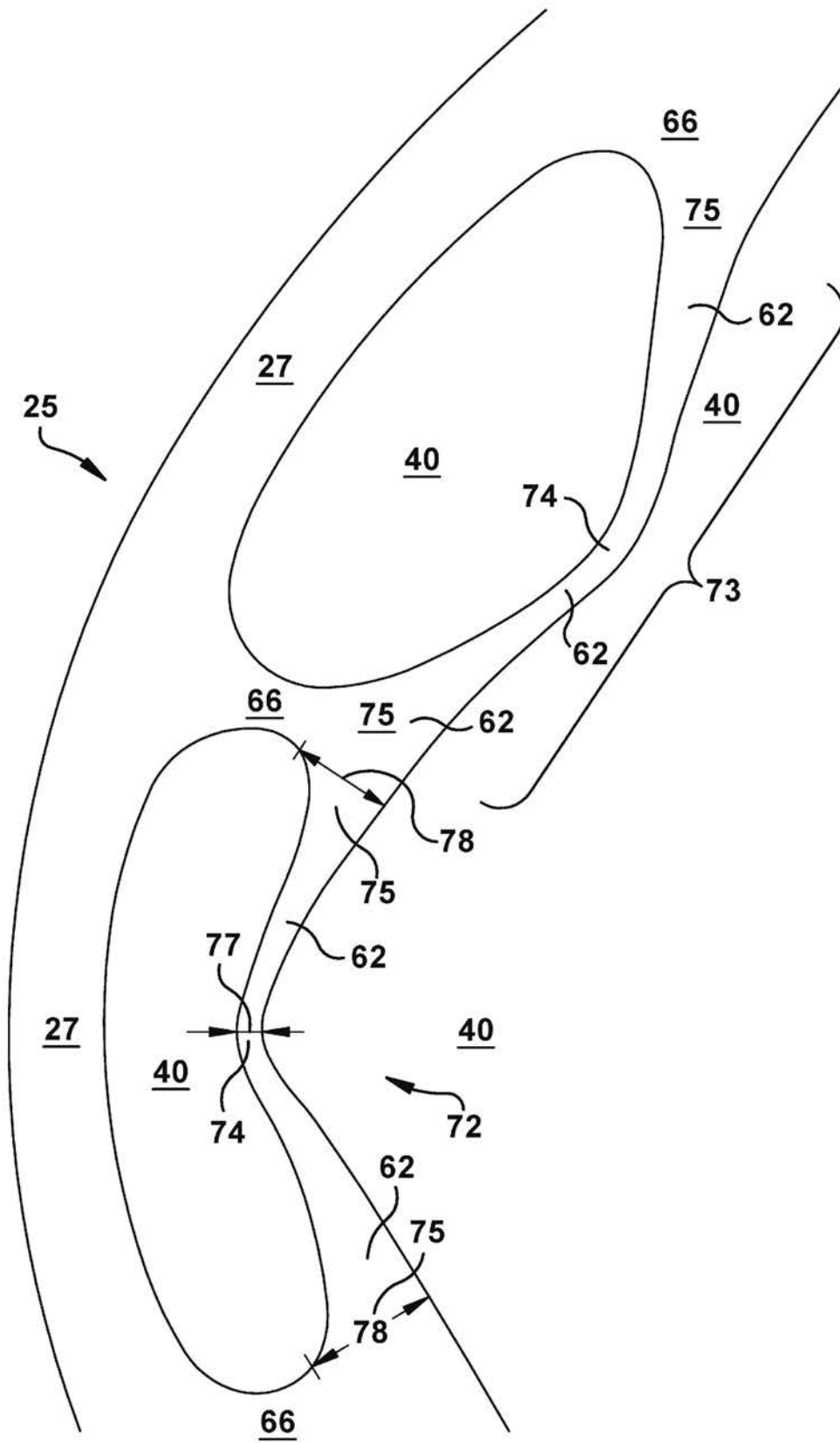
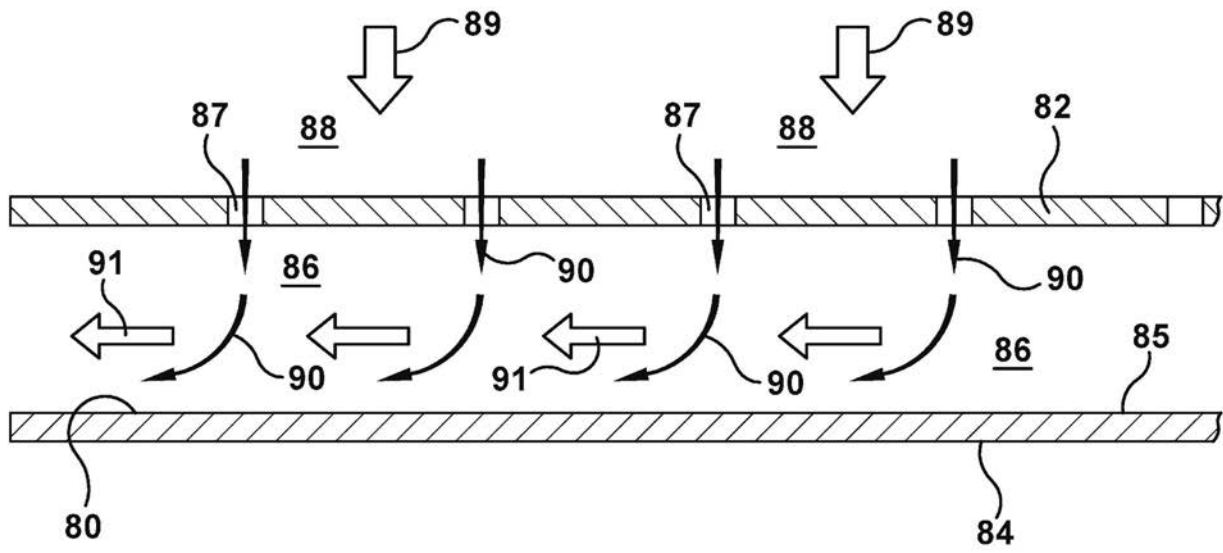
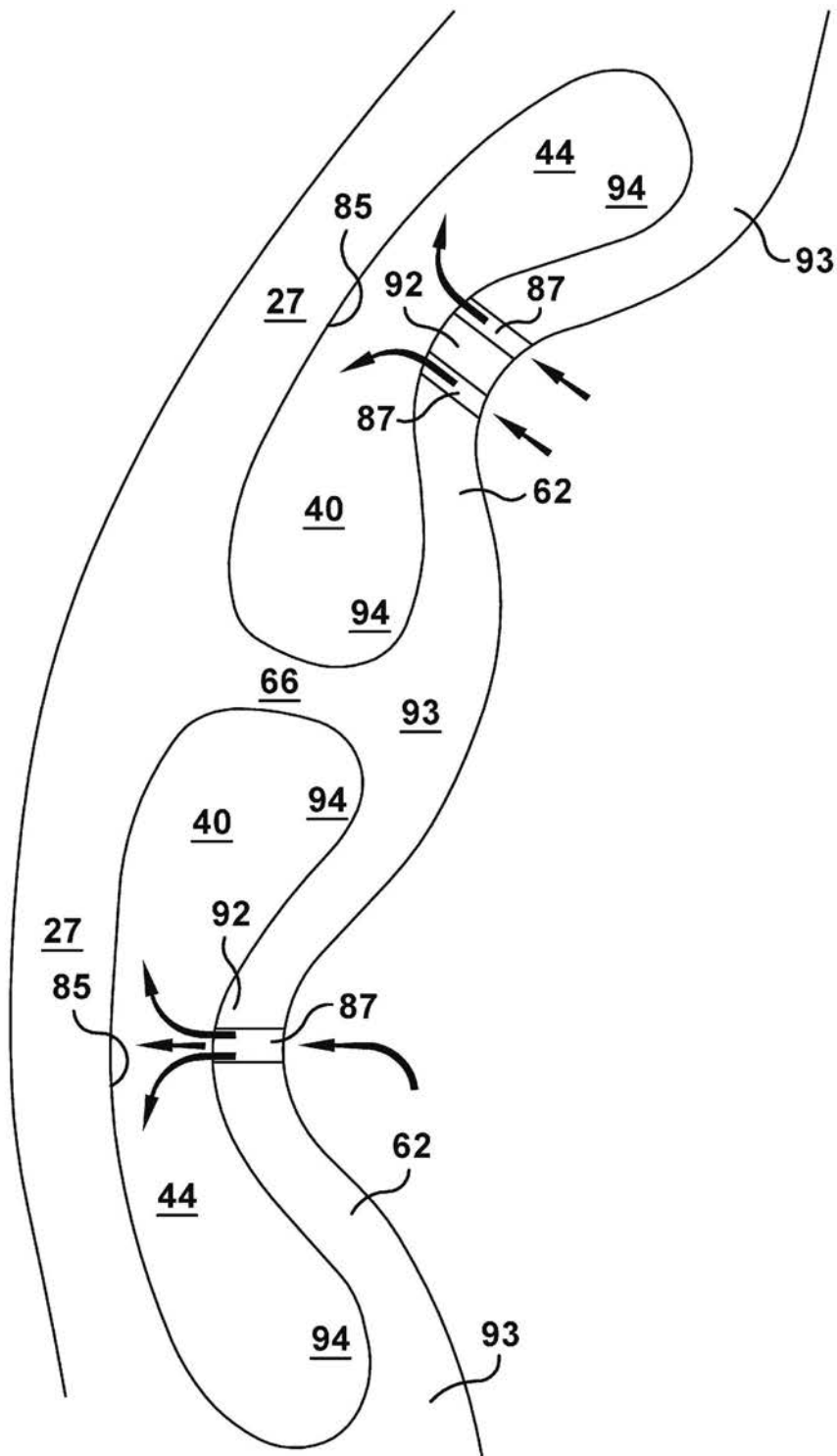


Figure 8

【 図 9 】

**Figure 9**

【図 10】

**Figure 10**

フロントページの続き

(72)発明者 アーロン・イゼキエル・スミス

アメリカ合衆国、サウスカロライナ州・29615、グリーンビル、ガーリングトン・ロード、300

Fターム(参考) 3G202 BA03 BA06 BB01 CA07 CA11 CB01 CB04 JJ02 JJ21 JJ22
JJ31 JJ32