

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4659206号

(P4659206)

(45) 発行日 平成23年3月30日(2011.3.30)

(24) 登録日 平成23年1月7日(2011.1.7)

(51) Int.Cl.

F I

F O 1 D 9/02 (2006.01)

F O 1 D 9/02 1 O 2

請求項の数 8 外国語出願 (全 10 頁)

| | | | |
|--------------|-------------------------------|-----------|---------------------|
| (21) 出願番号 | 特願2000-381143 (P2000-381143) | (73) 特許権者 | 390041542 |
| (22) 出願日 | 平成12年12月15日(2000.12.15) | | ゼネラル・エレクトリック・カンパニー |
| (65) 公開番号 | 特開2001-214707 (P2001-214707A) | | GENERAL ELECTRIC CO |
| (43) 公開日 | 平成13年8月10日(2001.8.10) | | MPANY |
| 審査請求日 | 平成19年12月13日(2007.12.13) | | 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 | 09/466154 | (74) 代理人 | 100137545 |
| (32) 優先日 | 平成11年12月18日(1999.12.18) | | 弁理士 荒川 聡志 |
| (33) 優先権主張国 | 米国 (US) | (72) 発明者 | ロバート・フランシス・マニング |
| | | | アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ニ |
| | | | ューベリーポート、ロラム・ストリート、 |
| | | | 1 番 |

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 勾配付きフィルム冷却を備えるタービンノズル

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

両端で内側及び外側バンド(20, 22)に一体的に連結される複数の翼(18)と;
前記翼の各々は、前記バンドの間で翼長方向に縦方向に延びると共に、前縁と後縁(34, 36)と間で翼弦方向に延びる、対向する圧力側及び負圧側の側壁(26, 28)を備えており;

前記側壁は、前記前縁及び後縁との間で離間しており、前記前縁から隔てられ前記側壁と一体的に連結されて冷却空気(24)を導くための第1通路(42)を形成する第1リブ(38)と、前記第1リブから隔てられ前記側壁と一体的に連結されて冷却空気を導くための第2通路(44)を形成する第2リブ(40)とを備え、前記第2リブは前記後縁から隔てられ冷却空気を導くための第3通路(46)を形成し;

前記正圧側壁(26)を貫通し且つ前記翼長に沿って異なる勾配で傾斜する第1、第2及び第3のフィルム冷却用側壁孔の列(8、9、10)と;

を備え、

前記第2リブ(40)は勾配が付けられており、

前記第1のフィルム冷却用側壁孔の列(8)は、前記第2リブ(40)と略等しい勾配を有し、前記第2通路(44)と連通しており、

前記第2のフィルム冷却用側壁孔の列(9)は、前記第1のフィルム冷却用側壁孔の列(8)の勾配よりも小さい勾配を有し、前記第3通路(46)と連通している

ことを特徴とするタービンノズル(14)。

10

20

【請求項 2】

前記第 3 のフィルム冷却用側壁孔の列 (1 0) は、前記第 2 のフィルム冷却用側壁孔の列 (9) の勾配よりも小さい勾配を有し、前記第 2 のフィルム冷却用側壁孔の列 (9) の後方で前記第 3 通路と連通していることを特徴とする請求項 1 に記載のノズル。

【請求項 3】

前記第 1 及び第 3 のフィルム冷却用側壁孔の列 (8 、 1 0) の勾配は平均勾配を有し、前記第 2 のフィルム冷却用側壁孔の列 (9) の勾配は前記平均勾配と実質的に等しいことを特徴とする請求項 2 に記載のノズル。

【請求項 4】

前記第 1 、第 2 、第 3 フィルム冷却用側壁孔の列 (8 、 9 、 1 0) の前記フィルム冷却用側壁孔は実質的に等しい直径を有することを特徴とする請求項 2 に記載のノズル。

10

【請求項 5】

前記翼の各々は、前記正圧側壁 (2 6) を貫通して第 1 通路 (4 2) と連通し前記第 1 リブに沿って延びる 1 列のフィルム冷却孔 (1 3) をさらに備えることを特徴とする請求項 2 に記載のノズル。

【請求項 6】

前記第 1 リブのフィルム冷却孔 (1 3) の列は、前記第 1 リブ (3 8) と実質的に平行であり、その前記孔の直径は、前記第 1 、第 2 、及び第 3 フィルム冷却用側壁孔の直径と実質的に等しいことを特徴とする請求項 5 に記載のノズル。

20

【請求項 7】

前記翼の各々は、シャワーヘッド状に配置され前記前縁 (3 4) に沿って翼長方向に延びる複数列のシャワーヘッド状フィルム冷却孔 (4 - 7) をさらに備えることを特徴とする請求項 1 に記載のノズル。

【請求項 8】

前記シャワーヘッド状フィルム冷却孔 (4 - 7) は、正圧側及び負圧側の側壁 (2 6 , 2 8) に沿って前記前縁の周りに離間した 4 つの列を含むことを特徴とする請求項 7 に記載のノズル。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

30

本発明は概してガスタービンエンジンに関し、さらに詳細にはガスタービンエンジン内のタービンノズルに関する。

【0002】

【従来の技術】

ガスタービンエンジンにおいて、空気は圧縮機内で加圧され、燃焼器内で燃料と混合され点火されて高温燃焼ガスが発生する。ガスは、支持用円板から半径方向外側に延びるタービン動翼列に向けてガスを導くステータ翼を備える第 1 段高圧タービンノズルを通して吐出される。

【0003】

タービン翼は燃焼ガスからエネルギーを抽出して圧縮機に動力を供給する。ガスはその後、一般的にターボファン航空機エンジンのファンへの動力供給等の出力作業を行うためにガスからさらにエネルギーを抽出する数段のノズル翼と動翼とを有する低圧タービンへ導かれる。

40

【0004】

高圧タービンノズルは最初に燃焼器からの燃焼ガスを受取るので、適当な耐用寿命を持たせるためには冷却が必要である。一般的なタービンノズルは、円周方向に互いに離間する外側と内側の環状バンドの間に翼長方向に半径方向に延びる一列のエーロfoil翼を備えている。各々の翼の冷却用の圧縮機からの吐出ガスの一部を受取るよう翼は中空になっている。

【0005】

50

各々の翼内には、対応する半径方向に延びるリブまたは隔壁によって内部冷却通路が形成されており、リブまたは隔壁は、円周方向に対向する正圧側と負圧側の側壁へ一体的に連結されている。翼の内面は、伝熱冷却を高めるよう運転中にそれを越えて流れる冷却空気を乱す背の低い乱流部材 (turbulator) を備えてもよい。

【0006】

翼の外面に沿って流れる高温燃焼ガスから該外壁を保護するために、種々の放射状列のフィルム冷却孔が翼の正圧側と負圧側の側壁に設けられている。

【0007】

翼の前縁は最初に高温燃焼ガスを受取るので、典型的にシャワーヘッド形状の数列のフィルム冷却孔を備えている。フィルム冷却孔から吐出される空気は、翼の外面に沿って冷却空気の境界層を生成し、列から列へ付加的な冷却空気と再びエネルギーが与えられる。このフィルム冷却空気は、運転中に金属翼を高温燃焼ガスから保護する防壁をもたらす。

10

【0008】

典型的なエーロfoil翼は、前縁の後方で厚さが増し、典型的には翼弦長の3分の1以内で最大厚さに達し、その後先細になり厚さを減じながら比較的薄い後縁に至る。翼が後縁の近くで薄くなるにつれて翼の後縁領域を冷却することは困難になる。従って後縁は運転中に比較的高温に曝される別の領域である。

【0009】

典型的に後縁は内部対流冷却をもたらす一列の後縁吐出孔によって冷却される。また、正圧側壁を保護し、更なる保護を図るために下流方向後縁へ延びる冷却空気フィルムを発達させるために、正圧側壁に一列またはそれ以上の付加的なフィルム冷却孔を設けてもよい。

20

【0010】

さらに、負圧側壁は、前縁と最大厚さ領域との間に数列のフィルム冷却用のえら孔 (gill hole) を含んでもよく、これにより負圧側壁を保護するための冷却空気フィルムが発達し、後縁へ流れて後縁をさらに保護する。

【0011】

燃焼ガスは、翼の正圧側及び負圧側の側壁に沿って異なる速度で流れるので、翼の前縁から後縁までの種々の領域は様々な加熱量に曝され、これに対応して様々な冷却量を必要とする。ノズル翼の冷却のために燃焼器から迂回されるいかなる空気もエンジン全体の能率を低下させるので、その量は適当なノズル翼の耐用寿命を達成しながら最少限にとどめる必要がある。

30

【0012】

燃焼ガスの加熱効果の変動と冷却空気の冷却効果の変動とは温度勾配を生じるので翼の設計をさらに複雑にする。温度勾配は、翼材料の異なる膨張と収縮をもたらす、これは運転中の翼の低周波疲労による寿命に影響を及ぼす、熱的に誘発される歪みと応力の原因となる。

【0013】

例えば、隔壁またはリブは、翼の正圧側と負圧側との間に延びる対応する冷却通路を形成し、それに沿って導かれる空気によって翼の内部で保護され冷却されるので本質的に比較的低温である。比較的高温の翼の正圧側及び負圧側の側壁に比べこのリブは比較的低温であり、両者の間には相当大きな温度勾配が生じる。さらに、翼の前縁と後縁の間で正圧側と負圧側に沿って異なる大きさの温度勾配も生じる。

40

【0014】

従って、従来技術にあっては、様々な複雑さと効果の度合い及び様々な耐用寿命を有する種々の形状の冷却タービンノズル翼が多数存在している。

【0015】

例えば、ゼネラルエレクトリック社はCF34という名前のターボファン航空機用ガスタービンエンジンを製造販売しており、このエンジンは数十年に亘り商業的に成功し使用されている。このエンジンの高圧タービンノズルは、顕著な耐用寿命を持つフィルム冷却さ

50

れう翼を備えている。このエンジンの数十年に亘る商業用途は、タービンノズルの耐久性と寿命を評価するための数千時間の実地経験をもたらしている。

【0016】

このノズルの設計の広範囲に及ぶ解析に関連するそのような実地経験は、今や必要とする空気量を増加することなくタービンノズルの耐久性と寿命を改善するために利用できる。

【0017】

【発明が解決しようとする課題】

従って、冷却空気量の増加させることなく改善された耐久性をもち、広範囲に及ぶ実地経験と解析に基づいて改良されたタービンノズルを提供することが望まれている。

【0018】

【課題を解決するための手段】

タービンノズル翼は、前縁と後縁との間に延びる正圧側及び負圧側の側壁を備える。翼は前縁と後縁との間に3本の内部冷却通路を形成する一体式の一对のリブを備える。複数列のフィルム冷却用の孔は側壁に沿って延び、正圧側の3列は、エーロフォイルの翼長に沿って種々の勾配で傾斜している。

【0019】

【発明の実施の形態】

本発明の好ましい例示的な実施形態と他の目的及び利点は、添付の図面を参照して以下の詳細な説明によって具体的に説明されている。

【0020】

図1は、飛行中の航空機に動力を供給するよう構成されたターボファンガスタービンエンジンの第1段高圧タービンノズル14の一部を示す。エンジンは、連続流れ連通関係で、ファン、多段圧縮機及びノズルから排出される高温燃焼ガス16を発生するよう燃料を圧縮機からの圧縮空気と混合する燃焼器(図示せず)を備えている。

【0021】

ノズル下流には、一列の第1段タービンロータブレード(図示せず)が配置され、それに続いて運転中にファンに動力を供給する低圧タービン(図示せず)が配置されている。

【0022】

図1にその一部を示すタービンノズルは、軸方向の中心線軸まわりに軸対称であり、対向する半径方向端部において対応する半径方向の内側及び外側のバンド20, 22に一体的に連結される複数のノズル翼18を備える。バンドは部分的に図示されており、典型的にはセグメントあたり2本またはそれ以上の翼を備える扇形セグメントの形状に形成されている。運転中、高温燃焼ガス16に備えて翼を冷却するために、冷却空気24は、圧縮機の吐出口から適当に迂回されて、典型的には外側バンド22を通して各々の翼に供給される。

【0023】

図1及び2に示すように、各々の翼18は、全体的に凹形の正圧側壁26と円周方向に向かい合う全体的に凸形の負圧側壁28とを備えている。図3に示すように、2枚の側壁は、縦方向に2つのバンド20と22との間のノズルの放射軸に沿って延びており、根元30は前者即ち内側バンドに連結し、先端32は後者即ち外側バンドに連結している。また、2枚の側壁は対向する前縁と後縁34, 36の間で翼弦方向即ち軸方向に延びている。

【0024】

図2及び3に示すように、2枚の翼の側壁は、前縁と後縁との間で円周方向に互いに離間する、典型的には共通の鋳造で一体に形成された内部リブまたは隔壁を備えている。第1のリブ38は、前縁から後方に隔たり、第2のリブ40は、第1リブから後方に且つ後縁から前方に隔たっている。

【0025】

第1のリブは、翼の前縁領域で冷却空気24を翼の内部に導くための第1のつまり前縁通路を形成する。また、第2のリブ40は、第1のリブから隔たり第2のつまり翼弦中央通路を形成し、これも冷却空気の一部を導く。また、第2のリブは後縁から隔たり、その間

10

20

30

40

50

に第3のつまり後縁通路を形成し、これも同様に運転中に冷却空気の別の一部を導く。図1及び3に示すように、冷却空気は、外側バンド22の対応する導入口から適切に3つの通路に供給される。

【0026】

まず図2に示すように、各々の翼18は、本発明によって翼の温度と温度勾配を低下させてノズル翼の耐久性と寿命を実質的に高めるよう改良されたフィルム冷却を提供するために、3つの通路42, 44, 46のそれぞれと連通しており、1-13の番号を付した正圧側及び負圧側に延びる複数列の対応するフィルム冷却用の孔を備えている。種々のフィルム冷却孔は、半径方向に全体的に直線状に翼長に沿って延びている。

【0027】

図1-3に示す1-13のフィルム冷却用孔の改良されたパターン及び構成を除いては、図示のタービンノズルは従来型であり、前記CF34エンジンの高圧タービンノズルに対応している。前述のように、エンジンの広範囲に及び実地経験から、現行のフィルム冷却孔のパターンと構成とに起因するタービンノズルの局所的な熱障害が明らかになっている。実地経験とその広範囲な解析から、フィルム冷却孔の改良されたパターンと構成とは、現行のノズル設計に比べて耐久性と寿命とを約3倍高める実質的な改良であることが判明している。

【0028】

図2及び3に示すように、第1隔壁リブ38は、内側バンド20から外側バンド22を貫通する空気導入口に達する手前まで半径方向外側に延びている。第1リブ38は、著しい傾斜や勾配なしに半径方向に指向している。

【0029】

第2隔壁リブ40は、外側バンド22の空気導入口から内側バンド20に達する手前まで半径方向内側に延びている。第2リブ40は、放射軸に対して角度Aで傾斜しており、リブの内側端は外側端よりも後方に配置されている。この構成において、第1リブ38は、外側バンドの共通の導入口から冷却空気24を受取る第1及び第2空気通路42, 44を区分けする。

【0030】

第1通路42の内側は、冷却空気が通路内に妨げなく導かれるよう滑らかであることが好ましい。第2通路44の内側も滑らかであることが好ましいが、図2に示すように、半径方向内側を流れる冷却空気を乱してこの領域の正圧側壁26の伝熱冷却を向上させるための背の低い直線状の乱流板48を備えている。

【0031】

第3通路46は、正圧側及び負圧側の側壁26, 28の間に一体的に延びる縦方向及び翼弦方向に隔てられたピン50の列(bank)を備えており、第3通路46によって冷却空気が供給される翼の先細の後縁領域に沿う空気の冷却効果を高めている。

【0032】

リブ38, 40と通路42-46とは、現行のCF34のノズルと同様のものがある。

【0033】

各々の翼18のフィルム孔は、前縁と後縁との間のエーロfoil形状の正圧側壁と負圧側壁との異なる冷却要求に応じて異なるグループに配置されている。第1グループは、第1及び第2通路42, 44のそれぞれの1つと連通しており負圧側の側壁28を貫通する4列のフィルム冷却用えら孔1, 2, 3, 12を含んでいる。図1及び3に示すように、4列のえら孔は、第1リブ38に沿う翼長に沿って直線状に延びている。

【0034】

図2に示す4列のえら孔は、前縁のすぐ後方から翼の最大厚さまで負圧側壁に沿って翼弦方向に隔てられている。1列のえら孔1は、冷却空気を受取るよう第1リブ38のすぐ後方で第2通路44に連通している。さらに3本の列2, 3, 12はこの通路から冷却用空気を受取るよう上流側つまり第1リブ38の前方で第1通路42と連通している。

【0035】

10

20

30

40

50

図 1 及び 2 に示すように、さらに各々の翼は、前縁 3 4 で翼長に沿って直線状に延びるシャワーヘッド形状に配置された 4 列のフィルム冷却孔を備えている。4 つのシャワーヘッド列 4 , 5 , 6 , 7 は、前縁の周りに正圧側と負圧側との側壁に沿って横方向に隔てられている。

【 0 0 3 6 】

図 2 及び 3 に示すように、フィルム冷却孔として、第 1、第 2 及び第 3 通路 4 2 , 4 4 , 4 6 のそれぞれの 1 つと連通し、正圧側壁 2 6 を貫通して延びる別のグループの 4 列のフィルム冷却側壁孔 8 , 9 , 1 0 , 1 3 が設けられている。

【 0 0 3 7 】

翼弦中央部の列の側壁孔 8 は、空気を受取るよう第 2 通路 4 4 と連通している。側壁孔の後方の 2 列 9 , 1 0 は、空気を受取るよう第 3 通路 4 6 と連通している。さらに、前列の側壁孔 1 3 は、冷却用空気を受取るよう第 1 通路 4 2 と連通している。

10

【 0 0 3 8 】

図 2 及び 3 に示すように、さらに各々の翼は、後縁 3 6 に沿って延び冷却空気を受取るよう第 3 通路 4 6 と連通する後縁孔 1 1 を備えている。後縁孔 1 1 は、対向する正圧側と負圧側との間で軸方向に延び、それに沿って冷却空気の最終フィルムを吐出するよう後縁 3 6 のすぐ前方に隔てられた吐出口を有している。

【 0 0 3 9 】

前述のように、翼のエーロfoil形状によって翼は、この翼の周りで様々な挙動を示す燃焼ガスの熱の曝される。従って、運転中の翼の耐久性を高めるためには、フィルム冷却孔を運転中の好ましくない温度勾配を低減して、局所ホットスポットの温度を最小にするよう正確に形成して配置する必要がある。

20

【 0 0 4 0 】

特に、3 列の側壁孔の 8 , 9 , 1 0 は、各々の翼長に沿って異なる勾配または傾斜角 B , C で傾斜しているのが好ましい。改良された形状の 3 列の側壁孔 8 , 9 , 1 0 は、後縁に至る正圧側壁に沿って軸方向の温度勾配を低減して耐久性を向上させる。

【 0 0 4 1 】

図 3 に示すように、第 2 リブ 4 0 は傾斜角 A の勾配を有し、翼弦中央列の側壁孔 8 は、第 2 リブの直上流で第 2 通路 4 4 に連通して第 2 リブに沿って正圧側壁にフィルム冷却空気を吐出するよう、好ましくは第 2 リブの勾配 A に等しい勾配 B を有している。

30

【 0 0 4 2 】

側壁孔 8 は、側壁孔 8 の上流側列の勾配 B よりも小さく且つ第 2 リブ 4 0 の勾配 A よりも小さい勾配 C で半径方向に一直線に並べられた下流側の列の側壁孔 9 と協働する。図 3 において、種々のフィルム冷却孔は、仮想線で示すように全体的に直線状で半径方向に並べられている。

【 0 0 4 3 】

最下流の列の側壁孔 1 0 は、中間列側壁孔 9 の勾配 C よりも小さな勾配を有し、中間側壁孔 9 の後方で第 3 通路に直接連通している。最下流の列の側壁孔 1 0 の勾配はゼロであることが望ましく、これはノズルの放射軸との縦方向の整列を示している。

【 0 0 4 4 】

40

図 3 に示すリブ 4 0 は、放射軸に対して、同時に全体的に半径方向に整列された後縁 3 6 に対しても勾配を有しているので、比較的低温の第 2 リブ 4 0 に比べて比較的高温である、翼の正圧側壁に沿う温度勾配を低減するようフィルム冷却空気を良好に配分するために、3 列の側壁孔 8 , 9 , 1 0 の相対的な方向または勾配を変えることが望ましい。1 つの好適な実施形態において、中間列の側壁孔 9 の勾配 C は、隣の上流側列の側壁孔 8 と、隣の下流側列の側壁孔 1 0 の勾配の平均値であるのが好ましい。

【 0 0 4 5 】

翼弦中央列の側壁孔 8 の勾配に照らして、第 4 列の側壁孔 1 3 は、その上流で第 1 通路 4 2 と連通して第 1 リブ 3 8 に沿って設けられている。側壁孔 1 3 の上流側の列は、実質的に第 1 リブ 3 8 に平行であり全体的にゼロ勾配であることが好ましい。

50

【 0 0 4 6 】

図示されている 1 3 列のフィルム冷却孔 1 - 1 3 のパターン及び構成は、長年にわたり販売され運転されてきた商業用途の多数のエンジンの熱障害を呈する従来の C F 3 4 のノズル設計との比較において評価できる。

【 0 0 4 7 】

下の表は、過去の C F 3 4 の設計と、本発明の好適な実施形態による改良されアップグレードされた設計との間の付加的な相違点を示す。表中、フィルム冷却孔の列ごとに一列あたりの孔の数と、ミルとミリメートル単位での直径とが示されている。

| フィルム孔の列 | 過去の C F 3 4 の設計 | アップグレード翼 1 8 |
|---------|-----------------|--------------|
|---------|-----------------|--------------|

| | | |
|-----|--------------------------|-----------------------------|
| 1 | 7 @ 20 mil s (0. 51 mm) | 10 @ 20 mil s |
| 2 | 14 @ 23 mil s (0. 58 mm) | 14 @ 23 mil s |
| 3 | 14 @ 23 mil s | 14 @ 23 mil s |
| 1 2 | なし | 15 @ 18 mil s (0. 46 mm) |

10

| | | |
|---|---------------|---------------|
| 4 | 13 @ 20 mil s | 16 @ 18 mil s |
| 5 | 14 @ 20 mil s | 15 @ 18 mil s |
| 6 | 14 @ 20 mil s | 15 @ 18 mil s |
| 7 | 16 @ 20 mil s | 16 @ 18 mil s |

20

| | | |
|-----|----------------------------|---------------|
| 1 3 | なし | 16 @ 18 mil s |
| 8 | 11 @ 31. 5 mil s (0. 8 mm) | 16 @ 18 mil s |
| 9 | 10 @ 20 mil s | 12 @ 18 mil s |
| 1 0 | 11 @ 17 mil s (0. 43 mm) | 11 @ 18 mil s |

30

| | | |
|-----|-------|------|
| 1 1 | スロット孔 | 変更なし |
|-----|-------|------|

表に示すように、前縁後方の翼の負圧側の冷却を改善して温度勾配を低減するために、前縁と 3 つの下流側列のえら孔 1 - 3 との間に第 4 列のえら孔 1 2 を追加した。

【 0 0 4 8 】

第 1 の上流側列のえら孔 1 2 は、それより下流側のより大きいえら孔 1 - 3 よりも直径が小さい。えら孔 2 , 3 の大きさと個数は従来と同様であり、追加したえら孔 1 2 の列と良好に協働するよう、えら孔 3 の列を前縁方向に移動した。えら孔 1 の後方の列は、上流側の 3 列のえら孔によって良好に冷却されることに照らして僅かに後方へ移動した。

40

【 0 0 4 9 】

フィルム層を拡張するために、えら孔 1 の数を翼の根元付近で少し増やした。えら孔 1 の列を翼根元へ拡張することで付加的な冷却がもたらされて翼後縁の寿命が向上する。後縁の耐久性を改善することにより、エンジン性能の低下を防止できる。

【 0 0 5 0 】

シャワーヘッド孔 4 - 7 の直径は、そこから吐出される冷却空気量を減らすために縮小され、シャワーヘッド孔を 4 列の側壁孔 8 - 1 0 , 1 3 と実質的に同じ直径とした。シャワーヘッド孔 4 - 7 は、図 3 に示す約 2 0 度の半径方向内側の傾斜角 D を有しており、従来

50

設計での約 45 度の角度に比べて実質的に急角度である。

【0051】

シャワーヘッド孔 4 - 7 の変更は、従来設計のものと同等の金属温度をもたらすが、通過する冷却空気の流れを低減する。シャワーヘッド孔の縮小された直径と急な表面角度とにより冷却効果が高まり、冷却空気の必要量が減り、冷却空気は他のフィルム孔へ分散した。他の孔は、各々の翼の全てのフィルム冷却列の要求量が実質的に従来設計と同じであるようにそれ相応に寸法が定められている。

【0052】

表に示すように、3 列の側壁孔 8, 9, 10 は、実質的に直径が縮小されているので、この 3 列の好適な勾配と協働する、そこを通過する空気量が低減する。さらに、エーロフォイルの正圧側壁上の温度勾配を低減するために 3 列の下流側壁と協働するよう前側列の側壁孔 13 を付加した。

10

【0053】

フィルム冷却用側壁孔 8, 9, 10 の直径は従来設計に比べて実質的に小さくなり、ここでは実質的に直径が等しく、さらに新たに付加した列の側壁孔 13 と直径が等しい。

【0054】

4 列の側壁孔 8 - 10, 13 は、翼の耐久性を高めるために正圧側壁上に沿って実質的に温度勾配を低減するよう、ここでは正圧側壁 26 と比較的低温のリブ 38, 40 及びピン 50 と協働する。側壁孔の前方と後方の列 13, 10 は、翼に関して半径方向にほぼ一直線に並んでいるが、一方で中間列の側壁孔 8, 9 は勾配を有する第 2 リブ 40 と協働するよう勾配を有している。

20

【0055】

好適な実施形態において、翼弦中間列の側壁孔の 8 は、第 2 リブの勾配に一致しており、隣の下流側列の側壁孔 9 の勾配は、上流側列の側壁孔と下流側列の側壁孔との平均値を有している。

【0056】

所望で有れば、1 つまたはそれ以上の付加的なフィルム冷却用側壁孔の列を追加してもよく、中間的な勾配をもつことが好ましい。3 列 8, 9, 10 に関して、中間列の勾配は単に 2 つの隣接列の平均勾配である。さらに、4 列の側壁孔の（図示せず）に関して、第 2 の中間列の勾配は、2 つの外側の列の勾配の和の 3 分の 1 だけ第 1 列と異なり、また第 3 列の勾配については、勾配の和の 3 分の 1 だけ第 4 列と異なる。

30

【0057】

改良されたノズル翼 18 は、広範囲に及ぶ実地経験と解析とによって可能となったフィルム冷却孔の注意深い組み合わせによって、向上した耐久性と寿命とを享受している。

【0058】

本明細書では本発明の好ましい例示的な実施形態と考えるものについて説明してきたが、本発明の他の形態は明細書の教示内容から当業者には自明であり、本発明の真の精神と発明の範囲に属する全ての変更は特許請求の範囲で保護されるものである。

【図面の簡単な説明】

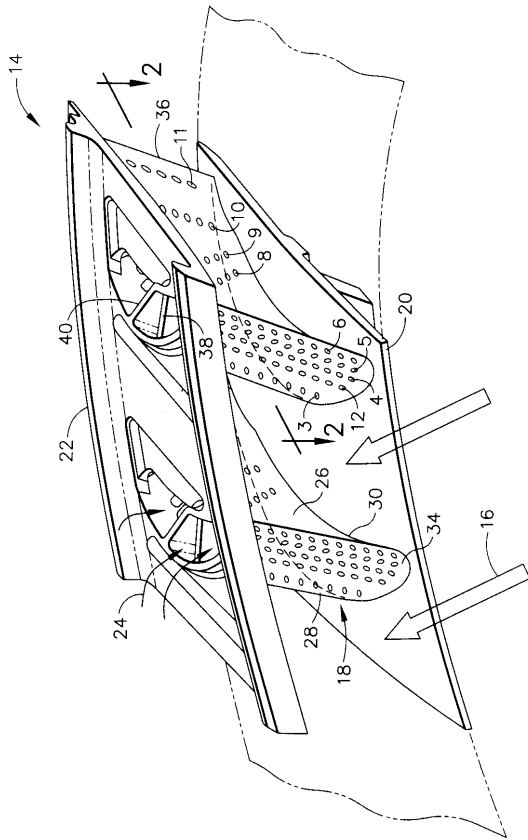
【図 1】本発明の例示的な実施形態による環状ガスタービンエンジンの扇型セグメント、高圧タービンノズルの等角投影図である。

40

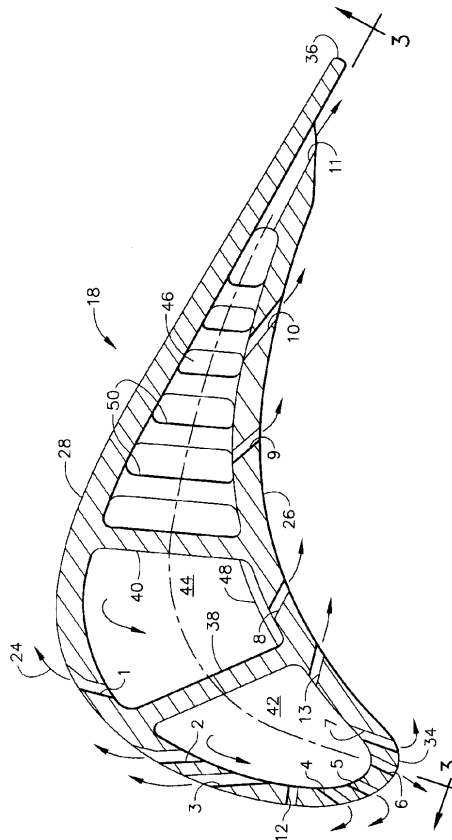
【図 2】図 1 に示されるノズル翼の 1 つを線 2 - 2 に沿って見た半径方向断面図である。

【図 3】図 1 に示されるノズル翼をキャンバーライン 3 - 3 に沿って見た軸方向立面図である。

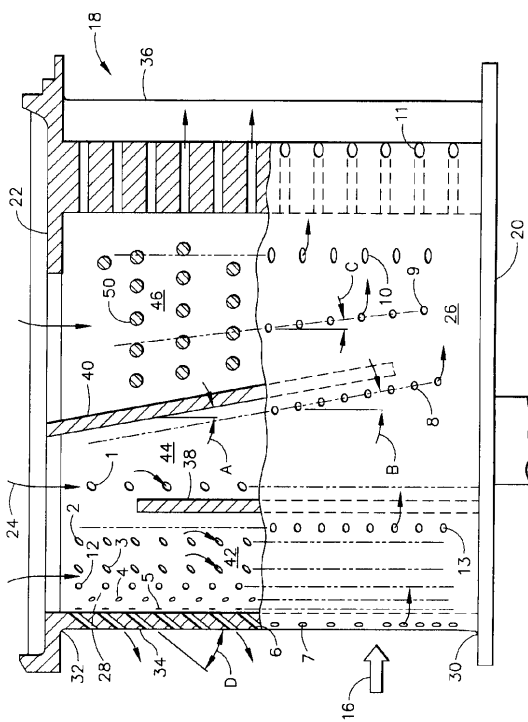
【図 1】



【図 2】



【図 3】



フロントページの続き

- (72)発明者 ジーン・チェン - フー・ツァイ
アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、レキシントン、ブルーベリー・レーン、10番
- (72)発明者 アンソニー・ドメニク・ディベロ
アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、イプスウィチ、サンド・ペブル・ドライブ、3番

審査官 稲葉 大紀

- (56)参考文献 米国特許第04616976(US, A)
特開平02-233802(JP, A)
特開平07-217404(JP, A)
米国特許第03930748(US, A)

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