

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7219829号
(P7219829)

(45)発行日 令和5年2月8日(2023.2.8)

(24)登録日 令和5年1月31日(2023.1.31)

(51)国際特許分類		F I		
F 0 1 D	5/16 (2006.01)	F 0 1 D	5/16	
F 0 1 D	5/18 (2006.01)	F 0 1 D	5/18	
F 0 2 C	7/18 (2006.01)	F 0 2 C	7/18	A

請求項の数 10 (全11頁)

(21)出願番号	特願2021-577651(P2021-577651)	(73)特許権者	521001582
(86)(22)出願日	令和2年4月24日(2020.4.24)		シーメンス エナジー グローバル ゲゼ
(65)公表番号	特表2022-540798(P2022-540798 A)		ルシャフト ミット ベシュレンクテル
(43)公表日	令和4年9月20日(2022.9.20)		ハフツング ウント コンパニー コマン
(86)国際出願番号	PCT/US2020/029674		ディートゲゼルシャフト
(87)国際公開番号	WO2020/263396		SIEMENS ENERGY GLOB
(87)国際公開日	令和2年12月30日(2020.12.30)		AL GMBH & CO. KG
審査請求日	令和4年3月31日(2022.3.31)		ドイツ連邦共和国 8 1 7 3 9 ミュンヘ
(31)優先権主張番号	62/868,318	(74)代理人	110003317
(32)優先日	令和1年6月28日(2019.6.28)		弁理士法人山口・竹本知的財産事務所
(33)優先権主張国・地域又は機関	米国(US)	(74)代理人	100075166
			弁理士 山口 巖
		(74)代理人	100133167
			弁理士 山本 浩

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 モーダル周波数応答の調整を行うタービン翼形部

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

前縁(24)及び後縁(26)で接続された圧力側壁(20)及び吸入側壁(22)を含む外壁(18)によって形成された翼形部本体(12)と、

前記翼形部本体(12)の内側部分に位置決められて、翼長方向に沿って延在し、かつ不活性内部空間(40)を画定する略中空の流動変位部(30)と、

を備えるタービン翼形部(10)であって、

前記流動変位部(30)は、前記圧力側壁(20)及び前記吸入側壁(22)から離間された第1の壁近傍冷却路(92)及び第2の壁近傍冷却路(94)をそれぞれ画定し、

前記流動変位部(30)は、前記壁近傍冷却路(92、94)と対向する外面(36)と、前記不活性内部空間(40)と対向する内面(38)とを備え、かつ、

前記不活性内部空間(40)と対向する内面(38)は、前記タービン翼形部(10)の所定のモーダル周波数応答を生じさせるように、前記タービン翼形部(10)の質量及び/又は剛性に対して影響を及ぼすように構成された特徴部(50)を含み、

前記流動変位部(30)が可変的な壁厚(t)を有するように、前記流動変位部(30)の前記内面(38)に輪郭を形付けることで、前記特徴部(50)が構成され、

前記流動変位部(30)の前記壁厚(t)は、翼長方向と翼弦方向とのうち少なくとも一方に沿って変化する、

タービン翼形部(10)。

【請求項2】

10

20

前記流動変位部(30)の前記壁厚(t)は、前記翼長方向と前記翼弦方向とに沿って変化する、請求項1に記載のタービン翼形部(10)。

【請求項3】

前記特徴部(50)は、前記流動変位部(30)の前記内面(38)上に1つ又は複数の突出部(60)を含み、各前記突出部(60)は補剛域を形成するように前記翼弦方向に沿って延出する、請求項1又は2に記載のタービン翼形部(10)。

【請求項4】

前記特徴部(50)は、1つ又は複数の補剛ロッド(70)を含み、各前記補剛ロッド(70)は、第1の端部(72)及び第2の端部(74)の間で延出し、各前記補剛ロッド(70)の前記第1の端部(72)及び前記第2の端部(74)は、それぞれ、第1の位置及び第2の位置で、前記流動変位部(30)の前記内面(38)と接続される、請求項1乃至3のいずれか一項に記載のタービン翼形部(10)。

【請求項5】

前記特徴部(50)は、1つ又は複数の片持梁ロッド(80)を含み、各前記片持梁ロッド(80)は、前記流動変位部(30)の前記内面(38)と接続された第1の端部(82)から、自由端である第2の端部(84)まで延出する、請求項1乃至4のいずれか一項に記載のタービン翼形部(10)。

【請求項6】

タービン・エンジンで用いられるために、調整されたモーダル周波数応答を有する、請求項1乃至5のいずれか一項に記載のタービン翼形部(10)を形成する方法(100)であって、

前記タービン翼形部(10)の公称の形状である前記タービン翼形部の第1の形状を求めることを含み、この際、前記タービン翼形部は、

前縁(24)及び後縁(26)で接続された圧力側壁(20)及び吸入側壁(22)を含む外壁(18)によって形成された翼形部本体(12)と、

前記翼形部本体(12)の内側部分に位置決められて、その翼長方向に沿って延在して、不活性内部空間(40)を画定する、略中空の流動変位部(30)と、
によって定められ、

前記流動変位部(30)は、第1の壁近傍冷却路(92)及び第2の壁近傍冷却路(94)をそれぞれ画定するように、前記圧力側壁(20)及び前記吸入側壁(22)から離間されて、

前記流動変位部(30)は、前記壁近傍冷却路(92、94)と対向する外面(36)と、前記不活性内部空間(40)と対向する内面(38)とを備え、

前記タービン翼形部の第1の形状に関する第1の固有周波数を決定して(104)、前記第1の固有周波数が前記タービン・エンジンの定められた作動速度の範囲内で生じているか否かを決定すること(106)と、

前記タービン翼形部(10)の第2の形状を決定し(108)、この際、前記第2の形状が、前記第1の形状とは異なる点として、前記不活性内部空間(40)と対向する流動変位部(30)の内面(38)上に質量及び/又は剛性に影響を及ぼす特徴部(50)が設けられることであって、

この際、前記第2の形状は、前記タービン・エンジンの定められた作動速度の範囲外で生じる第2の固有周波数と関連付けられることと、

決定された前記第2の形状に基づいて前記タービン翼形部(10)を製造することと、を含む方法(100)。

【請求項7】

前記質量及び/又は剛性に影響を及ぼす特徴部(50)は、前記流動変位部(30)の前記内面(38)の輪郭を形付けることで定められ、この際、前記流動変位部(30)は、前記タービン翼形部(10)の前記第1の形状と対比して、前記タービン翼形部(10)の前記第2の形状は、1つ又は複数の位置で変更された壁厚(t)を有する、請求項6に記載の方法(100)。

10

20

30

40

50

【請求項 8】

前記質量及びノ又は剛性に影響を及ぼす特徴部(50)は、前記流動変位部(30)の内面(38)上に1つ以上の突出部(60)を設けることで定められ、この際、各前記突出部(60)は、翼弦方向に沿って延出して、補剛域を形成する、請求項6又は7に記載の方法(100)。

【請求項 9】

前記質量及びノ又は剛性に影響を及ぼす特徴部(50)は、前記流動変位部(30)の前記内面(38)と接続される1つ又は複数のロッド(70、80)を設けることで定められる、請求項6乃至8のいずれか一項に記載の方法(100)。

【請求項 10】

前記流動変位部(30)は、前記翼形部本体(12)と一体に形成されることを含む、請求項6乃至9のいずれか一項に記載の方法(100)。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

本開示内容は、ガスタービン・エンジンに用いられる翼形部(エアfoil)に関し、特に、モーダル周波数応答の調整(チューニング)を行うタービン翼形部と、係るタービン翼形部を形成する方法とに関する。

【背景技術】**【0002】**

ガスタービン・エンジン等のターボ機械では、空気がコンプレッサ部内で圧縮された後、燃焼部(コンバスタ部)内で燃料と混合されて、燃焼されて、高温の燃焼ガスを生成している。この高温の燃焼ガスは、エンジンのタービン部内で膨張されて、そこからエネルギーが取り出されることで、コンプレッサ部の動力が供給されて、有用な仕事を行えるようにしており、例えば、電気を生じさせるように発電機の回転等を行っている。この高温の燃焼ガスは、タービン部内で一連のタービンの段を通過して移動する。このタービンの段には、静止型の翼形部、即ちペーンの列と、続いて、回転型の翼形部、即ちタービン・ブレードの列とが含まれる得るが、この際、タービン・ブレードは、高温の燃焼ガスからエネルギーを取り出して、出力電力を供給している。

【0003】

タービン翼形部のモーダル周波数応答の調整では、共振(レゾナンス)を回避するため、翼形部の固有振動周波数を、ガスタービン・エンジンの作動速度の範囲外へと移すように、翼形部を修正することが含まれる。タービン翼形部のモーダル周波数応答の調整は困難な場合があるが、それは、共振から離れるように設計する上で利用可能な設計パラメータの数が限られているためである。さらに、現在、利用可能な設計パラメータは、幾つかのモーダル周波数と不随して関連しているため、設計時にトレードオフがもたらされる虞がある。

【発明の概要】**【発明が解決しようとする課題】****【0004】**

要約すると、本開示内容の各態様は、内部の流動変位部(フロー変化部)の形状を修正することによって、タービン翼形部のモーダル周波数応答を調整することに関する。

【課題を解決するための手段】**【0005】**

第1の態様では、タービン翼形部が提供される。このタービン翼形部は、外壁によって形成される翼形部本体を備えるが、この外壁は、前縁及び後縁で接続される圧力側壁及び吸入側壁を備える。さらに、タービン翼形部は、略中空の流動変位部を備えるが、これは、翼形部本体の内側部分に位置決められて、翼長方向に沿って延在する。流動変位部は、その内部に不活性内部空間を画定する。流動変位部は、圧力側壁及び吸入側壁から離間されて、第1の壁近傍冷却路及び第2の壁近傍冷却路をそれぞれ画定する。流動変位部は、

10

20

30

40

50

壁近傍冷却路と対向する外面と、不活性内部空間と対向する内面とを備える。不活性内部空間と対向する内面には、タービン翼形部の質量及びノ又は剛性に対して影響を及ぼすように構成された特徴部が備えられ、それによってタービン翼形部の所定のモーダル周波数応答を生じさせるようにする。

【0006】

第2の態様では、タービン・エンジンで用いられるために、調整されたモーダル周波数応答を有するタービン翼形部を形成するための方法が提供される。この方法は、タービン翼形部の第1の形状（幾何学的形状）を得ることを含む。第1の形状は、タービン翼形部の公称の形状であって、それは、前縁及び後縁で接続された圧力側壁及び吸入側壁を含む外壁によって形成された翼形部本体と、翼形部本体の内側部分に位置決められて、その翼長方向に沿って延在する略中空の流動変位部とによって定められる。流動変位部は、その内部に不活性内部空間を画定する。流動変位部は、圧力側壁及び吸入側壁から離間されて、第1の壁近傍冷却路及び第2の壁近傍冷却路をそれぞれ画定する。流動変位部は、壁近傍冷却路と対向する外面と、不活性内部空間と対向する内面とを備える。この方法は、タービン翼形部の第1の形状に関する第1の固有周波数（固有振動数）を決定することと、この第1の固有周波数がタービン・エンジンの規定された作動速度の範囲内で生じているか否かを決定することとを含む。さらに、本方法では、タービン翼形部の第2の形状を決定することを含み、この第2の形状は、第1の形状とは異なる点として、不活性内部空間と対向する流動変位部の内面上に質量及びノ又は剛性に影響を及ぼす特徴部が設けられる。第2の形状は、タービン・エンジンの規定された作動速度の範囲外で生じる第2の固有周波数と関連付けられる。この方法は、さらに、決定された第2の形状に基づいてタービン翼形部を製造することを含む。

10

20

【0007】

以下、本発明について、図面を参照して、より詳細に説明する。これら図には好適な構成が例示されている。これら図は、本発明の範囲を限定するものではない。

【図面の簡単な説明】

【0008】

【図1】図1は、タービン翼形部の斜視図である。

【図2】図2は、図1の符号II-IIに沿った断面図である。

【図3】図3は、図2の符号III-IIIに沿った断面図であり、内部の流動変位部の公称の形状を例示した図である。

30

【図4】図4は、図3と対応する断面図であり、一実施形態に係る内部の流動変位部の修正された形状を例示する図である。

【図5】図5は、図2と対応する断面図であり、さらなる実施形態に係る内部の流動変位部の修正された形状を例示する図である。

【図6】図6は、図5の符号VI-VIに沿った断面図である。

【図7】図7は、図6と対応する断面図であり、さらに別の実施形態に係る内部の流動変位部の修正された形状を例示する図である。

【図8】図8は、一実施形態に係る翼形部の製造方法を例示するフローチャートである。

【発明を実施するための形態】

40

【0009】

以下、添付の図面を参照して、様々な実施形態について詳細な説明を行う。図面は様々な実施形態の一部を構成し、それらを例示するものであって、限定するものではなく、本発明を実施することができる特定の実施形態を示している。なお、他の実施形態を用いることは可能であって、本発明の技術思想及び範囲から逸脱することなく、そのような変更を行うことができることを理解されたい。

【0010】

モーダル周波数応答の調整（チューニング）は、翼形部の設計の修正によって行うことができるが、例えば、翼形部のコード（翼弦）、キャンバ、ねじれ等を修正したり、ブレードの柄（シャンク）の再設計、内部リブの配置等を行うことができる。これらの設計態

50

様は、全て、エンジンの熱効率及び／又は空気力学の効率と直接的に関係する。本発明者は、これら設計態様のうちの１つ又は複数の修正によって、しばしば、エンジンの性能及び／又は機械的整合性の折衷が導かれることを認識した。

【 0 0 1 1 】

以下で説明される実施形態は、当該技術分野で問題となっている空気力学の効率、クーラント（冷却剤）、及びモーダル周波数応答の調整の間でのトレードオフのうち、少なくとも幾つかを削減して、上記カテゴリの各々で、独立した効率の最適化を可能にする設計方法を提供する。このことは、タービン翼形部の外部形状及び内部冷却路の形状を変えることなく、モーダル周波数応答を調整するために、タービン翼形部の内部の流動変位部に質量及び／又は剛性に影響を及ぼす特徴部を設けることで行うことができる。本明細書に記載される技術思想は、ブレードとベーンとから成る複数段に拡張することができ、それによって相当なエアロゲインを提供して、タービン全体の効率を向上することを可能にする。

10

【 0 0 1 2 】

ここで、図 1 を参照すると、例示的なタービン翼形部 1 0 が示されている。この例では、翼形部 1 0 は、ガスタービン・エンジンのタービン・ブレードである。ただし、本発明の態様は、ガスタービン・エンジンの静止ベーンに適用可能なことに留意されたい。図示された翼形部 1 0 は、翼形部本体 1 2 を含むが、これは、例えば、軸流ガスタービン・エンジンのタービン部内での使用に適した外壁 1 8 から形成される。この外壁 1 8 は、タービン・エンジンの半径方向に沿って翼長方向に延在し、略凹形状の圧力側壁 2 0 と略凸形状の吸入側壁（吸引側壁）2 2 とを含む。これら圧力側壁 2 0 と吸入側壁 2 2 は、前縁 2 4 と後縁 2 6 とで接続されている。図示のように、翼形部本体 1 2 は、基台部（プラットフォーム）1 4 からタービン翼形部 1 0 の先端部 1 5 に向かって半径方向外側に延在している。タービン翼形部 1 0 をロータディスク（図示略）に対して連結させるために、基台部 1 4 から半径方向内側に根元部（ルート）1 6 が延在している。本明細書では、半径方向又は翼長方向は、根元部 1 6 からタービン翼形部の先端部 1 5 に向かって延出する方向として理解されるものとする。

20

【 0 0 1 3 】

図 2 及び図 3 は、タービン翼形部 1 0 の公称の形状又は第 1 の形状を示す断面図である。図 2 を参照すると、タービン翼形部 1 0 は、圧力側壁 2 0 と吸入側壁 2 2 との間で、前縁 2 4 から後縁 2 6 まで、中央で延びる翼弦軸 1 7 を有する。翼弦方向は、翼弦軸 1 7 と平行な方向として定義することができる。図示のように、翼形部本体 1 2 は、冷却流体を受け入れることができる内側部分を有するが、それは、例えば、根元部 1 6 を通って形成される１つ又は複数の冷却流体の供給通路を介してコンプレッサ部（図示略）から送られる空気等を受け入れる。本実施形態では、タービン翼形部 1 0 は、翼形部本体 1 2 の内側部分に配置された複数の翼長方向に延在する隔壁 2 8 を備える。隔壁 2 8 は、圧力側壁 2 0 と吸入側壁 2 2 とを連結し、翼弦方向に沿って離間されて配置され、それらの間に半径方向の冷却路 1 9 を画定する。タービン翼形部 1 0 は、少なくとも１つの流動変位部 3 0 を備えるが、それは、翼形部本体 1 2 の内側部分に配置されていて、その翼長方向に沿って延在する。図示の例では、流動変位部 3 0 は、一對の隣接する隔壁 2 8 の間に配置されている。流動変位部 3 0 は、概して中空状であり、その内側に内部空間 4 0 を画定する。流動変位部 3 0 は、圧力側壁 2 0 と吸入側壁 2 2 とから離間して、第 1 の壁近傍冷却路 9 2 及び第 2 の壁近傍冷却路 9 4 をそれぞれ画定する。図示した実施形態では、流動変位部 3 0 と隣接する隔壁 2 8 との間には、壁近傍冷却路 9 2 及び 9 4 を連結する接続路 9 6 が形成されていて、略 C 字形状の断面を有する半径方向の流路を形成している。

30

40

【 0 0 1 4 】

流動変位部 3 0 は、翼形部本体と一体的に製造することができる。図示した実施形態では、タービン翼形部 1 0 には、一對の接続用リップ 3 2、3 4 が設けられていて、それぞれ、翼長方向に沿って、圧力側壁 2 0 と吸入側壁 2 2 とに対して流動変位部 3 0 を接続している。その結果、接続用リップ 3 2、3 4 の両側では、断面で、対称的に相対するように、

50

一対の略C字形状の半径方向の流路が形成される。他の実施形態では、流動変位部30と、1つ又は複数の隔壁28とに関して、追加的又は代替的に、接続用リブを設けることも可能である。

【0015】

流動変位部30内に画定された内部空間40は、不活性内部空間である。即ち、内部空間40は、流体の活動的な流れが行われず、デッドスペースである。従って、流動変位部30は、冷却流体の半径方向の流れの断面積を削減するとともに、冷却流体を圧力側20と吸入側22とに向かわせるように作用し、即ち、冷却流体の大部分を壁近傍冷却路92及び94内に移動させようとして作用する。図3に示すように、不活性内部空間40は、第1の端部42から第2の端部44まで、翼長方向に延在している。図示した実施形態では、第1の端部42は、先端部15に近接して位置し、第2の端部44は、根元部16の側に位置している。不活性内部空間40は、第1の端部42で開口し、第2の端部44で閉鎖されている。壁近傍冷却路92及び94は、根元部16に位置する冷却流体入口21で接続されている。流動変位部30は、壁近傍冷却路92、94と対向する外面36と、不活性内部空間40と対向する内面38とを備える。図2及び図3に示す公称の形状では、流動変位部30の外面36及び内面38は互いに略平行であって、外面36と内面38との間に画定される流動変位部30の壁厚 t は、翼長方向及び翼弦方向に沿って実質的に一定である。

10

【0016】

本開示内容では、タービン翼形部のモーダル周波数応答を調整可能にしているが、そのためにタービン翼形部の第1の(公称)形状を修正して、所定のモーダル周波数応答を有する第2の(修正又は適合された)形状を形成する。特に、タービン翼形部が、タービン・エンジンの規定の通常動作速度の範囲外で生じる固有(モーダル)周波数を有するように、第2の形状を決定することができる。第2の形状が、第1の形状とは本質的に異なる点として、不活性内部空間40と対向する流動変位部30の内面38上に、質量及び/又は剛性に影響を及ぼす特徴部50が設けられている。図4乃至図7を参照して、この質量及び/又は剛性に影響を及ぼす特徴部50について例示する。

20

【0017】

図4に例示する、第1の修正された形状の実施形態では、質量及び/又は剛性に影響を及ぼす特徴部50は、流動変位部30の内面38に輪郭(外形)を形付けることで実装されており、その結果、流動変位部30は、タービン翼形部10の第1の形状(図3参照)と対比して、1つ又は複数の位置で、変更された壁厚 t を有している。図4に示す図では、表面38について二次元の輪郭(形状)が示されているが、この際、流動変位部30の壁厚 t は、翼長方向で変化している。代替の実施形態では、表面38に二次元の輪郭を形付ける際、流動変位部30の壁厚 t は、翼弦方向に変化してもよい。さらに代替の実施形態では、表面38に三次元の輪郭を形付けることもでき、その際、流動変位部30の壁厚 t は、翼長方向と翼弦方向との双方で変化する。タービン翼形部10の剛性と質量の双方を所望のように設計(カスタマイズ)して、モーダル周波数を上方又は下方にして、タービン・エンジンの規定の正常な動作速度の範囲内での共振を回避させるように、流動変位部30の肉厚分布を構成することができる。一実施形態では、流動変位部の内面38は、規定のモーダル周波数応答を得るために、様々な翼長方向(及び/又は翼弦方向)の断面で、厚さ t_1 、 t_2 、 t_3 を定めるとともに、滑らかな関数曲線で断面を接続することで、輪郭を形成してもよい。他の実施形態様において、流動変位部30の内面38は、3次元的に輪郭を形成してもよく、その際、1つ以上の山(隆起部)、1つ以上の谷(陥没部)、又は山と谷の組合せを定める。

30

40

【0018】

次に、図5及び図6を参照すると、タービン翼形部の第2の修正された形状の実施形態が例示されているが、この際、複数の異なる種類の質量及び/又は剛性に影響を及ぼす特徴部50が用いられている。ここで例示されている質量及び/又は剛性に影響を及ぼす特徴部50の第1の種類は、流動変位部30の内面38上の1つ又は複数の翼弦方向に延在

50

する突出部 60 を含む。この翼弦方向に延在する突出部 60 は、タービン翼形部 10 の質量よりも剛性に対して相当に高い影響を及ぼすため、補剛域として参照することができる。別の変形例（図示略）では、質量及び／又は剛性に影響を及ぼす特徴部は、タービン翼形部の全体的な剛性を低下させる役割を果たす、1 つ又は複数の翼弦方向に延在する窪み又は溝を含んでいてもよい。ここで例示されている質量及び／又は剛性に影響を及ぼす特徴部 50 の第 2 の種類は、流動変位部 30 の内部に位置する 1 つ又は複数のロッド（棒状部）70 を含む。各ロッド 70 は、第 1 の端部 72 と第 2 の端部 74 との間で延出している。各ロッド 70 の第 1 の端部 72 と第 2 の端部 74 は、それぞれ第 1 の位置と第 2 の位置とで、流動変位部 30 の内面 38 に対して接続されている。その結果、この場合も、ロッド 70 は、タービン翼形部 10 の質量よりも剛性に対して相当に高い影響を及ぼすため、補剛ロッドとして参照することができる。図 5 に例示するように、補剛ロッド 70 は、流動変位部 30 の内部で翼弦方向に延びるアレイ（整列）状に配置することができる。代替的又は追加的に、補剛ロッド 70 は、流動変位部 30 の内部に翼長方向に延びるアレイ状に配置されてもよい。図示した実施形態では、補剛ロッド 70 の第 1 の端部 72 と第 2 の端部 74 とは、補剛域 60 上に配置されている。

10

【0019】

図 7 を参照すると、タービン翼形部の第 3 の修正された形状の実施形態が例示されている。ここでは、質量及び／又は剛性に影響を及ぼす特徴部 50 は、流動変位部 30 の内部に位置している、1 つ又は複数の片持梁ロッド 80 を含んでいる。各片持梁ロッド 80 は、流動変位部 30 の内面 38 に対して接続された第 1 の端部 82 から、自由端である第 2 の端部 84 まで延出している。この場合、片持梁ロッド 80 は、タービン翼形部 10 の剛性よりも質量に対して相当に高い影響を及ぼしている。

20

【0020】

以上、様々な実施形態では、異なる種類の質量及び／又は剛性に影響を及ぼす特徴部 50 が用いられており、例えば、輪郭形成された内面 38、1 つ又は複数の補剛域 60、1 つ又は複数の補剛ロッド 70、及び 1 つ又は複数の片持梁ロッド 80 等が用いられているが、これらは独立して用いられてもよく、又は、これら特徴部の 2 つ又は複数が組み合わせられて用いられてもよく、それによって、所定のモーダル周波数応答を有するタービン翼形部の設計時に高い柔軟性が得られることを可能にする。

【0021】

図 8 では、タービン翼形部を製造する方法 100 の一実施形態を、フローチャートで例示している。この方法 100 のブロック（ステップ）102 では、タービン翼形部の第 1 の形状を求めるが、この際、第 1 の形状は、タービン翼形部の公称の形状である。このタービン翼形部の公称の形状は、例えば、他の要因のうち、空気力学と熱伝達の考察に基づいて得ることができる。このため、公称の形状は、とりわけ、翼形部本体の外部形状と、タービン翼形部の冷却路の内部形状とを特徴付けることができる。このタービン翼形部の公称の形状は、図 2 乃至図 3 を参照して例示されている。この方法 100 のブロック 104 では、タービン翼形部の第 1 の形状に関して、1 つ又は複数の振動モードに対応して、少なくとも 1 つの第 1 の固有周波数（固有振動数）を決定する。この方法 100 のブロック 106 では、振動モードのいずれかで、上で決定された固有周波数が、タービン・エンジンの規定の作動速度の範囲内で生じているか否かについて判定し、即ち、共振の条件が満たされているか否かを判定する。一般に、タービン・エンジンの全ての規定の速度範囲内では、例えば、燃焼器（コンバスタ）をカウント可能にしたり、上流ペーンをカウントさせる等、1 つ又は複数の強制された応答の動力伝導部（ドライバ）を避けることが望ましい。共振の条件が決定されると、方法 100 のブロック 108 では、タービン翼形部 10 の第 2 の（修正された）形状を決定する。第 2 の形状が、第 1 の形状とは相違する点として、不活性内部空間 40 と対向する流動変位部 30 の内面 38 上に質量及び／又は剛性に影響を及ぼす特徴部 50 が設けられることがある。修正された形状は、図 4 乃至図 7 を参照して例示されている。第 2 の（修正された）形状は、振動モードのいずれかで、関連する第 2 の固有周波数が、タービン・エンジンの規定の作動速度の範囲外で生じるように

30

40

50

決定される。さらに、この方法 100 のブロック 110 では、決定された第 2 の形状に基づいて、タービン翼形部 10 を製造することが含まれる。

【0022】

上記方法によって、従来、調整（チューニング）の変更が受け入れられる前に、空気力学及び冷却特性の再評価が必要とされていたような、タービン翼形部の周波数応答の調整の方法に関して、複雑さを相当に減少することを可能にする。不活性内部空間 40 と対向する表面 38 上に質量及び／又は剛性に影響を及ぼす特徴部 50 を設けることによって、タービン翼形部 10 の第 1 の形状と対比して、基本的にタービン翼形部 10 の第 2 の形状内の壁近傍冷却路 92、94 が変更されないことを確保可能にする。上記実施形態は、コード（翼弦）、キャンパ、ねじれ、根本部（ルート）再設計等の翼形部形状の更なる修正に基づかない。そのため、タービン翼形部 10 の第 1 の形状と対比して、タービン翼形部 10 の第 2 の形状においても、翼形部本体 12 の外部形状の変更がされないことを可能にする。従って、上記実施形態では、当技術分野で問題となっているような、空気力学の効率、クーラント（冷却剤）の削減、及びモーダル周波数応答の調整の間でのトレードオフについて、少なくとも幾つかをなくすことを可能にする。

10

【0023】

例示した実施形態では、流動変位部 30 は、翼形部本体 12 と一体に形成することができる。この場合、製造プロセスは、インサートを行う等のような、製造後の組立を必要とせず、任意の技術を用いることができる。一例では、流動変位部 30 は、翼形部本体 12 と一体に鋳造されてもよく、例えばセラミック鋳造コアを用いることができる。他の製造技術として、例えば、3D印刷のような付加製造プロセスを用いることができる。この場合、本発明の設計は、高度に輪郭を形付けた翼形を用いることができ、例えば、3D状に輪郭を形付けたブレード及びベーンを含み得る。

20

【0024】

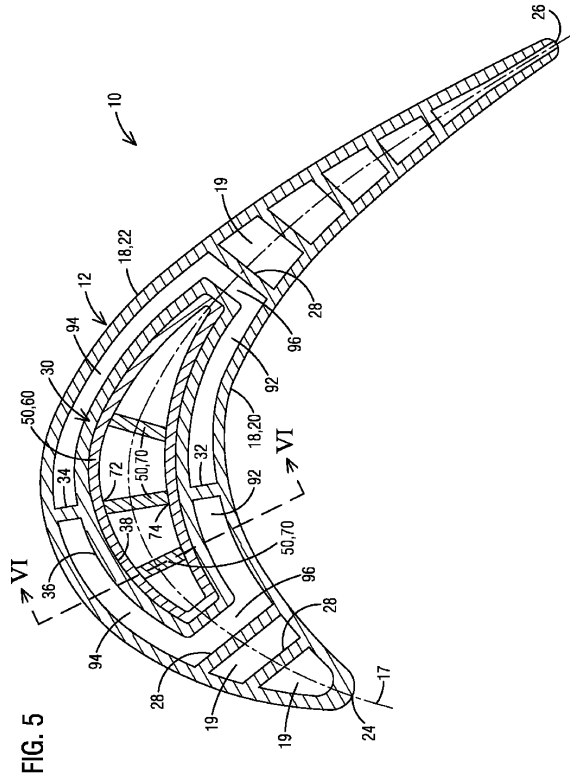
以上、特定の実施形態について詳述したが、当業者であれば、本開示内容から、様々な変更や代替を導くことができるであろう。従って、ここで開示される特定の構成は、単なる例示に過ぎず、本発明の範囲を限定するものではなく、そして、本発明の範囲は、添付された特許請求範囲によって定められ、さらに、その中には任意の均等物が含まれるものとする。

30

40

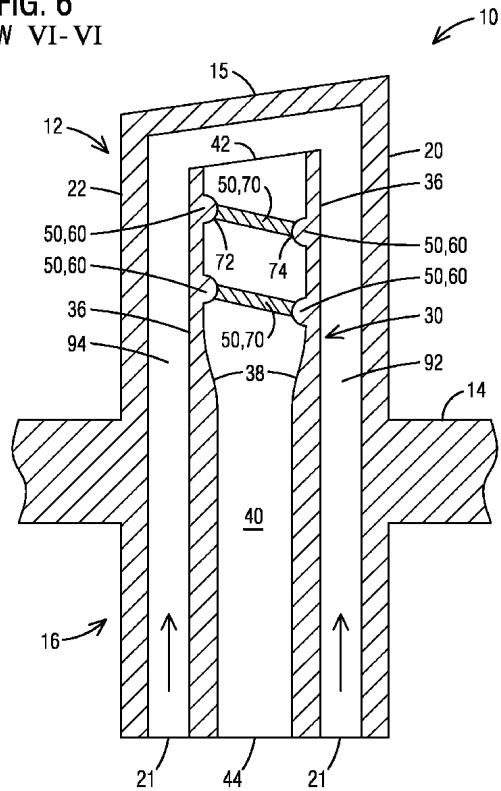
50

【 図 5 】



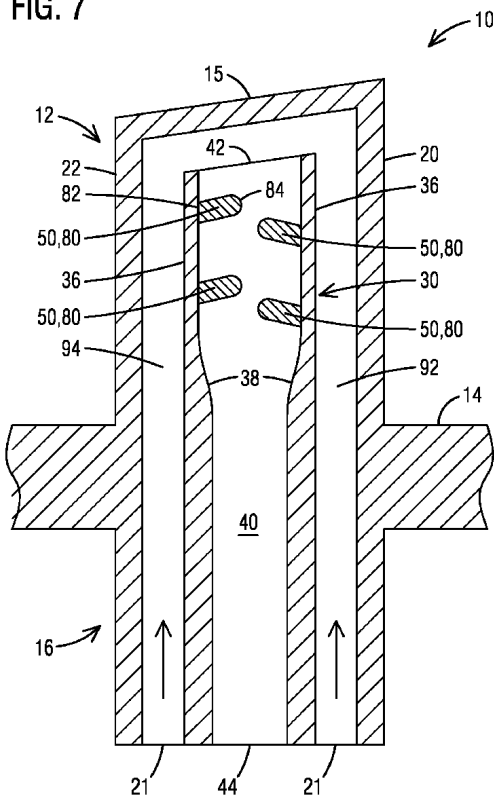
【 図 6 】

FIG. 6
VIEW VI-VI



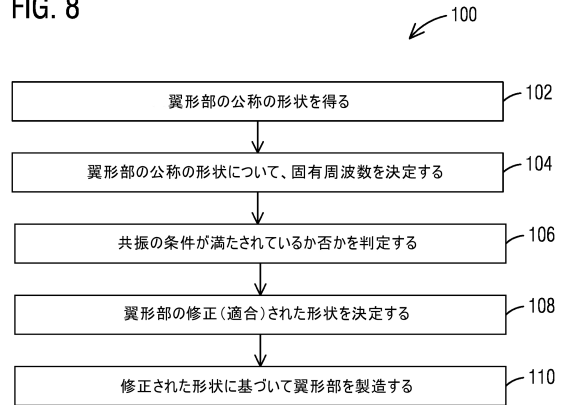
【 図 7 】

FIG. 7



【 図 8 】

FIG. 8



10

20

30

40

50

フロントページの続き

- (74)代理人 100169627
弁理士 竹本 美奈
- (72)発明者 トーレス ゴンサレス, デニス
アメリカ合衆国 3 2 8 2 8 フロリダ, オーランド, セニカフォールズドライブ1 0 1 9
- (72)発明者 ゴルセン, マシュー ジェイ.
ドイツ連邦共和国 9 1 1 5 4 ロート, ホールヴェーク7
- 審査官 所村 陽一
- (56)参考文献 米国特許出願公開第2 0 1 9 / 0 9 3 4 8 7 (U S , A 1)
特表2 0 1 0 - 5 2 5 2 2 9 (J P , A)
- (58)調査した分野 (Int.Cl., D B名)
- | | |
|---------|---------|
| F 0 1 D | 5 / 1 6 |
| F 0 1 D | 5 / 1 8 |
| F 0 2 C | 7 / 1 8 |