

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4256704号
(P4256704)

(45) 発行日 平成21年4月22日(2009.4.22)

(24) 登録日 平成21年2月6日(2009.2.6)

(51) Int.Cl.

FO1D 9/02 (2006.01)
FO1D 25/00 (2006.01)
FO2C 7/00 (2006.01)

F 1

FO1D 9/02 102
FO1D 25/00 X
FO2C 7/00 D

請求項の数 8 (全 9 頁)

(21) 出願番号 特願2003-89492 (P2003-89492)
 (22) 出願日 平成15年3月28日 (2003.3.28)
 (65) 公開番号 特開2004-3459 (P2004-3459A)
 (43) 公開日 平成16年1月8日 (2004.1.8)
 審査請求日 平成18年3月23日 (2006.3.23)
 (31) 優先権主張番号 10/160,548
 (32) 優先日 平成14年5月31日 (2002.5.31)
 (33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者 390041542
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
 GENERAL ELECTRIC COMPANY
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
 クタディ、リバーロード、1番
 (74) 代理人 100093908
 弁理士 松本 研一
 (74) 代理人 100105588
 弁理士 小倉 博
 (74) 代理人 100106541
 弁理士 伊藤 信和

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】ガスタービンエンジンのノズル組立体を冷却する方法及び装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジン(10)用のタービンノズル(51)であって、根元(70)と先端(72)と、前記根元及び先端の間で半径方向に延びる第1の壁面(60)及び第2の壁面(62)と、複数の後縁冷却スロット(96)と、前記第1及び第2の壁面の間で延びる冷却回路(80)とを備える翼形ベーン(52)を含み、

前記冷却回路は冷却空気を前記後縁冷却スロットに流すために該後縁冷却スロットの上流に位置し、また前記冷却回路は前記第1及び第2の壁面の間で延びる少なくとも1つの制御羽根(110)を含み、該制御羽根は、前記冷却回路の内部で実質的に一定の冷却効率を維持するために、前記後縁冷却スロットから上流方向に延び且つ前記冷却回路の断面積が減少してあり、

前記制御羽根(110)は弓形状であり且つ前記後縁冷却スロット(96)から前記ノズル根元の方向に上流方向に延びることを特徴とするタービンノズル(51)。

【請求項 2】

前記制御羽根(110)の上流に複数の冷却開口(120)を更に含み、該冷却開口は、前記制御羽根(110)の前端縁側面の上流から該制御羽根の後端縁側面の下流に空気を流すことを特徴とする、請求項1に記載のタービンノズル(51)。

【請求項 3】

前記冷却回路(80)は前記冷却回路の入口を通して前記冷却空洞(82)から冷却空気を受け、また前記冷却回路は、前記冷却回路の入口の下流に位置する、追加の冷却空気を

受けるための少なくとも 1 つの開口 (126) を更に含むことを特徴とする、請求項 1 又は 2 に記載のタービンノズル (51)。

【請求項 4】

前記冷却回路 (80) は前記ノズルの第 1 及び第 2 の壁面 (60 、 62) の間で延びる複数のピン (102) を更に含み、前記制御羽根 (110) は前記ノズル内部の逆流マージンを制御するのを促進するように構成されていることを特徴とする、請求項 1 乃至 3 のいずれか 1 項に記載のタービンノズル (51)。

【請求項 5】

ガスタービンエンジン (10) 用のタービンノズル (51) であって、第 1 の壁面 (60) と、第 2 の壁面 (62) と、複数の後縁冷却スロット (96) と、前記第 1 及び第 2 の壁面の間で延びる冷却回路 (80) とを備える翼形ベーン (52) を含み、
10

前記冷却回路は冷却空気を前記後縁冷却スロットに流すために該後縁冷却スロットの上流に位置し、また前記冷却回路は前記第 1 及び第 2 の壁面の間で延びる少なくとも 1 つの制御羽根 (110) を含み、該制御羽根は、前記冷却回路の内部で実質的に一定の冷却効率を維持するために、前記後縁冷却スロットから上流方向に延び且つ前記冷却回路の断面積が減少しており、

前記冷却回路 (80) は前記ノズルの第 1 及び第 2 の壁面 (60 、 62) の間で延びる複数のピン (102) を更に含み、前記制御羽根 (110) は前記ノズル内部の逆流マージンを制御するのを促進するように構成されていることを特徴とするタービンノズル (51)。
20

【請求項 6】

ガスタービンエンジンのノズル (51) 用の翼形部 (52) であって、根元 (70) と、先端 (72) と、冷却回路 (80) と、複数の後縁冷却スロット (96) と、後縁 (66) において接合された凸面形の側壁 (60) 及び凹面形の側壁 (62) とを含み、前記複数の後縁冷却スロットは前記冷却回路から前記翼形部後縁の方向に延び、前記側壁の各々は前記根元及び先端の間で延び、前記冷却回路は、前記側壁の間に形成されかつ複数のピン (102) 及び制御羽根 (110) を含み、前記複数のピン及び前記制御羽根は、前記側壁の間で延びかつ前記冷却回路を通して前記後縁冷却スロット中に冷却空気を流すための流路を形成し、前記制御羽根は前記冷却回路の断面積が該制御羽根により減少されるよう前記冷却スロットの上流から延びて前記冷却回路の内部で実質的に一定の冷却効率を維持するのを促進するように構成されており、
30

前記冷却回路制御羽根 (110) は、弓形状でありかつ前記複数の後縁冷却スロット (96) から上流方向に前記ノズル根元 (70) の方向に延び、前記制御羽根は前記ノズル (51) 内部の逆流マージンを制御するのを促進するように更に構成されていることを特徴とする翼形部 (52)。

【請求項 7】

前記冷却回路 (80) は、前記制御羽根 (110) の上流に複数の冷却開口 (120) を更に含み、該冷却開口は、前記制御羽根 (110) の前端縁側面の上流から該制御羽根の後端縁側面の下流に空気を流すことを特徴とする、請求項 6 に記載の翼形部 (52)。
40

【請求項 8】

前記冷却回路 (80) は、前記複数のピン (102) 及び前記制御羽根の上流位置において前記冷却回路中に冷却流を導入する主冷却流の入口を更に含むことを特徴とする、請求項 6 又は 7 に記載の翼形部 (52)。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、一般的にガスタービンエンジンの冷却回路に関し、より具体的には、ガスタービンエンジンのノズル組立体を冷却する方法及び装置に関する。

【0002】

【従来の技術】

ガスタービンエンジンは燃料空気混合気を燃焼させる燃焼器を備え、該燃焼した燃料空気混合気は次にタービンノズルを通してタービンへ流される。少なくとも一部の公知のタービンノズル組立体は、燃焼器の下流のエンジン内部に円周方向に配列された複数のノズルを備える。各ノズルは、一体に形成された内側及び外側バンドのプラットホームの間で延びる中空の翼形ペーンを備える。ノズルは、内部対流冷却とガス側面のフィルム冷却との組み合わせにより冷却される。

【0003】

各中空の翼形部は、一对の接合された側壁により境界付けられた、内部に形成された空洞を通して冷却空気が供給される。高压タービンの構成部品のようなエンジン構成部品の冷却が、かかる構成部品の構造に用いられている材料の熱応力の制約のために必要である。
一般的に、冷却空気は、圧縮機の出口から取り出された空気であり、この冷却空気は例えばタービンノズルを冷却するために用いられる。少なくとも一部の公知のタービンノズルは、空洞の内部に冷却回路を備え、該冷却回路は空洞を通して冷却空気を流すための流路を形成し、翼形部を冷却した後に空気流が翼形部内部に形成された後縁スロットを通して下流方向に吐出されるようになっている。

10

【0004】

少なくとも一部の公知の翼形部空洞の内部には、多数のチャンバ通路をもつ蛇行した形状の流路即ちチャネルが形成される。チャネル流れ回路の内部では、チャネルを通って流れる冷却媒体の熱伝達率は、回路内の局部的流速の関数である。典型的なペーン翼形部の金属の温度分布は、後縁が翼形部の大部分の温度より著しく高温となるので、少なくとも一部の公知の翼形部では、ピン、ターピュレータ及び他の粗面装置のような乱流促進装置を用いてチャネルを通って流れる冷却媒体の熱伝達率を増大させている。しかしながら、チャネル流れ回路の内部では、空気流の1部が後縁スロットを通って後方に流れるとき、低熱伝達率の領域が、冷却通路の末端部付近に形成される場合がある。このような領域内での冷却を促進するために、少なくとも一部の公知の翼形部では、局部的フィルム冷却が用いられる。

20

【特許文献1】

米国特許第6174135号

【0005】

【発明が解決しようとする課題】
しかしながら、エンジンが極度に高い熱負荷状態のもとで作動される可能性がある最新式の用途においては、冷却回路の末端部における低い冷却の領域は、局部的フィルム冷却によっては解決できないので、結果としてエンジンの作動範囲及び許容可能な用途が制限されることになる。

30

【0006】

【課題を解決するための手段】

本発明の1つの形態では、ガスタービンエンジン用のノズルを製作する方法が提供される。ノズルは翼形部を備え、該方法は、先端及び根元の間で半径方向に延びる、前縁及び後縁において接合された負圧側面及び正圧側面を備え、その内部に冷却空洞及び冷却回路が形成されるように翼形部を形成する段階を含む。該方法は更に、冷却回路から翼形部後縁の方向に延びる複数の冷却スロットを翼形部の内部に形成する段階と、冷却回路の内部で実質的に一定の冷却効率を維持するのを促進するように該冷却回路の内部に制御羽根を形成する段階とを含む。

40

【0007】

別の形態では、ガスタービンエンジン用のタービンノズルが提供される。該ノズルは、第1の壁面と、第2の壁面と、複数の後縁冷却スロットと、第1及び第2の壁面の間で延びる冷却回路とを備える翼形ペーンを含む。冷却回路は、冷却空気を後縁冷却スロットに流すために該後縁冷却スロットの上流に位置する。また該冷却回路は、第1及び第2の壁面の間で延びる少なくとも1つの制御羽根を含む。制御羽根は、冷却回路の内部で実質的に一定の冷却効率を維持するために、弓形状でありかつ後縁冷却スロットから上流方向に延

50

びる。

【0008】

本発明の更に別の形態では、ガスタービンエンジンのノズル用の翼形部が提供される。該翼形部は、根元と、先端と、冷却回路と、複数の後縁冷却スロットと、後縁において接合された凸面形の側壁及び凹面形の側壁とを含む。複数の後縁冷却スロットは、冷却回路から翼形部後縁の方向に延びる。側壁の各々は、根元及び先端の間で延びる。冷却回路は、側壁の間に形成されかつ複数のピン及び制御羽根を含む。複数のピン及び制御羽根は、側壁の間で延びかつ冷却回路を通して後縁冷却スロット中に冷却空気を流すための流路を形成する。制御羽根は、冷却回路の内部で実質的に一定の冷却効率を維持するのを促進するように構成されている。

10

【0009】

【発明の実施の形態】

図1は、ファン組立体12、高圧圧縮機14、及び燃焼器16を備えるガスタービンエンジン10の概略図である。エンジン10は更に、高圧タービン18及び低圧タービン20を備える。エンジン10は、吸気即ち上流側28と排気即ち下流側30とを有する。1つの実施形態では、エンジン10は、オハイオ州シンシナチのGEエアクラフトエンジンから市販されているCF6-80型エンジンである。

【0010】

作動中、空気は、ファン組立体12を通って流れ、圧縮された空気は高圧圧縮機14に供給される。高度に圧縮された空気は、燃焼器16に送られる。燃焼器16からの空気流は、複数のノズル(図1には図示せず)を備えるタービンノズル組立体を通して吐出され、タービン18及び20を駆動するのに用いられる。次にタービン20はファン組立体12を駆動し、またタービン18は高圧圧縮機14を駆動する。

20

【0011】

図2は、エンジン10(図1に示す)のようなガスタービンエンジンに用いることができるタービンノズル組立体50の斜視図である。ノズル組立体50は、エンジン10の内部で円周方向に延びる複数のノズル51を備える。各ノズル51は、半径方向外側のバンド又はプラットホーム54と半径方向内側のバンド又はプラットホーム56との間で延びる翼形ベーン52を備える。より具体的には、この例示的な実施形態では、各バンド54及び56は、各翼形ベーン52と一緒に形成されている。

30

【0012】

各翼形部52は、第1の側壁60及び第2の側壁62を備える。第1の側壁60は、凸面形であり、翼形ベーン52の負圧側面を形成し、また第2の側壁62は、凹面形であり、翼形ベーン52の正圧側面を形成する。側壁60及び62は、翼形ベーン52の前縁64及び軸方向に間隔を置いて配置された後縁66において接合される。

【0013】

第1及び第2の側壁60及び62は、それぞれ半径方向内側のバンド56から半径方向外側のバンド54までのスパンにわたり長手方向即ち半径方向外向きに延びる。翼形ベーン根元70は内側バンド56に隣接するように形成され、また翼形ベーン先端72は外側バンド54に隣接するように形成される。更に、第1及び第2の側壁60及び62は、それぞれ翼形ベーン52の内部に冷却空洞(図2には図示せず)を形成する。より具体的には、冷却空洞は、各それぞれの側壁60及び62の内面(図示せず)によって境界付けられる。

40

【0014】

図3は、タービンノズル組立体50に用いることができる冷却回路80の拡大概略断面図である。図4は、冷却回路80を備える冷却空洞82の例示的な概略構成図である。各ベーン冷却空洞82は、各ベーン52の内面(図示せず)により形成される。冷却空洞82は、該冷却空洞82を複数の冷却チャンバ86に仕切る複数の内部壁面84を含む。チャンバ86の壁面84に対する寸法形状及び相互関係は、ベーン52の意図した用途によって変わる。より具体的には、この例示的な実施形態では、各ベーン52は、前方冷却チャ

50

ンバ90、後方冷却チャンバ92、及び少なくとも1つの中間冷却チャンバ94を備える。チャンバ90、92及び94は、それぞれ翼形部の第1及び第2の側壁60及び62により境界付けられている(図2に示す)。

【0015】

この例示的な実施形態では、前方冷却チャンバ90は、ペーン52を貫いて翼形部先端72まで長手方向即ち半径方向に延びてあり、翼形部の第1及び第2の側壁60及び62と翼形部前縁64とによって境界付けられる。中間冷却チャンバ94は、前方冷却チャンバ90と後方冷却チャンバ92との間にある。1つの実施形態では、チャンバ90、92及び94は、流体連通し、ペーン52を貫いて延びる蛇行した冷却通路を形成し、中間冷却チャンバ94から供給される主冷却流体は、翼形ペーン先端72付近で後方冷却チャンバ92に流入するようになっている。10

【0016】

後方冷却チャンバ92は、ペーン52を貫いて長手方向即ち半径方向に延びてあり、それぞれ翼形部の第1及び第2の側壁60及び62と翼形部後縁66とによって境界付けられる。冷却回路80は、後方冷却チャンバ92の内部に形成されて、後縁冷却スロット96の配列の上流に位置し、冷却回路80から吐出される冷却流体が、後縁冷却スロット96を通してペーン52を流出するようになっている。より具体的には、主冷却流体は、チャンバ92を通して半径方向に冷却回路80中に向けられた後に、該流体は後縁冷却スロット96を通って流れる。20

【0017】

冷却回路80を通る流路が、複数のピン102を備えるピンバンク100及び冷却回路80の内部に組み込まれた複数のタービュレータ106により形成される。ピン102は、側壁60及び62の間で延びて、翼形ペーン52の内部の冷却効率を増大させるのを促進する。タービュレータ106は、側壁60及び62の間の一部に延びかつ半径方向に間隔を置いて配置され、曲がりくねった流路がその間に形成されるようになっている。タービュレータ106は、それらを通して流れる冷却流体の1部を後縁冷却スロット96を通過するように案内し、残りの冷却流体を冷却回路80を通して半径方向に流す。ピン102及びタービュレータ106は、その中を流れる冷却流体内に乱流状態を生じさせ冷却回路80の冷却効率を増大させるのを促進する。30

【0018】

冷却回路80は更に、後縁スロット96から上流方向に延びる制御羽根110を備える。より具体的には、制御羽根110は、弓形状でありかつ後縁スロット96から部分的にチャンバ92を横切って翼形ペーン根元70の方向に延びており、制御羽根110の端部114と根元70との間に通路112が形成されるようになっている。制御羽根110は、側壁60及び62の間で延びてノズル51を構造的に強化するのを助け、従って最新式の高圧エンジンに用いられる場合には翼形ペーン52の膨出応力を減少するのを促進する。40

【0019】

複数の冷却フィルム開口120が、制御羽根110の前端縁側面122に沿って該制御羽根110のすぐ上流に配置される。開口120は、制御羽根110の上流から冷却流体を受け、その流体を制御羽根110と後縁スロット96との間で該制御羽根110の下流に吐出する。40

【0020】

制御回路80はまた、一対の補助冷却又は補給流れ開口126を含む。より具体的には、第1の補助開口130が、冷却回路80のほぼ中間位置に配置される。開口130を通して導入される補給又は補助冷却流体流は、後縁冷却スロット96の方向に冷却回路80中に向けられる。第2の補助冷却開口134が翼形ペーン根元70に隣接して配置され、該開口134を通して導入される冷却流体流が後縁冷却スロット96の方向にかつ通路112を通るように回路80中に向けられるようになっている。その上に、制御羽根110は、チャンバ92を部分的に横切って中間冷却チャンバ94の方向に延びているので、冷却回路80内部の流路の断面積が減少し、そのことが制御羽根110を通って流れる冷却流50

体の速度を維持するのを促進する。

【0021】

作動中、冷却流体は、翼形ベーンの冷却空洞82の各々に供給される。1つの実施形態では、ノズルの冷却空洞82は、圧縮機14(図1に示す)のような圧縮機から吐出される冷却空気を受ける。冷却流体は、チャンバ90及び94を通ってチャンバ92及び冷却回路80中に流される。冷却流体はピンバンク100を通って流れると、冷却流体の1部が、ピン102及びタービュレータ106により後縁冷却スロット96を通りるように後方に向けられる。より具体的には、ピン102及びタービュレータ106が冷却流体を後方に向けるとき、向けられた冷却流体の残りの部分は、低下した速度及び圧力で冷却回路80を通して半径方向に向けられる。

10

【0022】

回路80の冷却効率を強化しつつ流体速度及び圧力の低下の影響を最小にするのを促進するため、補助又は補給冷却流体として知られる追加の冷却流体が、第1の補助開口130を通して冷却回路80に供給される。開口130は、後縁冷却スロット96を通りように向けられた冷却回路80内部の冷却流体を補充するのを促進する。1つの実施形態では、補給冷却流体は、チャンバ94から送られる。

【0023】

開口130の下流で、制御羽根110は、回路80内部の冷却流体の流れ速度及び圧力を維持するのを促進する。より具体的には、制御羽根110の弓形状の形状は、羽根110とチャンバ94との間の流路の断面積を減少させ、そのことが羽根110とチャンバ94との間ににおける冷却媒体流体の流れ速度を維持するのを促進する。その上に、制御羽根110の弓形状の形状は、ペーン52の内部の低圧力領域140を羽根110のすぐ下流のかつ羽根110とスロット96との間の位置まで後方にずらすのを促進する。より具体的には、低圧区域140をスロット96の方向に後方にずらすこととは、他の公知のノズルペーンと比較してペーン52内部の逆流マージンの改善を促進する。冷却流体は、フィルム冷却開口120を通して流れ、低圧区域140を冷却するのを促進しつつ後縁スロット96を冷却するのを促進する。冷却流体の1部が、冷却開口120を通して向けられ後縁スロット96を通りように後方に向けられるとき、ノズルの翼形ベーン根元70の方向に半径方向に向けられる残りの冷却流体の速度及び圧力が、低下する。

20

【0024】

低下した流体速度及び圧力が冷却回路80の末端部の方向に向けられる影響を最小にするのを助けるために、補助又は補給冷却流体として知られる追加の冷却流体が、第2の補助開口134を通して冷却回路80に供給される。開口134は、後縁冷却スロット96を通りように向けられた冷却回路80の内部の冷却流体を補充するのを促進する。1つの実施形態では、補給冷却流体は、開口134を通してチャンバ94から送られる。より具体的には、開口134を通して回路80に供給される追加の冷却流体は、制御羽根110の周りを流れる冷却流体の速度及び圧力を増大させ、残りの後縁冷却スロット96の冷却を強化するのを促進する。より具体的には、制御羽根110と開口130及び134を通して向けられる補給冷却媒体との組み合わせは、ノズルの翼形ベーン52の内部において均衡のとれたノズル冷却を行うのを促進する。

40

【0025】

翼形ベーン52は、コア(図示せず)を鋳造することによって作製される。コアは、液体セラミック及び黒鉛スラリをコア型(図示せず)内に注入することによって作製され、スラリは加熱されて、中実のセラミック翼形部コアを形成する。翼形部コアは、翼形部型(図示せず)内に吊り支持され、セラミック翼形部コアを取り囲むようにホットワックスが翼形ベーン型内に注入される。ホットワックスが硬化して、ワックス翼形ベーンが形成され、該翼形ベーン内にセラミックコアが吊り支持されている。

【0026】

セラミックコアを有するワックス翼形ベーンは、次に、翼形ベーン型に挿入され、溶融金属が型に注入される。溶融金属はワックス翼形ベーンを溶かしてそれに置き代わり、セラ

50

ミックコアが所定の位置に残った状態の金属翼形ベーンを形成する。次に、翼形ベーンは冷却され、セラミックコアが取り除かれる。ノズル 5 1 は、精密鋳造法で作製することができるので、ノズル 5 1 に関連した製造コストは他の公知のノズルと比較すると低減される。

【 0 0 2 7 】

上述のタービンノズルは、タービンノズルの有効寿命を延ばすのを促進する冷却回路構成を含む。ノズルの翼形ベーンの各々は、複数のピンと、少なくとも 1 つのターピュレータと、制御羽根とを含む。その上に、冷却回路はまた、それを通して補給冷却流体を受けるための少なくとも 1 つの開口を含む。ターピュレータと補給開口との組み合わせは、各ノズル組立体内部における冷却効率を強化しつつ均衡させるのを促進する。結果として、ノズルの冷却回路構成は、費用効果が良くかつ信頼性のある方法でノズルの有効寿命を延ばすのを助ける。10

【 0 0 2 8 】

本発明を、様々な特定の実施形態に関して説明してきたが、本発明が特許請求の範囲の技術思想及び技術的範囲内の変更で実施することができることは、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 】

【 図 1 】 ガスタービンエンジンの概略図。

【 図 2 】 図 1 に示すガスタービンエンジンに用いることができるタービンノズル組立体の斜視図。20

【 図 3 】 図 2 に示すタービンノズルに用いることができる冷却回路の拡大概略断面図。

【 図 4 】 図 2 に示すタービンノズル組立体に用いることができる冷却回路を備える冷却空洞の例示的な概略構成図。

【 符号の説明 】

5 1 ノズル

5 2 翼形ベーン

7 0 翼形ベーン根元

8 0 冷却回路

8 4 冷却空洞の内部壁面

9 6 後縁冷却スロット

1 0 0 ピンバンク

1 0 2 ピン

1 0 6 ターピュレータ

1 1 0 制御羽根

1 2 0 フィルム冷却開口

1 2 6 補助冷却流の入口

1 3 0 第 1 の補助冷却開口

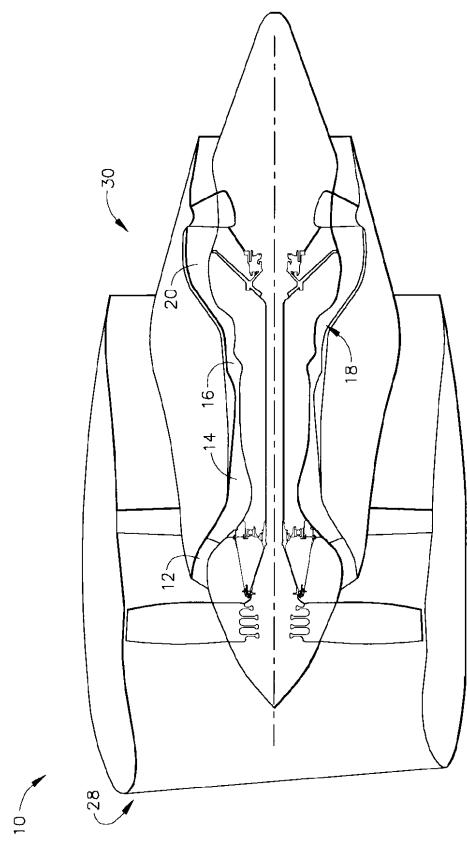
1 3 4 第 2 の補助冷却開口

10

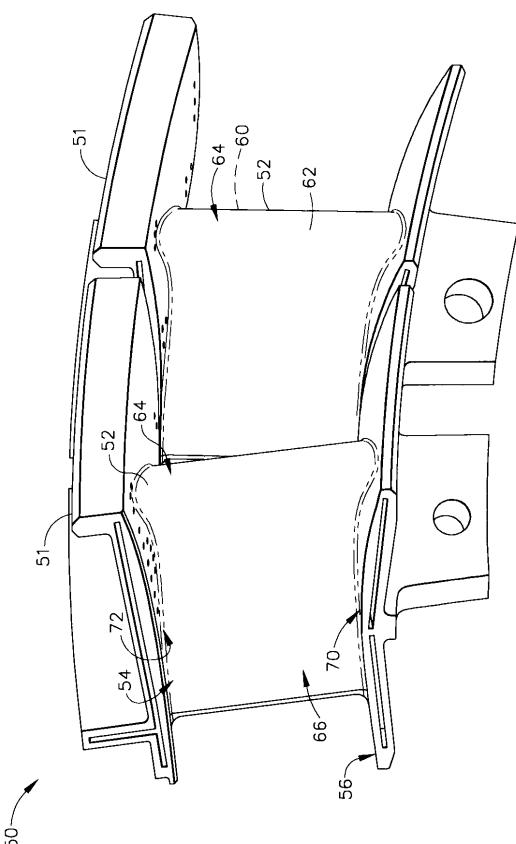
20

30

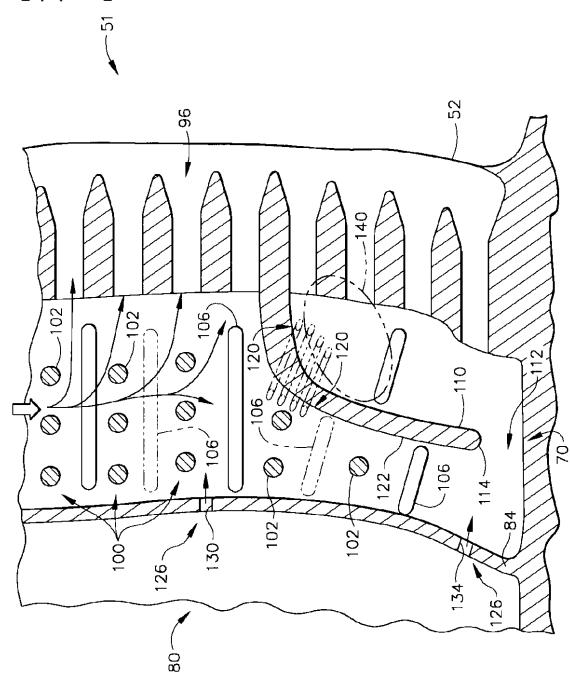
【図1】



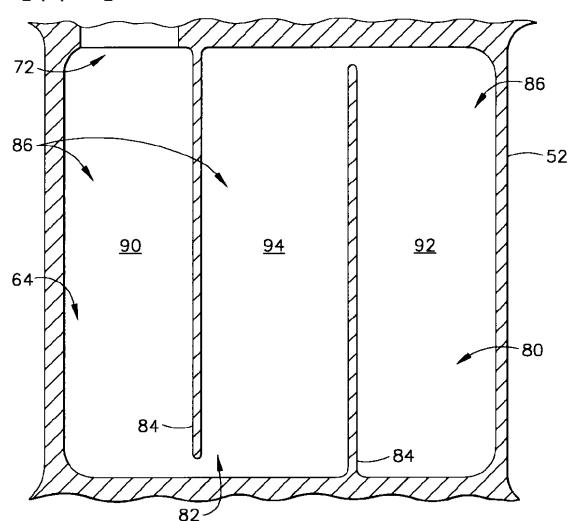
【図2】



【図3】



【図4】



フロントページの続き

(72)発明者 トマス・エドワード・デマルシェ

アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ボックスフォード、ヘリック・ロード、173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

審査官 寺町 健司

(56)参考文献 特表平08-503533(JP,A)

特表2003-515024(JP,A)

特表平09-505655(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 1/00-11/10