

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4728588号

(P4728588)

(45) 発行日 平成23年7月20日(2011.7.20)

(24) 登録日 平成23年4月22日(2011.4.22)

(51) Int.Cl.

F I

FO1D 9/02 (2006.01)

FO1D 9/02 102

FO2C 7/18 (2006.01)

FO2C 7/18 A

請求項の数 10 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2004-118457 (P2004-118457)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成16年4月14日(2004.4.14)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2004-316654 (P2004-316654A)		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成16年11月11日(2004.11.11)		MPANY
審査請求日	平成19年4月13日(2007.4.13)		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	10/413, 922		クタデイ、リバーロード、1番
(32) 優先日	平成15年4月15日(2003.4.15)	(74) 代理人	100137545
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 荒川 聡志
		(74) 代理人	100105588
			弁理士 小倉 博
		(74) 代理人	100106541
			弁理士 伊藤 信和
		(74) 代理人	100129779
			弁理士 黒川 俊久

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 補完冷却式タービンノズル

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

外側及び内側バンド(30、32)を含み、

前記外側及び内側バンド(30、32)は、該外側バンド(30)及び該内側バンド(32)の間に位置する羽根(34)と一体に結合され、

前記羽根が、対向する前縁及び後縁(40、42)において互いに結合された対向する正圧及び負圧側壁(36、38)を含み、

前記側壁が、間隔をおいて配置されて3経路蛇行流れ回路を形成し、前記3経路蛇行流れ回路が、前記前縁の背後で延びる第1のチャンネル(44)と、前記外側バンドから延びて内側バンド(32)の手前で終る無孔の前部ブリッジ(50)によって前記第1のチャンネル(44)からその一部が分離された第2のチャンネル(46)と、内側バンド(32)から延びて前記外側バンドの手前で終る無孔の後部ブリッジ(52)によって前記第2のチャンネル(46)からその一部が仕切られた第3のチャンネル(48)とを含み、

前記外側バンド(30)が、前記第1のチャンネルに位置し該第1のチャンネルに加圧冷却空気(16)を供給する入口(54)を含み、前記内側バンド(32)が、前記第1のチャンネルに位置し空気の一部を吐出する第1の出口(56)と、前記第3のチャンネルに位置し空気の別の部分を吐出する第2の出口(58)とを含み、前記羽根(34)が、後縁(42)に沿って位置しかつ前記第3のチャンネルと流れ連通し該第3のチャンネルから残りの空気を吐出する出口孔(60)の列を含み、

前記第1のチャンネル(44)が、前記前縁の直ぐ背後で正圧及び負圧側壁に跨り前記前部

10

20

ブリッジと対向する第1のタービュレータ(62)の第1の列と前記負圧側壁の背後で前記第1の列から横方向に間隔をおいて配置された第2のタービュレータ(64)の第2の列とを除いては平滑であり、前記正圧側壁には、前部ブリッジと対向するタービュレータを含め何もない、
第2段ガスタービンノズル(26)。

【請求項2】

前記第1及び第2のタービュレータ(62、64)が、互いに平行であり、かつ前記外側及び内側バンド(30、32)間で前縁(40)に沿って長手方向に千鳥形配列されている、請求項1記載のノズル。

【請求項3】

前記羽根の正圧及び負圧側壁(36、38)が後縁出口孔(60)を除いては無孔である、請求項1又は2記載のノズル。

【請求項4】

前記第1及び第2のタービュレータ(62、64)が等しい長さを有する、請求項1乃至3のいずれか1項に記載のノズル。

【請求項5】

前記第1のタービュレータ(62)が、前縁(40)の両側で前記正圧及び負圧側壁(36、38)に等しく跨る、請求項1乃至4のいずれか1項に記載のノズル。

【請求項6】

前記第1のタービュレータ(62)が円弧状でありかつ前記正圧及び負圧側壁上で両端での円弧状長さで終り、また前記第2のタービュレータが直線状である、請求項1乃至5のいずれか1項に記載のノズル。

【請求項7】

前記内側バンド(32)が、第3のチャンネル(48)の下方に延びる一体形ハンガ(66)を含み、前記第1及び第2の出口(56、58)の両方が、前縁(40)とハンガとの間で前記内側バンドを貫通している、請求項1乃至6のいずれか1項に記載のノズル。

【請求項8】

前記第1のタービュレータ列が、前縁(40)の背後で長手方向に間隔をおいて配置された10個の第1のタービュレータ(62)から成り、また前記第2のタービュレータ列が、前記第1のタービュレータ間で長手方向に千鳥形配列された9個の第2のタービュレータ(64)から成る、請求項1乃至7のいずれか1項に記載のノズル。

【請求項9】

前記第1のタービュレータ(62)の列が、前記蛇行流れ回路に対応するセラミックコア(74)を成型するのに用いる成形用型(72)の割り線(70)位置において、前記負圧側壁(38)に沿った第2のタービュレータ(64)の列に隣接している、請求項1乃至8のいずれか1項に記載のノズル。

【請求項10】

前記第1の出口(56)、第2の出口(58)及び後縁出口孔(60)の列が、前記入口(54)を通して受けた流れのそれぞれ3分の1を吐出するような寸法にされている、請求項3記載のノズル。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、一般的にガスタービンエンジンに関し、より具体的には、ガスタービンエンジン内のタービンノズルに関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンにおいては、空気は、圧縮機内で加圧され、燃焼器内で燃料と混合されて高温の燃焼ガスを発生し、燃焼ガスは、対応するタービンを通して下流方向に流れる。高圧タービン(HPT)が、燃焼器の直ぐ後に続き、圧縮機に動力を与えるための

10

20

30

40

50

エネルギーを燃焼ガスから取り出す。低圧タービン（ＬＰＴ）が、ＨＰＴに続き、燃焼ガスから追加のエネルギーを取り出して航空機用ターボファン式エンジン用途での上流ファンに動力を与えるような出力動作を行う。

【０００３】

タービンは、ノズル羽根の列を有する静止ノズルすなわちステータノズルを含み、ノズル羽根は、支持ロータディスクから半径方向外向きに延びるタービンロータブレードの対応する列内に燃焼ガスを向ける。ノズル羽根及び対応するロータブレードは、協働してガスからエネルギーを取り出し、このエネルギーによって次に支持ロータディスクを回転させ、ロータディスクは次に、対応するシャフトによって圧縮機ロータ又はファンロータのいずれかに連結されて該ロータの対応するブレードを回転させる。

10

【０００４】

これらのエンジン構成部品は、ノズル羽根及びロータブレードの対応する列間で下流方向に延びる環状の流路を形成する。ノズル羽根は静止しており、ロータブレードは運転中に回転するので、燃焼ガスを流路内に閉じ込めてエンジン効率を最大にするための好適なシールが、ノズル羽根とロータブレードとの間に必要となる。

【０００５】

流路は高温の燃焼ガスを閉じ込めるので、その流路を形成する様々な構成部品は、適度に長い有効寿命を保証するために運転中に適切に冷却されなければならない。ＨＰＴの第１段タービンノズルは最も高温の燃焼ガスを受けるので、第１段タービンノズルは、一般的には圧縮機吐出空気の一部を用いて該ノズルを冷却して冷却作用を高めるような特別な構成にしなければならない。また、残りのタービンノズルは、第１段ノズルの下流に配置されるので、燃焼ガスはより低温であり、それらのタービンノズルを冷却する必要性はより少なくなる。

20

【０００６】

当国で長年にわたり公共用途に供されている例示的なターボファン式航空機用エンジンは、比較的簡単な冷却回路をその中に備えた第２段ＨＰＴノズルを含む。この参照タービンノズルは、無孔の正圧及び負圧側壁とその後縁に沿ったドリル孔の列とを備えた中空のノズル羽根を含む。各羽根の内部には、前縁の上方の半径方向外側バンドに羽根を内部冷却するための圧縮機吐出空気を受ける入口を備えた３経路蛇行チャネルが設けられる。蛇行回路の第１のチャネルは、前縁の背後で内側バンドまで延び、そこから、外側バンドまで延びる第２のすなわち翼弦中間チャネルにおいて半径方向外向きに延び、その後、内側バンドまで戻る第３のすなわち最終チャネルにおいて半径方向内向きに方向を変える。第１の出口が、第１及び第２のチャネル間の流れ方向転換位置において内側バンドを貫通して設けられ、また第２の出口が、第３のチャネルの端部において内側バンドに設けられる。これらの２つの出口は、使用済み冷却空気を各羽根から第１段ロータディスクと第２段ノズルとの間のパージ空洞内に吐出し、この領域内の構成部品を効果的に冷却することを保証する。

30

【０００７】

圧縮機から抽気された空気は燃焼過程では全く使用されないから、このような空気は、エンジンの全体的な効率を低下させるので最少にされなければならない。しかしながら、抽気は、寿命を延ばすために冷却を必要とする様々なタービン構成部品を適切に冷却するのを保証するために、やはり必要である。

40

【０００８】

従って、この圧縮機空気に対する矛盾した要件は、ガスタービンエンジンにおける該ガスタービンエンジンの寿命を延ばすための主たる設計目標である。冷却空気は、長い寿命を保証するためには圧縮機から抽気されなければならない。しかしながら、冷却空気は、エンジン効率の低下を最小限するためにはやはり最少にされなければならない。

【０００９】

別の設計目標は、逆流マージンである。冷却空気は、最大圧力で圧縮機を出て、様々なタービン構成部品を通して適切に流されなければならないが、そのことによって、燃焼流

50

路内に再導入して戻される前に、対応してその圧力が低下する。圧力損失を最小にして、燃焼ガスの圧力よりも適度に大きい圧力を有する冷却空気の適切な逆流マージンを保証し、冷却空気が吐出される冷却式タービン構成部品内にそれらの燃焼ガスが吸込まれるのを防止しなければならない。

【 0 0 1 0 】

上述の参照第 2 段タービンノズルは、長年にわたって成功裏に商業用途に供されてきた。ノズルは、その耐久性及び寿命をさらに向上させるための開発計画の主題である。この開発計画の一部として、ノズル羽根自体の輪郭を前縁領域において変更したので、それに対応してより高い寿命目標を満たすようにノズル羽根を冷却する必要性が高まってきている。しかしながら、前縁領域における冷却効力を増大することには、対応して使用済み冷却空気の温度が上昇し、羽根の下流部分と第 2 段ノズルから吐出されるパージ空気によって冷却されるタービンロータ構成部品とを冷却する冷却空気の効力が低下することになるという大きな問題がある。

【 0 0 1 1 】

参照ノズル内の前縁流れチャネルは、その中に熱伝達強化タービュレータがなく平滑であり、タービュレータに関連する冷却空気の圧力低下を防止して、有効な逆流マージンを維持している。タービュレータは、タービン静翼及びロータブレードの両方において様々な形状及び寸法で見られるガスタービンエンジン内の広く普及した特徴形状である。タービュレータの主目的は、熱伝達を増強し、従って圧縮機から抽出された限られた量の冷却空気の冷却効力を増大することであるが、タービュレータ性能は、設計ごとにかつノズル羽根又はブレード間で変化する。タービンブレードは運転中回転するので、冷却空気はその熱伝達性能に影響を及ぼす遠心力を受けるが、この現象は非回転ノズル羽根には見られない。

【 0 0 1 2 】

第 1 段タービンノズルでは、ノズル羽根が浴びる最も高温の燃焼ガスを考慮してタービュレータの性能を最大にしなければならない。第 1 段ノズル羽根の一層の冷却もまた一般的に必要であり、ノズル羽根内部にインピンジメント板を導入することによって一般的に実行され、インピンジメント板は、最初に圧縮機吐出空気を用いて羽根の内面をインピンジメント冷却し、その後羽根内のタービュレータを用いてさらに冷却する。

【 0 0 1 3 】

しかしながら、第 2 段タービンノズルは、より低温の燃焼ガスを浴びるので、その冷却能力を増強するためのインピンジメント板を必要とせず、また効果的な冷却のための複雑なタービュレータ構成を必要としない。事実、第 2 段ノズル羽根は一般的に、第 1 段ノズル羽根に普通見られるフィルム冷却孔の列を必要とせず、無孔の正圧及び負圧側壁を有する。従って、好適な第 2 段タービンノズルを設計する際に特に問題となるのは、タービュレータ及びインピンジメント板を用いて冷却効力を最大にすることではなく、タービンノズルに必要な冷却空気量を最少にしかつ適切な逆流マージンを維持しながらタービンノズルの様々な部分の冷却をバランスさせることである。

【特許文献 1】米国特許第 3369792号明細書

【特許文献 2】米国特許第 4180373号明細書

【特許文献 3】米国特許第 4416585号明細書

【特許文献 4】米国特許第 4514144号明細書

【特許文献 5】米国特許第 5232343号明細書

【特許文献 6】米国特許第 4616976号明細書

【特許文献 7】米国特許第 5472316号明細書

【特許文献 8】米国特許第 5720431号明細書

【特許文献 9】米国特許第 6089826号明細書

【特許文献 10】米国特許第6132169号明細書

【特許文献 11】イギリス特許第 2112467号明細書

【非特許文献 1】GE Aircraft Engines, "CF34-3B Stage 2 Nozzle," in commercial use

in U.S.A. before Mar. 2002

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0014】

従って、その耐久性を向上させるための改良した第2段タービンノズルを提供することが望まれる。

【課題を解決するための手段】

【0015】

タービンノズルは、羽根と一体に結合された外側及び内側バンドを含み、羽根は、対向する正圧及び負圧側壁間に3経路蛇行流れ回路を有する。外側バンドは、羽根の前縁の背後に設置された回路の第1のチャンネル内に冷却空気を流す入口を含む。第1の出口は、第1のチャンネルが回路の第2のチャンネルに接続する第1のチャンネルの底部において内側バンドに配置される。第2の出口もまた、第2のチャンネルと流れ連通して配置された回路の第3のチャンネルの底部において内側バンドに配置される。前縁の背後の第1のチャンネルは、横方向に間隔をおいて配置された第1及び第2のタービュレータの対応する列を除いては平滑である。第1のタービュレータは、前縁の直ぐ背後で正圧及び負圧側壁に跨り、また第2のタービュレータは、負圧側壁の背後に配置される。

10

【0016】

好ましくかつ例示的な実施形態に従って、添付の図面に関連してなされる以下の詳細な説明により、本発明をその更なる目的及び利点と共により具体的に説明する。

20

【発明を実施するための最良の形態】

【0017】

図1に示すのは、長手方向すなわち軸方向中心軸線12を中心にして軸対称である例示的なターボファン式航空機用ガスタービンエンジン10の一部である。エンジンは、運転中に空気16を加圧する多段軸流圧縮機14を含む。

【0018】

加圧空気は、後方部分のみを示す環状の燃焼器18内に吐出され、該燃焼器18内において燃料と混合され燃焼されて高温燃焼ガス20を発生する。燃焼ガスは、駆動シャフトによって圧縮機に好適に連結された2段式高圧タービン内に吐出されて、運転中の圧縮機の圧縮機ロータブレードを回転させる。

30

【0019】

HPTは、第1段ロータブレード24、第2段タービンノズル26及び第2段タービンロータブレード28が順次後続した第1段タービンノズル22を含む。ロータブレード24、28は、それぞれのロータディスクから半径方向外向きに延び、それぞれのロータディスクは、運転中に圧縮機に動力を供給する共通の駆動シャフトに互いに一体に結合される。

【0020】

第1段すなわち高圧タービンノズル22は、任意の従来型の構成を有することができ、典型的には対応する外側及び内側バンド間に取付けられた中空のノズル羽根の列を含む。第1段ノズルは、典型的にはその羽根内にインピンジメンド板を含み、羽根は、フィルム冷却孔の列(図示せず)で覆われる。

40

【0021】

第2段タービンノズル26も同様に、半径方向外側及び内側バンド30、32を含み、該外側及び内側バンドは、その間で半径方向に延びるステータノズル羽根34の列と一体に結合又は鑄造される。典型的には、2つの羽根は、対応する外側及び内側バンドのセグメントと共に単体鑄造品として一体に形成される。また、バンド及び羽根のセグメントは、その目的に合わせて通常の方法で特別に構成された外側バンドによって外側ケーシングに対して組合せて好適に支持される。

【0022】

第2段タービンノズル26を、好ましい実施形態に従って図2及び図3により詳細に示

50

す。各羽根は、全体として凹面形の正圧側壁 3 6 と、円周方向に対向する全体として凸面形の負圧側壁 3 8 とを含む。2 つの側壁は、外側及び内側バンド間で半径方向すなわち長手方向に延びる軸方向に対向する前縁 4 0 及び後縁 4 2 において互いに結合される。

【 0 0 2 3 】

2 つの側壁は、円周方向に間隔をおいて配置されて、その間に直列に流れ連通した第 1、第 2 及び第 3 の流れチャンネル 4 4、4 6、4 8 を含む 3 経路蛇行流れ回路を形成する。第 1 のすなわち前縁チャンネル 4 4 は、2 つのバンド間で前縁の直ぐ背後に配置される。第 2 のすなわち翼弦中間チャンネル 4 6 は、第 1 のチャンネルと流れ連通した状態で該第 1 のチャンネルの背後に配置される。

【 0 0 2 4 】

第 2 のチャンネル 4 6 は、第 1 のチャンネルの背後に配置されかつ無孔の前部ブリッジ 5 0 によってその大部分が第 1 のチャンネルから分離されており、該前部ブリッジは、外側バンドから半径方向内向きに延びて内側バンドの手前で終る。第 3 のすなわち後縁チャンネル 4 8 は、後縁の前面で第 2 のチャンネルの背後に配置され、かつ無孔の後部ブリッジ 5 2 によってその大部分が第 2 のチャンネルから分離されており、該後部ブリッジは、内側バンドから半径方向外向きに延びて外側バンドの手前で終る。前部及び後部ブリッジの末端は、第 1、第 2 及び第 3 のチャンネル間でのクロスオーバーすなわち方向転換ベンドを可能にし、冷却空気 1 6 をそれらチャンネルによって形成された蛇行流路内に流すことを可能にする。

【 0 0 2 5 】

図 2 に示すように、外側バンド 3 0 は、第 1 のチャンネル 4 4 の上部に配置された開口又はポートの形態をした単一の入口 5 4 を含み、この開口又はポートは、図 1 に示す圧縮機からの圧縮機吐出空気 1 6 を受けかつその空気をノズル羽根内に供給する。対応して、内側バンド 3 2 は、第 1 のチャンネル 4 4 の底部に位置し冷却空気の一部をノズル羽根から吐出する第 1 の出口 5 6 と、第 3 のチャンネル 4 8 の底部に位置し冷却空気の別の部分をノズル羽根から吐出する第 2 の出口 5 8 とを含む。

【 0 0 2 6 】

図 2 及び図 3 に示すように、各ノズル羽根は、第 3 のチャンネルと流れ連通した状態で後縁 4 2 に沿って長手方向に間隔をおいて配置された後縁出口孔 6 0 の列を含み、後縁出口孔 6 0 の列は、ノズル羽根から冷却空気の残りの部分を吐出する。出口孔 6 0 は、後縁に隣接する正圧側壁で終る、図 2 に示す発散形開口のような任意の好適な形態を有することができる。

【 0 0 2 7 】

最初に図 2 に示すように、第 1 のチャンネル 4 4 は、該流れチャンネルの内面から外向きに延びる第 1 及び第 2 のタービュレータ 6 2、6 4 の対応する半径方向の列を除いては突出部がなく平滑であるのが好ましい。第 1 のタービュレータ 6 2 は、前縁 4 0 の直ぐ背後で正圧及び負圧側壁に跨り、前部ブリッジ 5 0 とほぼ対向する。第 2 のタービュレータ 6 4 の列は、負圧側壁 3 8 の背後でタービュレータ 6 2 の第 1 の列から横方向すなわち円周方向に間隔をおいて配置され、これもまた前部ブリッジ 5 0 とほぼ対向する。

【 0 0 2 8 】

第 1 及び第 2 のタービュレータの列を別にすれば、正圧及び負圧側壁の両方とも、他には突出部もタービュレータも全くない。このように、前縁の直ぐ背後に配置された第 1 のチャンネル 4 4 は、前縁の背後に選択的に設置されたタービュレータ 6 2、6 4 を除いては完全に平滑である。ノズル羽根の 3 経路蛇行冷却回路と組合せたこの構成は、羽根の好適な逆流マージンを維持しながら、羽根に供給された限られた冷却空気 1 6 の冷却効力もバランスさせる。

【 0 0 2 9 】

図 2 に示すタービンノズルにおいては耐久性を高めるために、正圧及び負圧側壁の輪郭を、参照タービンノズルについての「背景技術」の項で上述した輪郭よりも優れたものに変更した。羽根の新しい輪郭では、他の点では類似のエンジン設計における羽根の前縁領域での熱負荷が増大した。ノズル羽根入口 5 4 において受ける冷却空気 1 6 の流量及び圧

10

20

30

40

50

力には制約があるので、3経路蛇行冷却回路と組合せてタービュレータ62、64を選択的に構成し、寸法にし、かつ配置することによって、その空気の使用法を強化する。タービュレータは、蛇行回路の下流部分における逆流マージン及び冷却効力を低下させることになるような羽根前縁内の過剰冷却又は過剰圧力低下のいずれも発生せずに、羽根前縁の局所領域における冷却を増強するように構成される。

【0030】

図2及び図3に示すように、ノズル羽根の正圧及び負圧側壁36、38は、後縁42付近で終る後縁出口孔60の単一系列を除いては無孔である。正圧及び負圧側壁は、第1段タービンノズルに一般的に見られるようなそれを貫通するフィルム冷却開口を含まない。従って、羽根入口54に流入する冷却空気の全ては、羽根の内部に流されて開口56、58及び60によって形成された対応する3つの出口から選択的に吐出される。

10

【0031】

第1及び第3の流れチャネルの対応する端部に2つの出口56、58を設けて、それらの出口から吐出される使用済み空気16の適切な冷却能力を保証すると共に羽根の冷却をバランスさせる。図1及び図2に示すように、内側バンド32は、従来型のハニカムシール68を支持するように第3のチャネル48の下方で半径方向に延びるほぼT字状の一体形ハンガ66を含む。ハニカムシール68は、段間ディスクから延びるラビリンス歯と協働してタービンノズル26の上流及び下流側間の軸方向の圧力低下を維持する。

【0032】

図2に示すように、内側バンド32の両方の出口56、58は、羽根前縁40とハンガ66との間に設置されて、第1段ロータブレードを支持する第1段ロータディスク付近でタービンノズルの上流側の下方に使用済み冷却空気16を吐出する。このように、ノズル羽根34から吐出される使用済み空気は、第1段ロータと第2段ノズルとの間のパージ作用を行い、この領域内の構成部品を付加的に冷却する。

20

【0033】

従って、最初に各ノズル羽根に流入する冷却空気16は、該ノズル羽根の様々な部分を順次冷却するのに多数回用いられると同時に、最終的に支持ハンガ66の上流でのパージ作用に使用される冷却能力を残存保有する。しかしながら、この同じ冷却空気を多数回用いるには、その冷却空気の冷却効力と冷却回路に沿った流れの圧力低下とを注意深くバランスさせる必要があるが、このことを、新たに導入したタービュレータ62、64の列を構成することによって特徴形状が互いに選択的に補完する。

30

【0034】

より具体的には、図2及び図4に示すように、第1及び第2のタービュレータ62、64は、第1のチャネル44内で互いにほぼ平行でありかつ半径方向の冷却媒体流れ方向に対してほぼ垂直に配置される。第1及び第2のタービュレータ62、64はまた、外側及び内側バンド間で前縁に沿って長手方向すなわち半径方向に千鳥形配列又は間隔をおいて配置される。

【0035】

図5及び図6に示すように、第1のタービュレータ62は、前縁40の両側でほぼ等しい程度だけ正圧及び負圧側壁36、38に跨る。前縁40は、運転中に正圧及び負圧側壁を分離する線又は点の軌跡であり、燃焼ガスが各羽根の両側の周りで分裂するよどみ点を形成する。第1のタービュレータ62の第1の列は、前縁40の直ぐ背後で第1のチャネル内に選択的に設置されて、この領域内の羽根の内部冷却を増強する。

40

【0036】

前縁40は有限半径を有し、また側壁はほぼ一様な厚さを有するので、前縁の背後の内面もまた有限ではあるがより小さい半径を有し、それに沿って第1のタービュレータ62が設置される。従って、第1のタービュレータ62は、前縁の背後の内径と一致する円弧状であり、また第1のタービュレータ62は、対応する正圧及び負圧側壁の内面に沿ったその両端部での円弧状長さで終る。

【0037】

50

従って、負圧側壁 38 及びその内面は、前縁自体よりも実質的に小さい曲率を有しており、また第 2 のタービュレータ 64 は、第 1 のタービュレータの列に直ぐ隣接して負圧側壁の内面に一致する必要性から曲率が殆どないか又は全くない状態のほぼ直線状である。

【0038】

図 5 及び図 6 に示す第 1 及び第 2 のタービュレータ 62、64 は、約 10 ミル (0.25 mm) の好適な高さを有しており、その高さの約 4 倍 ~ 5 倍の比較的短い長さを有する。第 1 及び第 2 のタービュレータの長さは互いにほぼ等しく、またタービュレータは、横方向に間隔をおいて配置されてその 2 つの列の間に狭い間隙を形成するのが好ましい。

【0039】

このように、この 2 列のタービュレータは、比較的狭い表面積を占め、第 1 の流れチャンネルの内面の大部分を障害物のない完全に平滑な状態に残す。2 列のタービュレータ 62、64 は、横方向の間隔及び長手方向の千鳥形配列によって互いに非連結にされ、それ起因する全体的な圧力低下を少なくする。このように、羽根前縁及び隣接する負圧側壁の限られた領域での冷却が、冷却空気の過剰な圧力低下を生じることなく高められる。最初に入口 54 に流入する冷却空気は、次にノズル羽根の前縁領域を効果的に冷却した後に、第 2 のチャンネル 46 及び第 1 の出口 56 を通って吐出される。

【0040】

図 2 に示すように、第 1 のチャンネル 44 からの冷却空気の一部は、第 1 のチャンネルの下方で内側バンドを貫通して直ちに吐出され、ロータ空洞をパージ冷却するためにハンガ 66 の上流側に比較的低温かつ高圧の冷却空気を供給する。また、第 1 のチャンネルからの使用済み空気の残りの部分は、その後蛇行回路の第 2 及び第 3 のチャンネルを通して移動し、羽根のこれらの領域を冷却する。第 2 及び第 3 の蛇行チャンネル 46、48 は、任意の従来型の構成を有することができ、一般的には必要に応じてその正圧又は負圧側壁に沿って全長タービュレータを含むことができる。

【0041】

第 3 の流れチャンネル 48 からの使用済み冷却空気の一部は、後縁孔 60 の列を通して吐出され、使用済み冷却空気の残りの部分は、内側バンド 32 の第 2 の出口 58 を通して吐出され、前部ロータ空洞内のハンガ 66 の上流側に付加的なパージ空気を供給する。

【0042】

好ましい実施形態では、第 1 の出口 56、第 2 の出口 58 及び後縁出口孔 60 の列は、共通の入口 54 を通して受けた全流量のそれぞれ約 3 分の 1 を吐出するような寸法にされる。先に「背景技術」の項で開示した参照タービンノズルは、この使用済み冷却空気の 3 分の 1 流れ分割と類似の構成を有するが、図 2 に示す構成は、この所望の流れ分割を維持しながら、新たに 2 列のタービュレータ 62、64 をそれ以外は平滑な前縁チャンネル 44 内に導入する。その制約された寸法及び位置のために選択的に構成されたタービュレータ 62、64 は、許容可能な逆流マージンを維持しながら冷却を高め、同時に前縁チャンネルから下流のノズル羽根の様々な部分とハンガ 66 から上流側の前部ロータ空洞とを補完的に冷却する性能も維持する。

【0043】

図 2 に示す好ましい実施形態では、タービュレータの第 1 の列は、前縁の背後で長手方向に間隔をおいて配置された 10 個の第 1 のタービュレータ 62 に限定されるか又はそれらから成り、また第 2 のタービュレータの列は、第 1 のタービュレータのうちの対応するタービュレータ間で長手方向に千鳥形配列された 9 個の第 2 のタービュレータ 64 に限定されるか又はそれらから成る。それ以外は平滑な前縁チャンネル内に戦略的に配置したこの限られた数のタービュレータ 62、64 は、ノズル羽根全体とノズル羽根からの使用済みパージ空気とに補完的な性能を与え、先に「背景技術」の項で開示した参照ノズルと比較して耐久性及び寿命が向上する。

【0044】

図 5 は、ノズル羽根を鋳造する好ましい方法を概略的に示す。この構成では、第 1 のタービュレータ 62 の列は、その中のタービュレータを含む所望の蛇行流れ回路に対応する

10

20

30

40

50

セラミックコア 7 4 を従来の方法で成型するのに用いる成形用型 7 2 (一部を示す) の割り線 7 0 位置において、負圧側壁 3 8 に沿った第 2 のタービュレータ 6 4 の列に隣接する。型の割り線 7 0 位置においてタービュレータ 6 2、6 4 の列を分離することにより、成型過程での生産性の改善を得ることができる。

【0045】

それ以外は平滑な前縁チャンネル内に第 1 及び第 2 のタービュレータを単に導入することで、適切な逆流マージンを維持しながらタービンノズルの様々な部分に補完的な冷却を与える。タービンノズルの異なる部分が共通な 3 経路蛇行冷却回路によって相互関連しているので、タービュレータ 6 2、6 4 は、全体冷却性能及び逆流マージン性能を補完できる特別な構成になる。

10

【0046】

これと対照的に、タービュレータのその他の従来型のパターンを前縁チャンネルに導入すると、前縁チャンネル内の過剰冷却又は過剰圧力損失を生じ、蛇行流れ回路の下流部分の冷却性能を低下させることになるおそれがある。

【0047】

好ましい実施形態におけるようにタービュレータの列を互いに非連結にしかつそれらを羽根前縁の背後に選択的に設置することで、好適な逆流マージンを有しながら冷却の増強をもたらす、そのことが次にタービンノズルの耐久性を向上させる。第 2 及び第 3 の流れチャンネルと後縁出口孔の列との選択的な設計によって、タービンノズルはさらに付加的に耐久性を向上させることができるが、これは本発明の主題ではない。

20

【0048】

本明細書では本発明の好ましくかつ例示的な実施形態と考えられるものを説明してきたが、本明細書の教示から本発明の他の変更形態が、当業者には明らかであろう。なお、特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

【図面の簡単な説明】

【0049】

【図 1】例示的な実施形態による第 2 段タービンノズルを含むターボファン式航空機用ガスタービンエンジンの一部の軸方向断面図。

【図 2】図 1 に示す第 2 段タービンノズル内の例示的な羽根の拡大軸方向部分断面図。

30

【図 3】図 2 の線 3 - 3 に沿ったノズル羽根の一部の軸方向斜視図。

【図 4】例示的な実施形態による前縁流れチャンネル内の 2 列のタービュレータを示す、図 3 の線 4 - 4 に沿った該チャンネルの一部の部分断面図。

【図 5】図 2 の線 5 - 5 に沿ったノズル羽根の前縁部分の拡大半径方向断面図。

【図 6】図 2 の線 6 - 6 に沿ったノズル羽根の前縁部分の拡大半径方向断面図。

【符号の説明】

【0050】

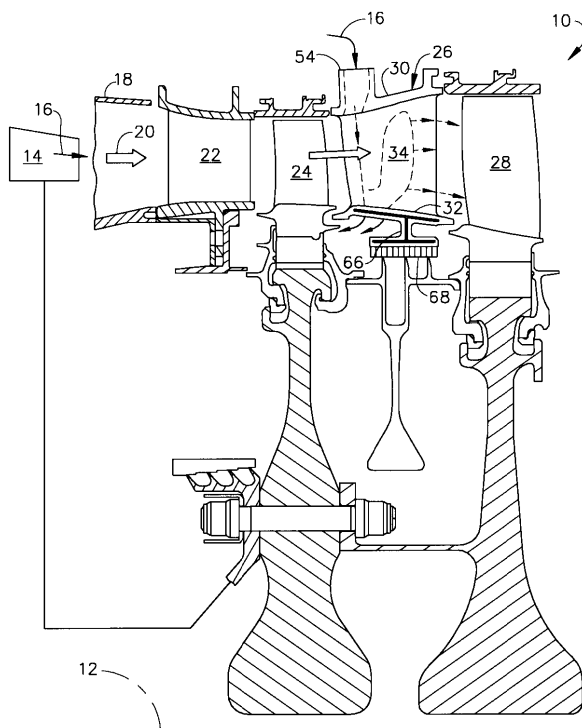
- 1 6 冷却空気
- 2 6 第 2 段タービンノズル
- 3 0 外側バンド
- 3 2 内側バンド
- 3 4 羽根
- 3 6 正圧側壁
- 3 8 負圧側壁
- 4 0 前縁
- 4 2 後縁
- 4 4 第 1 のチャンネル
- 4 6 第 2 のチャンネル
- 4 8 第 3 のチャンネル
- 5 0 前部ブリッジ

40

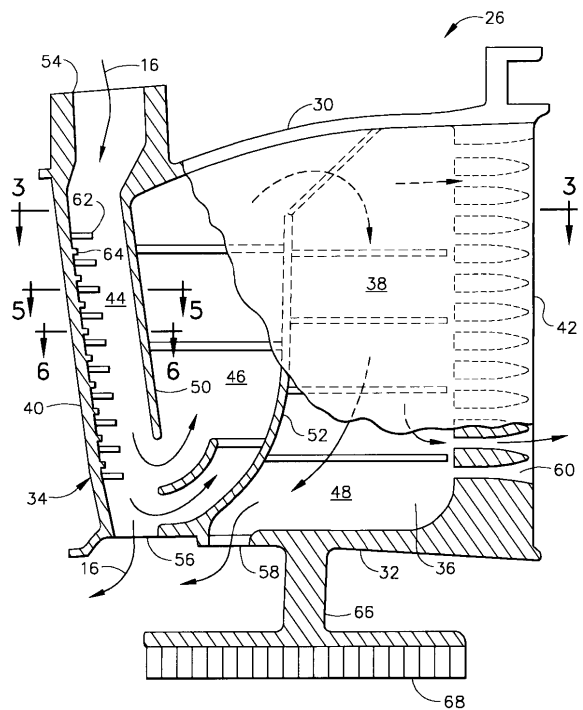
50

- 5 2 後部ブリッジ
- 5 4 入口
- 5 6 第 1 の出口
- 5 8 第 2 の出口
- 6 0 後縁出口孔
- 6 2 第 1 のタービュレータ
- 6 4 第 2 のタービュレータ
- 6 6 ハンガ
- 6 8 ハニカムシール

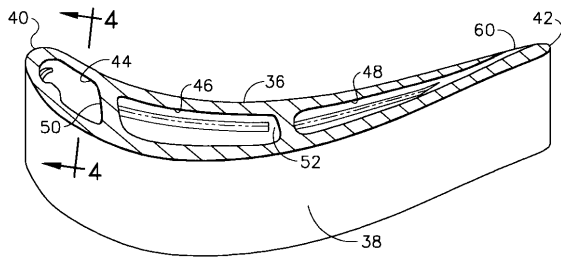
【図 1】



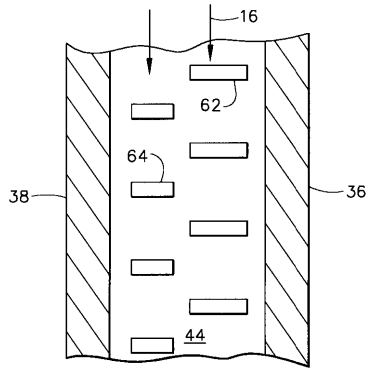
【図 2】



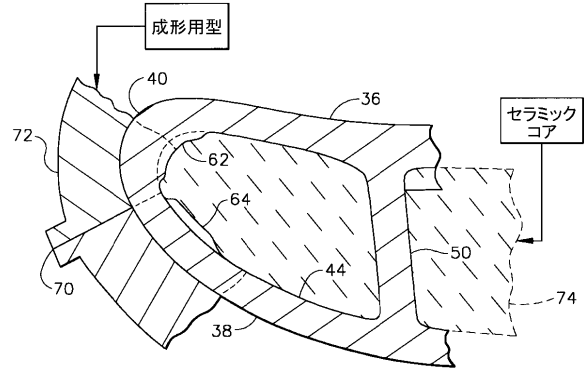
【図 3】



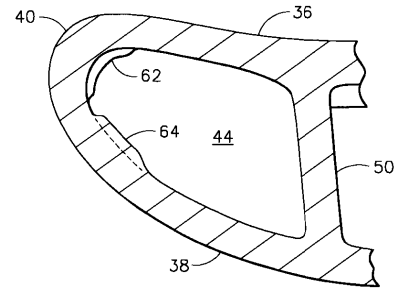
【図 4】



【図 5】



【図 6】



フロントページの続き

- (72)発明者 バオラン・シー
アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、スワンブスコット、ベイツ・ロード、14番
- (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
- (72)発明者 ランダル・ブレント・リュードベック
アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ハミルトン、ホームステッド・サークル、53番
- (72)発明者 ニゲル・プライアン・トマス・ラングレー
アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ダンバーズ、エクセター・ストリート、11番

審査官 藤原 弘

- (56)参考文献 米国特許第03369792(US, A)
特開2003-083001(JP, A)
特開昭61-001805(JP, A)
特開平10-280905(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 9/00-06
F02C 7/18