

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4572396号
(P4572396)

(45) 発行日 平成22年11月4日 (2010. 11. 4)

(24) 登録日 平成22年8月27日 (2010. 8. 27)

(51) Int. Cl.

F 1

F 0 1 D 9/02 (2006.01)

F 0 1 D 9/02 1 0 2

請求項の数 12 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2000-159302 (P2000-159302)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成12年5月30日 (2000. 5. 30)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2000-356105 (P2000-356105A)		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成12年12月26日 (2000. 12. 26)		MPANY
審査請求日	平成19年5月29日 (2007. 5. 29)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
(31) 優先権主張番号	09/323327		クタデイ、リバーロード、1 番
(32) 優先日	平成11年6月1日 (1999. 6. 1)	(74) 代理人	100137545
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 荒川 聡志
		(72) 発明者	スティーブン・キン・ケン・タン
			アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ア
		(72) 発明者	ンドオーバー、スパルタ・ウェイ、8 番
			ドナルド・クリントン・ウェルドン
			アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ボ
			ックスフォード、アンダーセン・ドライブ
			、4 8 番

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービン・エーロフォイル

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

エーロフォイル (2 6) の列を備えるタービンノズルであって、前記エーロフォイルの列は、該エーロフォイル間で燃焼ガス (2 0) を加速する為のノズル通路 (4 6) を形成し、前記エーロフォイルは、前縁 (3 2) 及び後縁 (3 4) の間を伸びていて、内部冷却空気通路 (3 6) を画成する圧力側 (2 8) 及び吸込み側 (2 8) と、1 列の後縁孔 (3 8) であって前記後縁孔の出口 (4 2) と前記空気通路とで流れが連通するように配置された 1 列の後縁孔 (3 8) と、前記後縁孔の出口 (4 2) のところで前記圧力側に沿って燃焼ガス (2 0) を、前記後縁孔の出口 (4 2) から吐出される冷却空気 (1 8) の速度と少なくとも同じ速度まで局所的に加速する手段と、を有するタービン・ノズル (1 0) 。

【請求項 2】

各々の前記後縁孔 (3 8) が前記圧力側 (2 8) を通抜ける前記出口 (4 2) を含み、切断縁部 (4 4) が前記後縁から上流側に隔たっており、前記加速する手段は、前記切断縁部 (4 4) を前記後縁に近付けて、前記加速する手段が無いよりその冷却を増すように構成されている請求項 1 記載のタービン・ノズル (1 0) 。

【請求項 3】

前記局所的に加速する手段は、前記切断縁部を通越す燃焼ガス (2 0) を前記前記後縁孔

10

20

の出口（４２）から吐出される前記冷却空気の流れと少なくとも同じ速度まで局部的に加速することを特徴とする請求項２に記載のタービン・ノズル（１０）。

【請求項４】

前記局部的に加速する手段は、隣接する１つのエーロフォイルの向かい合った吸込み側からの前記圧力側の位置が、前記切断縁部を通越す燃焼ガス（２０）を前記切断縁部で吐出される前記冷却空気の流れと少なくとも同じ速度まで局部的に加速する位置になるように、前記切断縁部のところで前記圧力側及び吸込み側を横切る厚さ（Ｃ）を有している、前記切断縁部の前記圧力側に沿う前記空気力学的輪郭を有するエーロフォイルであること、
を特徴とする請求項２に記載のタービン・ノズル（１０）。

【請求項５】

前記ペーンの厚さが、前記燃焼ガスを前記後縁孔の出口に於ける空気吐出速度と少なくとも同じ速度まで局部的に加速する為に、前記圧力側に沿って前記後縁（３４）から前記前縁（３２）の手前まで変化している請求項４に記載のタービン・ノズル。

【請求項６】

前記ペーンの厚さの変化が、大部分の流れ通路（４６）に於て前記燃焼ガス（２０）を前記後縁孔の出口（４２）に於ける速度まで加速するには不十分である請求項５に記載のタービン・ノズル。

【請求項７】

前記切断縁部（４４）が、その劣化を防止する為の最小厚さになるように、前記後縁（３４）から隔たっている請求項５に記載のタービン・ノズル。

【請求項８】

タービン・ノズル（１０）を設計する方法に於て、
その間のノズル流れ通路（４６）を通る燃焼ガス（２０）を加速する為の複数のペーン（２６）の空気力学的な輪郭を定める工程と、
前記ペーンの圧力側（２８）を通抜ける対応する出口（４２）を持つ１列の後縁孔（３８）であって、各々の出口が前記後縁（３４）から切断距離Ｅだけ上流側に隔たる切断縁部（４４ａ）を持ち、前記孔が前記切断縁部に於ける燃焼ガスの速度より高い速度で冷却空気（１８）を突出するような寸法である１列の後縁孔（３８）を定める工程と、
前記燃焼ガスを、前記切断縁部（４４）のところで吐出される冷却空気の流れと少なくとも同じ速度まで局部的に加速するように、前記切断縁部（４４ａ）に於ける前記圧力側（２８）に沿った前記ペーンの空気力学的な輪郭を決め直す工程と、
を含んでいる前記方法。

【請求項９】

前記ペーンが、前記ノズル通路を対応的に狭める為に、前記切断縁部（４４）で一層厚手に決め直される請求項８に記載の方法。

【請求項１０】

更に、前記切断距離を減らす為に、前記切断縁部（４４）を前記後縁（３４）に近付けるように位置させる工程を含む請求項９に記載の方法。

【請求項１１】

前記加速する手段は、前記切断縁部（４４）の位置及び該切断縁部（４４）の上流の位置における前記ノズル通路（４６）の局部的に減らされた流れ面積であることを特徴とする請求項１乃至７のいずれか１項に記載のタービン・ノズル。

【請求項１２】

前記切断縁部（４４）の位置及び該切断縁部（４４）の上流の位置における前記ノズル通路（４６）の流れ面積を局部的に減らすことにより、前記切断縁部（４４）のところで吐出される冷却空気の流れと少なくとも同じ速度まで局部的に加速させることを特徴とする請求項８乃至１０のいずれか１項に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【０００１】

【発明の属する技術分野】

10

20

30

40

50

本発明は、一般的にはガスタービン機関に関し、更に具体的に言えば、タービン・ノズルの性能及び冷却に関する。

【 0 0 0 2 】

【従来の技術】

ガスタービン機関では、空気が圧縮機で加圧された後、燃料と混合されて、燃焼器内で点火されて高温燃焼ガスを発生し、この燃焼ガスがタービン段の中を流れて、それからエネルギーを抽出する。ターボファン・エンジンでは、高圧タービンが圧縮機に動力を供給し、低圧タービンが圧縮機より上流側に配置されたファンに動力を供給する。各タービンが、内側及び外側バンドの間に装着されたベーンを持つ不動タービン・ノズルを含み、その後

10

【 0 0 0 3 】

高圧タービン・ノズルが燃焼器の出口に配置されていて、最高温度の燃焼ガスをそれから受取るが、下流側のタービン段でガスからエネルギーが抽出されるにつれて、ガスの温度が下がる。ノズル・ベーン及び回転羽根の両方は中空のエーロfoilを持ち、その中に圧縮機から抽出された空気の一部を使って、その冷却を行う。圧縮機から冷却空気を抽出することは、必然的に機関の全体的な効率を低下させ、この為、ベーン及び羽根を適切に冷却しながら、使う冷却空気を出来るだけ少なくすることが望まれている。

【 0 0 0 4 】

タービン・エーロfoilの輪郭は機関の特定の熱力学的な動作サイクルとそれと共に使われる空気力学的な性能によって制御される。各々のエーロfoilは全体的に凹の圧力側及び全体的に凸の吸込み側を持ち、これらが前縁及び後縁の間を軸方向に伸びると共に、根元及び先端の間を半径方向に伸びる。エーロfoilは前縁の直ぐ後側で厚さが増加し、その後先細になって、薄い後縁まで厚さが薄くなる。

20

【 0 0 0 5 】

後縁は薄いので、運転中に冷却をするのが困難であり、典型的には、それはエーロfoilの有効寿命に影響を及ぼすような比較的高い温度に曝される。高圧タービンの第1段ノズルの後縁の冷却は、燃焼器から直接的に高温の燃焼ガスを受取る為に、特に重要である。

【 0 0 0 6 】

後縁の冷却は、冷却空気を後縁の直ぐ背後のエーロfoilの内側に通して、1列の後縁冷却孔から吐出するようにする従来の種々の形で行うことが出来る。

30

1つの設計では、後縁孔は、エーロfoilの圧力側に沿った出口を持っており、これは後縁より前側の切断縁部(breakout lip)から始まって、直接的に後縁で終端する。切断縁部の厚さは、運転中の劣化並びに酸化を防ぐ為に実際上の最小値にしてあるから、後縁から切断縁部までの切断(breakout)距離は比較的大きくしてある。

【 0 0 0 7 】

従って、冷却空気が後縁孔から吐出されるとき、該空気は燃焼ガスによって加熱されて、その後縁を冷却する能力が低下する。更に、後縁の背後の流体の流れが局部的に伴流として澱み、後縁自体を冷却する困難さを一層強める。

【 0 0 0 8 】

40

エーロfoilの冷却の別の観点として、従来知られている逆流余裕(backflow margin)及び抽気余裕(blowoff margin)がある。冷却空気は、この冷却空気をエーロfoilに通す為に、エーロfoilの内側の冷却空気とエーロfoilの外側の燃焼ガスの圧力との間に適当な差圧を保証する為の対応する圧力で、圧縮機から抽出される。適当な逆流余裕により、燃焼ガスがエーロfoilの冷却空気孔から逆流することを防止する。適当な抽気余裕により、冷却孔から出ていくときの冷却空気の過剰な吐出速度を防止する。

【 0 0 0 9 】

【発明が解決しようとする課題】

しかし、従来のタービン・ノズルの設計では、例えば後縁の圧力側の孔から吐出される冷却空気は、それに沿って流れる燃焼ガスの速度より高い速度を持っている。その為、高速

50

の冷却空気が孔の出口で低速の燃焼ガスと一緒にになるとき、混合損失が生じ、それが機関の全体的な性能に影響すると共に、エーロフォイルの後縁を冷却する能力にも影響を及ぼす。

【 0 0 1 0 】

従って、混合損失を減らすと共に、後縁の冷却を改善するように改良されたタービン・エーロフォイルの後縁の形を提供することが望まれている。

【 0 0 1 1 】

【課題を解決するための手段】

本発明によれば、前縁及び後縁の間を伸びていて、内部冷却空気通路を構成する圧力側及び吸込み側を含むタービン・エーロフォイルが、後縁の背後で空気通路と流れが連通するように配置された１列の後縁孔を含む。エーロフォイルは、隣接するエーロフォイルに関連して、後縁孔のところで圧力側に沿って燃焼ガスを、孔から吐出される冷却空気の速度と少なくとも同じ速度に加速するような寸法になっている。

【 0 0 1 2 】

本発明の好ましい実施態様及びその他の目的並びに利点は、以下図面について詳しく説明するところで、更に具体的に明らかになるう。

【 0 0 1 3 】

【発明の実施の形態】

図１には、その一部分を示した環状燃焼器１２の出口側の端に配置された高圧タービン・ノズル１０が示されている。ノズル及び燃焼器は縦方向又は軸方向中心線１４に対して軸対称であって、環状ケーシング１６の内側に適当に取付けられている。

【 0 0 1 4 】

ノズル及び燃焼器がガスタービン機関の一部であり、この機関は、空気１８が多段圧縮機（図に示していない）で加圧され、次いで燃料と混合されてから燃焼器内で点火されて、高温燃焼ガス２０を発生し、このガスがノズルから、支持用回転子円板から外向きに伸びる第１段の１列のタービン回転羽根（図に示していない）に吐出されるような任意の普通の形式を持っていてよい。圧縮機がこの第１段又は高圧タービンから動力を受け、低圧タービン（図に示していない）が典型的には第１段より下流側に配置されて、燃焼ガスから別のエネルギーを抽出して、典型的な航空機用ターボファン・エンジンの用途では、圧縮機より上流側に配置される普通のファン（図に示していない）に動力を供給する。

【 0 0 1 5 】

タービン・ノズル１０は半径方向内側のバンド又はハブ２２及び半径方向外側のバンド２４を含み、それらの間を円周方向に隔たる複数個の固定ベーン（静翼）２６が、典型的には一体の鋳物の形で、それらと一体に伸びている。

【 0 0 1 6 】

典型的には、タービン・ノズルは複数個の円周方向の扇形（即ち、セクタ）部分に分けて形成され、図面にはその１つを示してあり、これに対応して弓形の内側及び外側のバンドが２つ又は更に多くのベーンを持っている。扇形部分が完全なリングに配置され、それらの間に適当な封じを設けて、燃焼ガス２０及び冷却空気１８に曝されたときの部品の膨脹及び収縮による運転中の熱応力を減らすようにしてある。冷却空気は、圧縮機の中に通される空気の一部分を抽出し、それを中空である個別のベーンの中に適当に通すことによって得られる。

【 0 0 1 7 】

図２に示すように、各々のベーン２６は、前縁３２及び後縁３４の間を軸方向に伸びると共に、内側及び外側バンドの間を半径方向に伸びる全体的に凹の圧力側２８及び全体的に凸の吸込み側３０を持つエーロフォイルを画成している。燃焼ガスが最初にベーンの前縁３２に当たり、その後ベーンの両側に分割されて、ベーンに沿って流れ、後縁を通越す。

【 0 0 1 8 】

図１及び図２に示すように、各々のベーン・エーロフォイル２６は中空であって、エーロフォイルの圧力側及び吸込み側の間並びに前縁及び後縁の間に画成された内部冷却空気通

10

20

30

40

50

路又は回路 36 を持っている。空気通路 36 は任意の普通の形を持っていてよく、典型的には、1 回又は多数のパスでベーンの中に半径方向に冷却空気を通す為の中間の半径方向リブ又は架橋部（ブリッジ）によって分離された多数の通路を含んでいて、蛇行通路を構成する。ベーンの内側は、ベーンの側壁にある普通の乱流部材又はその間を伸びる横方向のピンのような熱の伝達を強化する特徴部を含んでいてもよい。

【0019】

各々のベーンは、後縁 34 の背後でベーンの内側に、内部空気通路 36 と流れが連通するように配置された半径方向に隔たる 1 列の後縁孔 38 をも持っている。

【0020】

図 3 に更に詳しく示すように、各々の後縁孔 38 は、空気通路 36 から冷却空気 18 を受取る為に空気通路 36 と流れが連通していて、後縁より上流側すなわち前側に隔たる入口 40 を含む。孔 38 は、圧力側及び吸込み側の間でベーンの中を軸方向後ろ向きに伸びて、ベーンの圧力側 28 を通抜ける対応する出口又は溝孔 42 で終端する。

【0021】

各々の出口 42 は、後縁から切断(breakout)距離 A だけ上流側に隔たったその 1 番前側の部分を構成する切断縁部(breakout lip) 44 を持っている。出口 42 は下流側に伸びて、そこでの肉厚（壁の厚さ）を減らすことなく、後縁 34 で直接的に終端する。図 3 に示す実施態様では、個別の出口 42 の輪郭は全体的に矩形であるが、希望に応じて任意の適当な輪郭を持つことが出来、それに対応した切断縁部を後縁より上流側に設ける。

【0022】

最初に図 2 に示したように、隣り合ったベーン 26 が円周方向に隔たって、燃焼ガス 20 をその中通し又は加速するように構成された対応するノズル流れ通路 46 を構成している。ベーンの各々の後縁 34 が隣接したベーン 26 の対応する吸込み側 30 から隔たって、ノズル通路 46 に対する流れ面積が最小ののど部 48 を構成している。燃焼ガス 20 が隣り合ったベーンの対応する前縁の間の個別のノズル通路 46 に入り、のど部 48 に収斂する通路の中で加速される。

【0023】

本発明では、後縁孔 38 のところで、ベーンの圧力側 28 に沿って燃焼ガス 20 を、この後縁孔から吐出される冷却空気 18 の速度と少なくとも同じ速度まで加速する手段を設ける。

【0024】

従来のノズルの設計では、後縁孔から吐出される冷却空気は、その場所での燃焼ガスの速度よりもかなり高い速度を持っている。これに対応して、冷却空気がベーンから吐出されたときに燃焼ガスと混合されるとき、かなりの混合損失が生じ、これは機関の全体的な効率を下げるだけでなく、冷却空気がベーンの後縁を冷却する能力をも低下させる。

【0025】

燃焼ガスの局所的な速度より低い、等しいかあるいは大体等しい速度で、後縁孔で冷却空気を吐出するようにベーンを選択的に定めることにより、本発明では、混合損失が減少し、それに伴って後縁に於ける吐出空気の冷却能力が高くなる。

【0026】

図 2 及び 3 に示した 1 つのエーロfoil・ベーンの後縁領域の一例の形が、見易いように、図 4 に著しく拡大して示されている。圧力側及び吸込み側を構成する各々のベーン 26 の側壁は、機関の用途毎に、適当な最小の厚さを持っており、吸込み側 30 は略一様な厚さを持っていて、後縁 34 のところで対応する最小の厚さ B で終端する。後縁の厚さ B は、例えば、約 2.5 乃至 3.0 ミル（0.64 乃至 0.76 mm）であってよい。

【0027】

各々のベーンは、切断縁部 44 のところで圧力側及び吸込み側を横切る厚さ C を持っている。燃焼ガス 20 を局所的に加速する手段は、切断縁部 44 のところでベーンの厚さ C を予定の形で選んで、切断縁部 44 のところ、並びに少なくとも部分的にはそれより上流側のところで、ノズル通路 46 の流れ面積を局所的に減らして、切断縁部を通越す燃焼ガス

10

20

30

40

50

を、絶縁切断縁部 44 に於ける吐出冷却空気 18 の速度と少なくとも同じ速度まで局部的に加速することを含む。

【0028】

図 4 に示すように、ペーンの厚さ C が、図 2 に示した長さ D に互って、後縁 34 の上流側からペーンの前縁 32 の手前まで、圧力側 28 に沿って変化して、燃焼ガスを後縁孔に於ける所望の速度まで局部的に加速する。

【0029】

図 4 には、後縁に於ける改善された性能を達成するようにタービン・ノズルを作る一例の方法が図式的にフローチャートの形で示されている。この方法は、前縁から後縁まで、隣り合ったペーンの間構成される対応するノズル流れ通路 46 を通る燃焼ガス 20 を加速する為に、幾つかのペーン 26 の空気力学的な輪郭を任意の普通の方法で定めることから始まる。図 4 に一部分を示したペーン・エアロfoilの最初の空気力学的な輪郭 50 が、吸込み側に沿って実線で、そして圧力側に沿って鎖線で示されており、最初の圧力側の空気力学的な輪郭は、図 2 に示した長さ D を含めて後縁から前縁までに及ぶ。

10

【0030】

ペーンの輪郭を最初に定めた後、冷却空気を吐出する為に圧力側 28 を通抜ける対応する出口 42 と共に、1 列の後縁孔 38 が後縁 34 の背後でペーンの内側に設けられる。最初の設計では、44a で示す切断縁部が、後縁 34 から最初の切断距離 E だけ上流側に隔たり、図 4 に破線で示されている。最初の切断縁部 44a の切断距離 E は、切断縁部に取り得る最小の厚さ F 及びそこでの孔 38 の対応する厚さ G によって制御される。

20

【0031】

切断縁部の厚さ F の最小値は、運転中、その劣化を招いて、ペーンの寿命に悪影響を及ぼす切断縁部の望ましくない燃焼又は酸化を防止するように選ばれる。

典型的なノズルの設計では、切断縁部の厚さ F は、約 1.0 ミル (0.25 mm) より大きいことが好ましく、例えば約 1.4 ミル (0.36 mm) であることが好ましい。これに対応する切断距離 E は、孔の幅 G が約 1.7 ミル (0.43 mm) 及び切断縁部に於けるペーンの厚さ C が約 6.1 ミル (1.55 mm) の場合、約 200 ミル (5 mm) である。

【0032】

ペーン及びペーン間の流れ通路 46 の所期の輪郭が、下流側のタービンの回転羽根によるこの後のエネルギーの抽出の為に、ペーンの間での燃焼ガスの加速の為に、ノズルの空気力学的及び熱力学的な性能を最適にするように任意の普通の形で定められる。この最初の空気力学的な設計は、後縁孔自体の影響を含む必要がない。

30

【0033】

その結果、普通のタービン・ノズルの設計では、図 4 に示すような後縁冷却孔が、後でノズルの設計に導入されるとき、その孔から吐出される冷却空気は、そこを流れる燃焼ガスの速度よりかなり高い速度になる。この為、高速の冷却空気がそれより低速の燃焼ガスと一緒に混ざると、対応する混合損失が生じる。また、後縁 34 の冷却が低下して、吐出される冷却空気の冷却の上での有効性が減る。

【0034】

ペーンの空気力学的な輪郭を最初に定めた後、その空気力学的な輪郭は、この後、圧力側 28 だけに沿って、特に、切断縁部及びその上流側で決め直して、燃焼ガスが、切断縁部で吐出される冷却空気の速度と少なくとも同じ速度まで局部的に加速されるようにする。

40

【0035】

図 4 に示す実施態様では、切断縁部のところでのノズル通路 46 を対応的に狭める為に、厚さの増加 H を追加することにより、切断縁部のところでペーンを一層厚手に決め直して、切断縁部のところでのノズル通路 46 を対応的に狭めるようにする。ペーンは、図 2 に示す決め直した距離 D に互って、その圧力側 28 に沿って、後縁 34 から一層厚手にして、切断縁部に於ける燃焼ガスの希望する通りの局所的な加速を達成する為に滑らかな変化及びテーパ (taper) を持たせる。

【0036】

50

一実施態様では、ペーンの圧力側 28 が、燃焼ガスを対応的に局部的に加速する為に、切断縁部の場所の近くで反対側の吸込み側から、厚さの増加 H だけ、例えば約 7 ミル (0.18 mm) だけ遠ざけられる。この局部的な加速はガス速度を約 4 % 高めて、圧力側の輪郭の決め直しをしない場合のガス速度より 4 % 高い切断縁部のところでの吐出冷却空気

【0037】

従って、ペーンの最適の空気力学的な輪郭を最初に定め、その後、所期の後縁冷却孔における吐出冷却空気の所期の速度のうちの過大な速度分を決定することにより、ペーンの圧力側は、燃焼ガスを局部的に加速して切断縁部のところで少なくとも吐出冷却空気の前記過大な速度分を打ち消す (即ち、それに等しい) 速度上昇を持つように、決め直すことが出来る。こうすることにより、後縁孔から吐出される冷却空気は、略同じ速度で燃焼ガスと一緒に

10

【0038】

図 4 に破線で示すように、切断縁部 44a の最初の場所を、最初の空気力学的な輪郭の設計に対応する最初の切断距離 E のところに保った場合、その厚さは厚さの増加 H を追加した分だけ、一層厚手になる。これは受容れることの出来る設計であるが、ペーンの後縁の性能を更に改善することが出来る。

【0039】

更に具体的に言うと、図 4 に示すように、局部的に加速する手段によって導入された、後縁近くでのペーンの厚さの選択的な増加を有利に利用して、切断縁部 44 を後縁 34 に更に近付け、後縁 34 で吐出される空気の冷却効果を更に改善することが出来る。

20

【0040】

例えば、切断縁部 44 は、対応する切断距離 A まで後縁 34 に更に近付けることにより、燃焼及び酸化等による運転中の劣化を防止する為に、その厚さ K を最小にすることが出来る。切断縁部 44a の元の場所で、ペーンの圧力側に厚さ H を追加しているの

【0041】

従って、最終的な切断縁部 44 の対応する厚さ K が、その最小値より低くならなければ、切断縁部を後方に、元の切断距離 E より小さい任意の適当な切断距離 A まで、後縁 34 に更に近付けることが出来る。

30

【0042】

例えば、後縁孔 38 の同じ厚さ G に対し、位置を決め直した切断縁部 44a の厚さ K はもとの切断縁部 44a の最小の厚さ F に等しく、例えば 14 ミル (0.36 mm) にすることが出来る。この設計例に対する対応する切断距離 A は、約 180 ミル (4.57 mm) であり、これは 200 ミル (5.08 mm) の元の切断距離 E よりもかなり小さい。

【0043】

従って、図 4 に示す特定の設計に対する切断縁部 44 は、後縁 34 に更に近付けられ、これによって出口から吐出される冷却空気は、後縁 34 に更に近付けられ、その冷却効果を高める。

【0044】

40

図 2 に示すように、ノズル通路 46 が 1 つのペーンの圧力側 28 及び隣りのペーンの吸込み側 30 の間に構成され、その為それに沿って局部的な速度差を受ける。各々のペーンは、吸込み側では、圧力側よりも一層大きな速度で燃焼ガスを加速するように空気力学的に構成される。ペーン及びノズル通路 46 が、空気力学的及び熱力学的な性能を最適にするように定められ、ペーンの間

【0045】

後縁から前縁の直前までの適当な決め直し長さ D に互って、個別のペーンの圧力側だけに沿って局部的な厚さの増加 H を選択的に導入することにより、ノズルの最適の性能は悪影響を受けることなく、また後縁自体の冷却を更に強めながら後縁孔に於ける冷却空気と燃焼ガスの間の混合損失を減らしたことにより、更に改善される。

50

【 0 0 4 6 】

厚さの増加Hは必要に応じて、後縁34及び前縁32の近くでの最小値又はゼロの値から、その中間での最大値まで増加し、最終的な切断縁部44の場所に適当な値を持つ。こうすることにより、厚さの変化が、ペーンの圧力側に沿って徐々に変化し、燃焼ガスを、切断縁部に於ける冷却空気の吐出速度と略その速度を釣合わせるように局部的に加速し、そこでの混合損失を減らすと共に、後縁冷却を改善する。

【 0 0 4 7 】

従って、このペーンの厚さの変化は、大部分のノズル流れ通路46内の燃焼ガスを、後縁孔の出口42の空気速度まで加速するには不十分である。ノズルの流れ通路46の範囲全体は、元の速度分布になり、上に述べたように後縁の出口40でのみ、速度が局部的に高められ、上に述べたように性能を高める。

10

【 0 0 4 8 】

この結果得られる個別のペーン26は、構造的にも機能的にも、変更されていないペーンとは異なり、タービン・ノズル内で性能を高めるように協働する。従って、この改良された製法を実施することによって得られるペーン及びノズルは、元の設計や他の方法では得られない利点が見られる。

【 0 0 4 9 】

以上、本発明を一例としての第1段タービン・ノズルの設計に関連して説明したが、本発明を任意のタービン・エーロfoilに取入れて、その利点をもたらすことが出来る。

【 0 0 5 0 】

20

本発明の好ましい実施態様と考えられるものを説明したが、当業者には、以上の説明から、本発明のこの他の変更が容易に考えられよう。従って、本発明の範囲内に含まれるこのような全ての変更を特許請求の範囲は確保しようとするものである。

【 図面の簡単な説明 】

【 図 1 】 本発明の好ましい実施態様による、燃焼器の出口に配置された高圧タービン・ノズルの一部分の断面図である。

【 図 2 】 図 2 に示したノズルの一部分を線 2 - 2 で切った横断面図である。

【 図 3 】 図 2 に示す 1 つのエーロfoilの後縁領域を線 3 - 3 で切った見た拡大図である。

【 図 4 】 本発明の実施態様によるエーロfoilを作る方法を図式的に示すための、図 2 及び 3 に示すエーロfoilの後縁の拡大横断面図である。

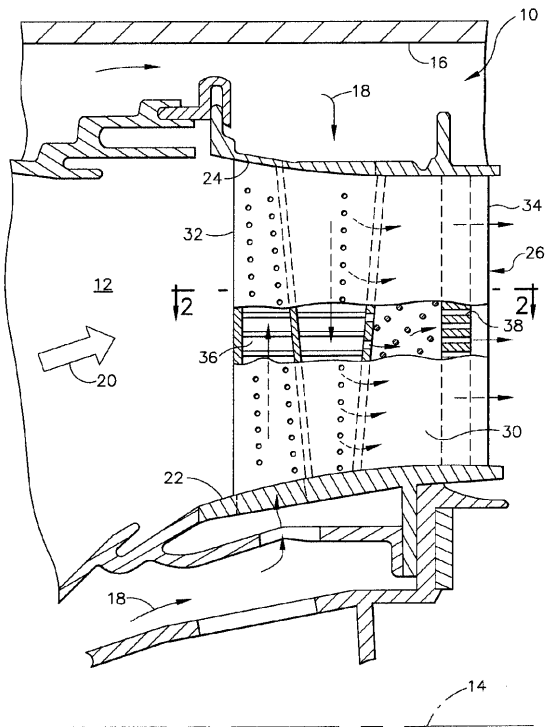
30

【 符号の説明 】

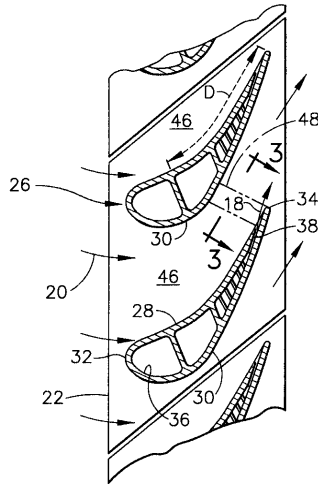
- 1 0 高圧タービン・ノズル
- 1 6 環状ケーシング
- 2 6 ペーン
- 2 8 圧力側
- 3 0 吸込み側
- 3 2 前縁
- 3 4 後縁
- 3 6 内部冷却空気通路
- 3 8 後縁孔
- 4 0 入口
- 4 2 出口
- 4 4 切断縁部
- 4 6 ノズル流れ通路
- 4 8 のど部

40

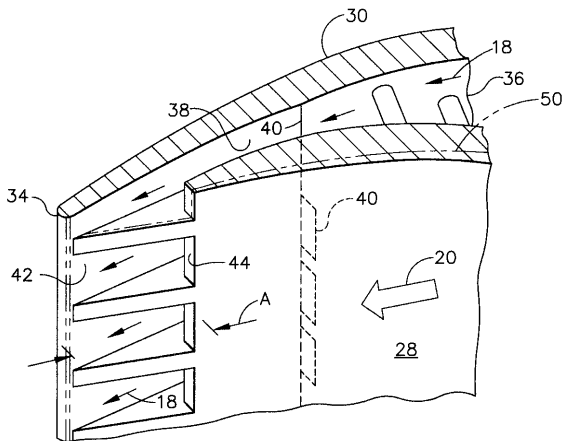
【図 1】



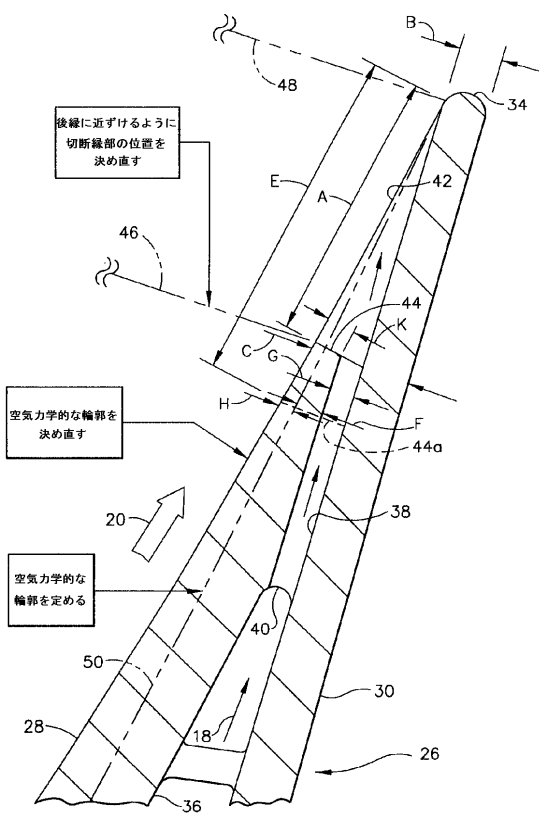
【図 2】



【図 3】



【図 4】



フロントページの続き

審査官 稲葉 大紀

(56)参考文献 米国特許第05102299(US,A)
米国特許第05458461(US,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F01D 5/18
F01D 9/02