

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第5318352号
(P5318352)

(45) 発行日 平成25年10月16日 (2013. 10. 16)

(24) 登録日 平成25年7月19日 (2013. 7. 19)

(51) Int. Cl.

F I

F O I D 5/18 (2006.01)

F O I D 5/18

請求項の数 2 (全 7 頁)

(21) 出願番号	特願2007-32009 (P2007-32009)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成19年2月13日 (2007. 2. 13)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2007-218256 (P2007-218256A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
(43) 公開日	平成19年8月30日 (2007. 8. 30)		クタデイ、リバーロード、1 番
審査請求日	平成22年2月3日 (2010. 2. 3)	(74) 代理人	100137545
審査番号	不服2012-8917 (P2012-8917/J1)		弁理士 荒川 聡志
審査請求日	平成24年5月16日 (2012. 5. 16)	(74) 代理人	100105588
(31) 優先権主張番号	11/307, 608		弁理士 小倉 博
(32) 優先日	平成18年2月14日 (2006. 2. 14)	(74) 代理人	100129779
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 黒川 俊久
		(74) 代理人	100113974
			弁理士 田中 拓人
		(72) 発明者	マシュー・テイラー・ルイス
			アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、メ
			イデン、ウッドヴィル・テラス、9 番
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 重量低減プレナムを有するタービンエアフォイル

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

離間する前縁および後縁（128、130）と基底部（120）と先端部（122）との間に延在する、対向する加圧および吸引側壁（124、126）と、

前記側壁（124、126）の間に配設され、対向する頂部縁および底部縁（136、142）と、対向する前方縁および後方縁（138、140）とにより画定される断面を有する中空のプレナム（132）と

を備えるガスタービンエンジン用のエアフォイル（118）であって、

前方縁および後方縁（138、140）が直線であり、前記プレナム（132）はその半径方向外端に翼弦方向の第1寸法とその半径方向内端に翼弦方向の第2寸法とを有し、前記第2寸法は前記第1寸法より実質的に小さく、前記前方縁（138）は半径方向に対して、前記前方縁（138）の半径方向内端がその半径方向外端より後方となる第1角度で配設されており、前記後方縁（140）は半径方向に対して、前記後方縁（140）の半径方向内端がその半径方向外端より前方となる第2角度で配設されており、その半径方向の範囲が最大である前記プレナム（132）の垂直断面が、その横方向の厚さが最大である前記エアフォイル（118）の垂直断面と、実質的に直線状に並んでおり、前記第2角度が前記第1角度より実質的に大きく、前記底部縁（142）が下向きに凸状の連続した曲線である、エアフォイル（118）。

【請求項 2】

前記プレナム（132）の重心が前記エアフォイル（118）の翼弦中心位置よりも実

10

20

質的に前方にある、請求項1記載のエアfoil（118）。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ガスタービン部に関し、より詳細にはタービンエアfoilに関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンは、加圧空気を燃焼器に提供する圧縮器を備え、かかる空気は燃料と混合され、点火されて、高温の燃焼ガスが生成される。これらのガスは下流の一つ以上のタービンへ流れ、そこでエネルギーが抽出され、圧縮器に動力を供給し、飛行中の飛行機の動力など、有効な仕事が行われる。通常、コアエンジンの前方にファンが配設されたターボ送風機エンジンでは、高圧タービンがコアエンジンの圧縮器に動力を供給する。低圧タービンは、高圧タービンから下流に配設され、ファンに動力を供給する。各タービンステージは、通常、タービンロータに続く固定タービンノズルを有している。

10

【0003】

各タービンロータは、コアエンジンから放出される燃焼ガスからエネルギーを抽出する円周状に配列された複数のエアfoil型のタービン翼を保持している。これらのタービン翼は、通常、高温耐熱性合金（例えば、「超合金」）から鋳造して造られている。燃焼器の下流に最初に位置する第1のロータステージは、通常は内部冷却されており、内部は、ひとつ以上の蛇のように曲がりくねった通路、フィルム冷却孔、後縁の溝または孔などが形成された中空になっている。続くロータステージは、第1ステージの超高温の影響を受けないため、冷却の必要がない。後段のエアfoilの重量を低減するため、それらのエアfoilは、「重量低減プレナム」と呼ばれる中空化した内部部位を有している。従来技術の重量低減プレナムの形状は、残念ながら、中空のプレナムと硬質のエアfoil部位との間の境界面でエアfoilに故障や分離が発生する原因となっている。

20

【特許文献1】米国特許第6162347号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

したがって、軽量でありながら高い強度を保ったタービン翼が必要とされている。

30

【課題を解決するための手段】

【0005】

本発明は上述の要件を満たすものであり、本発明の一つの態様によると、離間する前縁および後縁、基底部、並びに先端部の間を延伸する対向する加圧および吸引側壁と、前記側壁の間に配設された中空プレナムとを備え、前記プレナムはその半径方向外端に翼弦方向の第1寸法と、その半径方向内端に翼弦方向の第2寸法とを有し、前記第2寸法は前記第1寸法より実質的に小さい。

【0006】

本発明のもう一つの態様によると、離間する前縁および後縁、基底部、および先端部の間を延伸する対向する加圧および吸引側壁と、前記側壁の間に配設された中空プレナムとを備えたタービンノズル部で、前記プレナムは、その半径方向内端よりその半径方向外端の翼弦方向寸法が大きい先細の形状を有し、前記プレナムの重心はエアfoilの翼弦中心位置よりも実質的に前方にある。

40

【発明を実施するための最良の形態】

【0007】

本発明は以下の詳細な説明と図面を参照して明らかになる。

【0008】

各種図面において、同様の構成要素には同様の参照番号を付している。図1は、典型的な従来技術の高圧タービン（HPT）翼10を示す図である。タービン翼10はダブルテー

50

ル部 12 を有し、このダブテール部 12 は、動作時に回転する際、タービン翼 10 を半径方向でディスクに保持するため、ロータディスク（図示されていない）のタブテール溝の補完タンクと係合するタンクを含む適当な形状を有してもよい。ブレードシャンク 14 はタブテール部 12 から半径方向上向きに延伸し、シャンク 14 から横方向外向きに突出し、シャンク 14 を取り囲むプラットフォーム 16 で終端している。中空エアfoil 18 は、プラットフォーム 16 から半径方向外向きに延伸し、高温ガス流に入る。エアfoil 18 は、プラットフォーム 16 およびエアfoil 18 の接合部に基底部 20 と、その半径方向外端に先端部 22 と、を有する。エアfoil 18 は、前縁 28 および後縁 30 で相互に接合された凹状の加圧側壁 24 と凸状の吸引側壁 26 とを有している。エアfoil 18 は、高温ガス流からエネルギー抽出し、ロータディスクを回転させるのに適当であれば如何なる構成であってもよい。

10

【0009】

タービン翼 10 は、通常、ガスタービンエンジン動作時の高温に許容可能な強度を有する、ニッケル、コバルト、または鉄系の超合金などの適当な超合金の一体鑄造で形成されている。エアfoil 18 は、図 2 に示す重量低減プレナム 32 と呼ばれる、非必須な領域において材料を除去する目的の中空空間またはプレナムを有している。これは、タービン翼 10 の重量を低減するため、作用応力および材料コストの両方の低減を含む重要な利点を有する。複数の補強ピン 34 は、鑄造の一部であり、加圧側壁 24 から吸引側壁 26 へ横方向に延伸する。

【0010】

20

重量低減プレナム 32 の形状は、エアfoil の外部形状寸法と断面ごとに対応している。プレナムの深さ「D1」、すなわちその半径方向の長さは、ハードウェアの重量要件と、負荷対面積比の要件とに基づく。重量低減プレナム 32 の断面面積は、加圧側壁 24 および吸引側壁 26 の厚さを制御できるように設定されている。

【0011】

側面図に示されるように、重量低減プレナム 32 の外側境界は、頂部縁 36 と、離間した前方縁 38 および後方縁 40 と、底部縁 42 とにより画定される。底部縁 42 は、実質的に縦方向（すなわち、側面図からみて水平方向）に向いた中心部位 44 を有している。中心部位 44 は、前方縁 38 および後方縁 40 のそれぞれと、丸みをもった前方部位 46 および後方部位 48 により接合している。重量低減プレナム 32 の形状寸法は、基本的に、エアfoil 18 の翼弦のほぼ中間領域に位置する半径方向に延伸する線「L1」に関して略対称である。重量低減プレナム 32 の翼弦方向の寸法は、底部縁 42 近傍のエアfoil の翼弦と比較して大きく、中空の重量低減プレナム 32 からエアfoil 18 の硬質部位へ線「T」に沿って比較的急な移行部位がある。これが応力を悪化し、従来技術のエアfoil 18 に線 T に沿った故障や分離を発生しやすくしている。

30

【0012】

図 3 は、本発明に従って構成された典型的な高圧タービン（HPT）翼 110 を示す図である。タービン翼 110 は、上述のタービン翼 10 とほぼ同様の構成を有し、ダブテール部 112 と、ブレードシャンク 114 と、プラットフォーム 116 と、基底部 120 および先端部 122 を有するエアfoil 118 と、を備えている。エアfoil 118 は、前縁 128 および後縁 130 で相互に接合された、加圧側壁 124 および吸引側壁 126 を有している。上述のように、タービン翼 110 は、ガスタービンエンジン動作時の高温で許容可能な強度を有する、ニッケル、コバルト、または鉄系の超合金などの適当な超合金の一体鑄造で形成してもよい。

40

【0013】

エアfoil 118 は、重量低減プレナム 132 と呼ばれる、非必須な領域において金属を除去する目的の中空空間またはプレナムを有している。これは、タービン翼 110 の重量を低減するため、作用応力と材料コストとの両方の低減を含む重要な利点を有する。複数の補強ピン 134 は、鑄造の一部であり、加圧側壁 124 から吸引側壁 126 へ横方向に延伸する。重量低減プレナム 132 の形状は、エアfoil の外部形状寸法と断面

50

ごとに対応している。重量低減プレナム 1 3 2 の断面面積は、所望の厚さの加圧側壁 1 2 4 および吸引側壁 1 2 6 を実現できるように設定されている。

【0014】

図 4 に示す側面図から明らかなように、重量低減プレナム 1 3 2 の外側境界は、頂部縁 1 3 6 と、離間した前方縁 1 3 8 および後方縁 1 4 0 と、底部縁 1 4 2 により画定される。底部縁 1 4 2 は、前方縁 1 3 8 および後方縁 1 4 0 と接合しており、図示されるように、連続した下向きに凸状の曲線を形成してもよい。図示された例では、前方縁 1 3 8 は、半径方向に対して僅かな角度「 $\theta 1$ 」を形成し、前方縁 1 3 8 の半径方向の内端がその半径方向の外端の後方となるように配設されている。後方縁 1 4 0 は、半径方向に対して僅かな角度「 $\theta 2$ 」を形成し、後方縁 1 4 0 の半径方向の内端がその半径方向の外端の前方となるように配設されている。角度 $\theta 2$ は、実質的に角度 $\theta 1$ より大きい。前方縁および後方縁は、図示されているように直線である必要はなく、特定のエアフォイルの応力分布に適合する曲線でもよい。

10

【0015】

この形状の正味の影響は、重量低減プレナム 1 3 2 の重心「C」が、「L 2」で示されるエアフォイル 1 1 8 の翼弦の中間領域から実質的に前方であり、従来技術の重量低減プレナム 3 2 の重心「C 1」（図 2 参照）からも実質的に前方となることである。比較的小さい先端部位 1 4 4 を除き、重量低減プレナム 1 3 2 の翼弦方向の寸法は、特にエアフォイル 1 1 8 の基底部 1 2 0 近傍において、実質的に従来技術のものより小さくなっている。同時に、重量低減プレナム 1 3 2 の深さの最大値「D 2」、すなわち、その半径方向の長さは、実質的に従来技術の重量低減プレナム 3 2 のものよりも大きくなっている。

20

【0016】

このように、曲線状の底部縁 1 4 2 に沿って翼弦が緩やかに低減されることより、底部縁 1 4 2 近傍のエアフォイル 1 1 8 の硬質部位の断面面積は増加し、エアフォイルの中空部位から硬質部位への急な移行部位の改善が可能になる。これは、エアフォイルの最大応力の低減となるため、従来技術のエアフォイル 1 8 と比較してエアフォイル 1 1 8 の寿命が長くなる。同時に、重量低減プレナム 1 3 2 全体の体積が従来技術のエアフォイルのプレナム 3 2 と比較して少なくとも同等または僅かな増加となるため、エアフォイル 1 1 8 による重量低減の利点が損なわれることはない。図示された例では、深さの最大値 D 2 を有するプレナム 1 3 2 の垂直断面が、エアフォイル断面の厚さが最大の部位と、実質的に直線状に並んでいる。重量低減プレナム 1 3 2 の正確な形状および寸法は個別の用途に合わせて決定される。

30

【0017】

以上、ガスタービンエンジン用のタービンエアフォイルについて説明した。本発明の特定の実施の形態について説明をしたが、当業者には本発明の精神と範囲を逸脱しないで様々な変形態様が可能であることは明らかである。したがって、上述の本発明の好ましい実施の形態および本発明を最良の実施態様の説明は例示にすぎず、本発明は特許請求の範囲により定義される。

【図面の簡単な説明】

【0018】

【図 1】従来技術のタービンエアフォイルの斜視図である。

【図 2】図 1 に示すエアフォイルの側面図である。

【図 3】本発明に従って構成されたタービン翼の斜視図である。

【図 4】図 3 に示すエアフォイルの側面図である。

【符号の説明】

【0019】

10 高圧タービン (HPT) 翼

12 ダブテール部

14 ブレードシャンク

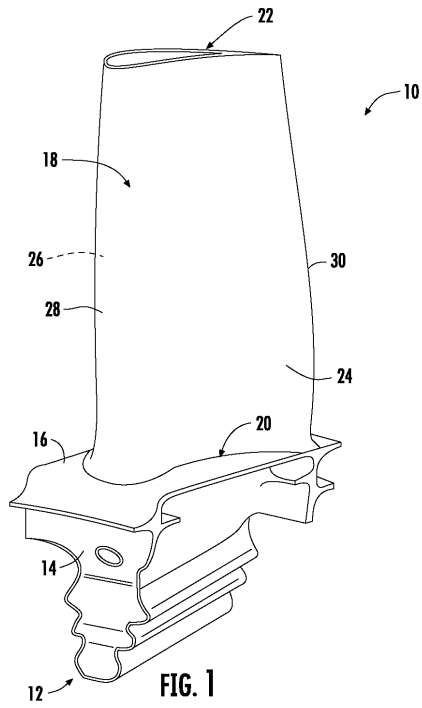
16 プラットフォーム

40

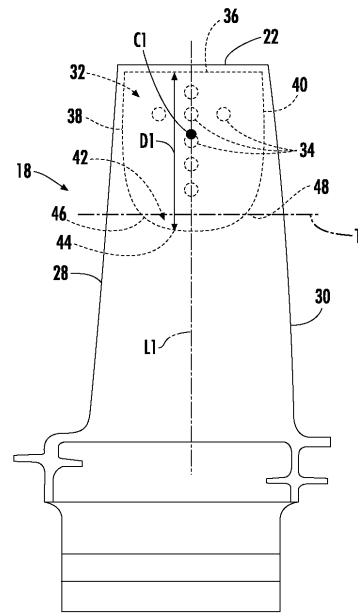
50

18	エアフォイル	
20	基底部	
22	先端部	
24	凹状の加圧側壁	
26	凸状の吸引側壁	
28	前縁	
30	後縁	
32	重量低減プレナム	
34	ピン	
36	頂部縁	10
38	前方縁	
40	後方縁	
42	底部縁	
44	中心部位	
46	前方部位	
48	後方部位	
10	高圧タービン（H P T）翼	
112	ダブテール部	
114	ブレードシャンク	
116	プラットフォーム	20
118	エアフォイル	
120	基底部	
122	先端部	
124	加圧側壁	
126	吸引側壁	
128	前縁	
130	後縁	
132	重量低減プレナム	
134	ピン	
136	頂部縁	30
138	前方縁	
140	後方縁	
142	底部縁	
144	先端部位	

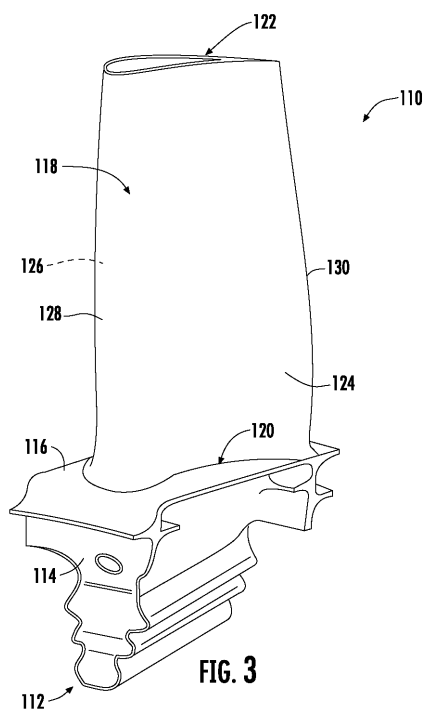
【図 1】



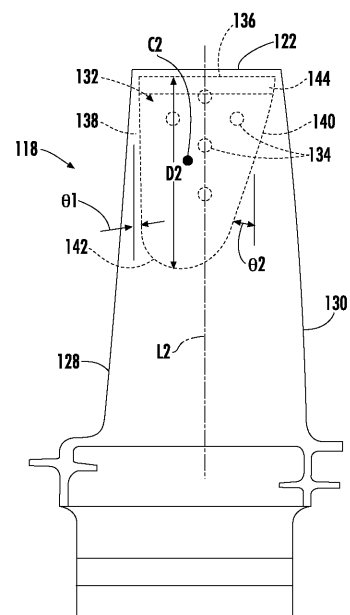
【図 2】



【図 3】



【図 4】



フロントページの続き

- (72)発明者 ナイジェル・ブライアン・トーマス・ラングレー
アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ダンヴァース、エクスター・ストリート、11番
- (72)発明者 ラーファット・ケイメル
アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ピーボディ、サラズ・ウェイ、1番

合議体

審判長 中村 達之

審判官 中川 隆司

審判官 加藤 友也

- (56)参考文献 国際公開第2005/035947 (WO, A1)
英国特許出願公開第2394751 (GB, A)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F01D5/18