

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第3982628号

(P3982628)

(45) 発行日 平成19年9月26日(2007.9.26)

(24) 登録日 平成19年7月13日(2007.7.13)

(51) Int. Cl.		F I		
FO1D	9/02	(2006.01)	FO1D	9/02 104
FO1D	9/04	(2006.01)	FO1D	9/04
FO2C	7/00	(2006.01)	FO2C	7/00 D

請求項の数 10 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2003-421873 (P2003-421873)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成15年12月19日(2003.12.19)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2004-204845 (P2004-204845A)		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成16年7月22日(2004.7.22)		MPANY
審査請求日	平成18年12月18日(2006.12.18)		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	10/325,035		クタデイ、リバーロード、1番
(32) 優先日	平成14年12月20日(2002.12.20)	(74) 代理人	100093908
(33) 優先権主張国	米国(US)		弁理士 松本 研一
早期審査対象出願		(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】 ガスタービンノズルを組み立てるための方法及び装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

ガスタービンエンジン(10)のタービンノズル(50)であって、
 外側バンド(54)と、
 内側バンド(56)と、
 前記外側バンド及び前記内側バンドにより互いに結合され、少なくとも第1の翼形ベーン(114)と第2の翼形ベーン(110)とを含む複数の翼形ベーン(52)と、を含み、

前記複数の翼形ベーン(52)の各々が、前縁(104)及び後縁(106)において
 接合された第1の側壁(100)と第2の側壁(102)とを含み、

前記第1の翼形ベーンが、該第1の翼形ベーンと前記外側バンドとの間で延びる複合半
 径フィレット(140)を含み、

前記第2の翼形ベーンが、単一半径フィレット(132)のみにより前記外側バンドに
 結合され、

前記複合半径フィレット(140)が、前記第1の翼形ベーンの第1及び第2の側壁の
 一方のみに沿って延びていることを特徴とするタービンノズル(50)。

【請求項2】

ガスタービンエンジン(10)のタービンノズル(50)であって、
 外側バンド(54)と、
 内側バンド(56)と、

10

20

前記外側バンド及び前記内側バンドにより互いに結合され、少なくとも第1の翼形ベーン(114)と第2の翼形ベーン(110)とを含む複数の翼形ベーン(52)と、を含み、

前記第1の翼形ベーンが、該第1の翼形ベーンと前記外側バンドとの間で延びる複合半径フィレット(140)を含み、

前記第2の翼形ベーンが、単一半径フィレット(132)のみにより前記外側バンドに結合されており、

前記複数の翼形ベーン(52)が、第3の翼形ベーン(116)を更に含み、
前記第2の翼形ベーンが、前記第1の翼形ベーンと第3の翼形ベーンとの間で前記タービンノズル内に結合され、

10

前記第3の翼形ベーンが、第2の複合半径フィレット(140)により前記外側バンド(54)に結合されており、

前記複数の翼形ベーン(52)の各々が、前縁(104)及び後縁(106)において接合された第1の側壁(100)と第2の側壁(102)とを含み、

前記複合半径フィレット(140)が、前記第1の翼形ベーンの第1の側壁及び前記第3の翼形ベーンの第2の側壁のみに沿って延びている、
ことを特徴とするタービンノズル(50)。

【請求項3】

前記複合半径フィレット(140)が、第1の半径(R1)と第2の半径(R2)のみを含み、前記第1の半径(R1)が前記第2の半径(R2)より小さいことを特徴とする、請求項1又は2に記載のタービンノズル(50)。

20

【請求項4】

前記第1の半径(R1)が、前記第2の半径(R2)と前記外側バンド(54)との間に位置することを特徴とする、請求項3に記載のタービンノズル(50)。

【請求項5】

前記複合半径フィレット(140)が、前記タービンノズル内での応力集中を低減するのを可能にすることを特徴とする、請求項1又は2に記載のタービンノズル(50)。

【請求項6】

前記複数の翼形ベーン(52)の各々が、単一半径フィレット(130)により前記内側バンド(56)に結合されていることを特徴とする、請求項1又は2に記載のタービンノズル(50)。

30

【請求項7】

少なくとも1つのタービンノズル組立体(50)を含むガスタービンエンジン(10)であって、

前記少なくとも1つのタービンノズル組立体が、外側バンド(54)と、内側バンド(56)と、前記外側バンド及び前記内側バンドにより互いに結合された複数の翼形ベーン(52)とを含み、

前記複数の翼形ベーンが、第1の翼形ベーン(114)と、前記第1の翼形ベーンに円周方向に隣接して配置された第2の翼形ベーン(110)とを含み、

前記複数の翼形ベーン(52)の各々が、前縁(104)及び後縁(106)において接合された第1の側壁(100)と第2の側壁(102)とを含み、

40

前記第1の翼形ベーンが、該第1の翼形ベーンと前記外側バンドとの間で延びる少なくとも1つの複合半径フィレット(140)を含み、

前記第2の翼形ベーンが、該第2の翼形ベーンと前記外側バンドとの間で延びる単一半径フィレット(132)のみを含み、

前記複合半径フィレット(140)が、前記第1の翼形ベーンの第1及び第2の側壁の一方のみに沿って延びている、

ことを特徴とするガスタービンエンジン(10)。

【請求項8】

少なくとも1つのタービンノズル組立体(50)を含むガスタービンエンジン(10)

50

であって、

前記少なくとも1つのタービンノズル組立体が、外側バンド(54)と、内側バンド(56)と、前記外側バンド及び前記内側バンドにより互いに結合された複数の翼形ベーン(52)とを含み、

前記複数の翼形ベーンが、第1の翼形ベーン(114)と、前記第1の翼形ベーンに円周方向に隣接して配置された第2の翼形ベーン(110)とを含み、

前記第1の翼形ベーンが、該第1の翼形ベーンと前記外側バンドとの間で延びる少なくとも1つの複合半径フィレット(140)を含み、

前記第2の翼形ベーンが、該第2の翼形ベーンと前記外側バンドとの間で延びる単一半径フィレット(132)のみを含み、

前記複数の翼形ベーン(52)が、第3の翼形ベーン(116)を更に含み、
前記第2の翼形ベーンが、前記第1の翼形ベーンと第3の翼形ベーンとの間で前記タービンノズル内に結合され、

前記第3の翼形ベーンが、第2の複合半径フィレット(140)により前記外側バンド(54)に結合されており、

前記複数の翼形ベーン(52)の各々が、前縁(104)及び後縁(106)において接合された第1の側壁(100)と第2の側壁(102)とを含み、

前記複合半径フィレット(140)が、前記第1の翼形ベーンの第1の側壁及び前記第3の翼形ベーンの第2の側壁のみに沿って延びている、
ことを特徴とするガスタービンエンジン(10)。

【請求項9】

前記第1の翼形ベーンの複合半径フィレット(140)が、前記タービンノズル(50)内での応力集中を低減するのを可能にすることを特徴とする、請求項7又は8に記載のガスタービンエンジン(10)。

【請求項10】

前記複数の翼形ベーン(52)の各々が、単一半径フィレット(130)により前記内側バンド(56)に結合されていることを特徴とする、請求項7又は8に記載のガスタービンエンジン(10)。

【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ノズルに関し、より具体的には、ガスタービンエンジンノズルを組み立てるための方法及び装置に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンは、空気・燃料混合気を燃焼させる燃焼器を含み、この燃焼した空気・燃料混合気は、次にタービンノズル組立体を通してタービンへ送られる。少なくとも一部の公知のタービンノズル組立体は、円周方向に配列されかつダブレットとして構成された複数のノズルを含む。少なくとも一部の公知のタービンノズルは、2つ又はそれ以上の円周方向に間隔を置いて配置された中空の翼形ベーンを含み、これら翼形ベーンは、一体形に形成された内側及び外側バンドプラットフォームにより結合されている。より具体的には、内側バンドは、半径方向内側の流路境界を形成し、外側バンドは、半径方向外側の流路境界を形成する。他の公知のタービンノズルは、カンチレバー式構成で支持され、この構成では、内側バンドは半径方向及び軸方向に可動であり、外側バンドは前方及び後方フックにおいて拘束される。

【0003】

2つ以上の一体形に形成された翼形ベーンを備えたタービンノズルを形成することは、ただ1つ又は2つの翼形ベーンを含むタービンノズルと比べて、耐久性を改善しかつ漏洩を減少させるのを助ける。従って、少なくとも一部の公知のタービンノズルは、1対の円周方向外側の翼形ベーン間に配置された少なくとも1つの翼形ベーンを含む。しかしなが

10

20

30

40

50

ら、作動中に、温度勾配及び空力負荷により、翼形ベーンと外側バンドとの間の接合部において熱応力と熱による翼弦変形（サーマルコーディング）とが生じる可能性がある。より具体的には、外側翼形ベーン間に配置されたベーンに生じるよりも高い応力が、外側翼形ベーン内に生じることになる。時間が経つにつれて、タービンノズルに生じる局部応力により、タービンノズルが早期破損を引き起こすおそれがある。

【特許文献 1】米国特許 4126405号明細書

【特許文献 2】米国特許 4297077号明細書

【特許文献 3】米国特許 4522054号明細書

【特許文献 4】米国特許 4531289号明細書

10

【特許文献 5】米国特許 4732029号明細書

【特許文献 6】米国特許 4842249号明細書

【特許文献 7】米国特許 5372476号明細書

【特許文献 8】米国特許 4869465号明細書

【特許文献 9】米国特許 5243761号明細書

【特許文献 10】米国特許 5249920号明細書

【特許文献 11】米国特許 5289711号明細書

【特許文献 12】米国特許 5620300号明細書

【特許文献 13】米国特許 5425260号明細書

【特許文献 14】米国特許 5662160号明細書

20

【特許文献 15】米国特許 5669757号明細書

【特許文献 16】米国特許 5673898号明細書

【特許文献 17】米国特許 5732932号明細書

【特許文献 18】米国特許 5810333号明細書

【特許文献 19】米国特許 5848854号明細書

【特許文献 20】米国特許 5875554号明細書

【特許文献 21】米国特許 5953822号明細書

【特許文献 22】米国特許 6099245号明細書

【特許文献 23】米国特許 6183192号明細書

【特許文献 24】米国特許 6164656号明細書

30

【特許文献 25】米国特許 6193465号明細書

【特許文献 26】米国特許 6272900号明細書

【特許文献 27】米国特許 6311537号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

温度勾配及び空力負荷の影響を減少させるのを可能にするために、少なくとも一部の公知のタービンノズル内には、各翼形ベーンと外側バンドとの間に、複合半径フィレットが形成される。しかしながら、少なくとも一部の公知のタービンノズルは、翼形部冷却空気を容易に通過させかつ高圧タービン/低圧タービンロータ空洞のための冷却及びパージ空気を流すことを可能にするような低い空力的収束性を持たせて設計されている。従って、複合半径フィレットが翼形ベーンに沿って延びていることは、タービンノズルの空力的収束性を望ましくないほど低下させるおそれがある。更に、極端な場合には、空力的収束性の低下により、ノズルの空力的スロートがノズル後縁の前方にシフトされて、空力的環境を不安定なものにするおそれがある。

40

【課題を解決するための手段】

【0005】

一つの態様においては、ガスタービンエンジンのタービンノズルを組み立てる方法が提供される。この方法は、外側バンドと内側バンドとの間で延びる複数の翼形ベーンを含むタービンノズルを準備する段階と、第1の翼形ベーンと外側バンドとの間で延びる複合半

50

径フィレットを形成し、かつ少なくとも第２の翼形ベーンは単一半径フィレットにより外側バンドに結合されるようにする段階とを含む。

【０００６】

本発明の別の態様においては、ガスタービンエンジンのタービンノズルが提供される。このノズルは、外側バンドと、内側バンドと、該外側バンド及び該内側バンドにより互いに結合された複数の翼形ベーンとを含む。複数の翼形ベーンは、少なくとも第１の翼形ベーンと第２の翼形ベーンとを含む。第１の翼形ベーンは、該第１の翼形ベーンと外側バンドとの間で延びる複合半径フィレットを含む。第２の翼形ベーンは、単一半径フィレットのみによって外側バンドに結合される。

【０００７】

10

更に別の態様においては、ガスタービンエンジンは、少なくとも１つのタービンノズル組立体を含み、該少なくとも１つのタービンノズル組立体は、外側バンドと、内側バンドと、該外側バンド及び該内側バンドにより互いに結合された複数の翼形ベーンとを含む。複数の翼形ベーンは、第１の翼形ベーンと、該第１の翼形ベーンに円周方向に隣接して配置された第２の翼形ベーンとを含む。第１の翼形ベーンは、該第１の翼形ベーンと外側バンドとの間で延びる少なくとも１つの複合半径フィレットを含む。第２の翼形ベーンは、該第２の翼形ベーンと外側バンドとの間で延びる単一半径フィレットのみを含む。

【発明を実施するための最良の形態】

【０００８】

図１は、ファン組立体１２と、高圧圧縮機１４と、燃焼器１６とを含む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と低圧タービン２０とを含む。エンジン１０は、吸気側２８と排気側３０とを有する。１つの実施形態においては、エンジン１０は、オハイオ州シンシナチ所在のGeneral Electric Aircraft Enginesから購入可能なCF-34-10型エンジンである。

20

【０００９】

作動時には、空気がファン組立体１２を通して流れ、加圧された空気が、高圧圧縮機１４に供給される。高度に加圧された空気は、燃焼器１６へ送られる。燃焼器１６からの空気流は、タービン１８及び２０を駆動し、タービン２０がファン組立体１２を駆動する。タービン１８は、高圧圧縮機１４を駆動する。

【００１０】

30

図２は、ガスタービンエンジン１０（図１に示す）に使用することができるタービンノズル５０の斜視図である。図３は、タービンノズル５０の側面斜視図である。図４は、線４-４（図３に示す）に沿ったタービンノズル５０の断面図である。ノズル５０は、弓形の半径方向外側バンド又はブラットフォーム５４と弓形の半径方向内側バンド又はブラットフォーム５６とにより互いに結合された複数の円周方向に間隔を置いて配置された翼形ベーン５２を含む。より具体的には、例示的な実施形態においては、各バンド５４及び５６は、翼形ベーン５２と一体形に形成されており、ノズル５０は、４つの翼形ベーン５２を含む。１つの実施形態においては、各弓形ノズル５０は、４枚羽根セグメントとして知られている。別の実施形態においては、ノズルベーン５２は、カンチレバー式構成でノズル５０内に支持される。

40

【００１１】

内側バンド５６は、該内側バンドから半径方向内向きに延びる後方フランジ６０を含む。より具体的には、フランジ６０は、バンド５６の半径方向内表面６２に対して該バンド５６から半径方向内向きに延びる。内側バンド５６はまた、該内側バンドから半径方向内向きに延びる前方フランジ６４を含む。前方フランジ６４は、内側バンド５６の上流縁部６６と後方フランジ６０との間に配置される。例示的な実施形態においては、フランジ６４は、バンド５６から半径方向内向きに延びる。

【００１２】

外側バンド５４は、カンチレバー式支持システム７０を含み、該カンチレバー式支持システム７０は、前方保持部７２と、中間フック組立体７４と、後方フック組立体７６とを

50

含む。カンチレバー式支持システム 70 は、周囲の環状のエンジンケーシング（図示せず）によりタービンノズル 50 をエンジン 10 内に支持することを可能にする。前方保持部 72 は、外側バンド 54 の外表面 80 から半径方向外向きに延び、該外側バンド 54 の前縁部 84 にわたって円周方向に連続して延びる溝 82 を形成する。

【0013】

中間フック組立体 74 は、前方保持部 72 の後方に配置され、例示的な実施形態においては、円周方向に間隔を置いて配置されかつ円周方向に整列した複数のフック 90 を含む。別の実施形態においては、中間フック組立体 74 は、外側バンド外表面 80 にわたって連続的に延びる。

【0014】

後方フック組立体 76 は、中間フック組立体 74 の後方、つまりノズル 50 の後縁部 86 と中間フック組立体 74 との間に配置される。例示的な実施形態においては、フック組立体 76 は、外側バンド外表面 80 にわたって円周方向に連続的に延びかつ中間フック組立体 74 とほぼ平行になっている。

【0015】

翼形ベーン 52 は、ほぼ同じであって、その各々が、第 1 の側壁 100 と第 2 の側壁 102 とを含む。第 1 の側壁 100 は、凸状であって、各翼形ベーン 52 の負圧側を形成し、また第 2 の側壁 102 は、凹状であって、各翼形ベーン 52 の正圧側を形成する。側壁 100 及び 102 は、各翼形ベーン 52 の前縁 104 と該前縁 104 から軸方向に間隔をおいた後縁 106 とにおいて結合される。より具体的には、各々の翼形部後縁 106 は、各々の対応する翼形部前縁 104 から翼弦方向かつ下流方向に間隔を置いて配置される。第 1 及び第 2 の側壁 100、102 はまた、それぞれ半径方向内側バンド 56 から半径方向外側バンド 54 まで長手方向つまり半径方向外向きにスパンにわたって延びる。

【0016】

例示的な実施形態においては、各弓形ノズル部分 50 は、1 対の円周方向内側の翼形ベーン 110、112 と 1 対の円周方向外側の翼形ベーン 114、116 とを含む。内側翼形ベーン 110、112 は、外側翼形ベーン 114、116 間で結合され、円周方向距離 120 だけ間隔を置いて配置される。ベーン 110、112、114、116 はまた、互いにほぼ平行に配向される。ベーン 110、112、114、116 の距離 120 及び配向は、ノズル 50 を通る高度に発散した流路を形成するのを可能にするように、またノズル 50 を通る空力的収束性を最適化するのを可能にするように、可変的に選択される。

【0017】

ベーン 110、112、114、116 は、それぞれ内側バンド 56 と外側バンド 54 の両方に一体的に結合される。具体的には、各ベーン 52 は、単一半径フィレット 130 により内側バンド 56 に結合され、この単一半径フィレット 130 は、各ベーン 52 に外接して、各それぞれのベーン 110、112、114、116 と内側バンド 56 との間を滑らかに移行させる。各内側翼形ベーン 110、112 はまた、単一半径フィレット 132 により外側バンド 54 に結合され、この単一半径フィレット 132 は、各ベーン 110、112 に外接して、各それぞれのベーン 110、112 と外側バンド 54 との間を滑らかに移行させる。

【0018】

各外側翼形ベーン 114、116 は、複合半径フィレット 140 と単一半径フィレット 142 とにより外側バンド 54 に結合される。具体的には、各単一半径フィレット 142 は、各それぞれの円周方向内側翼形ベーン 110、112 と各それぞれの外側翼形ベーン 114、116 との間に配置される。より具体的には、翼形ベーン 114 と外側バンド 54 との間を移行させる単一半径フィレット 142 は、該翼形ベーン 114 の負圧側のみに沿って延び、翼形ベーン 114 と外側バンド 54 との間を移行させる複合半径フィレット 140 は、該翼形ベーン 114 の正圧側のみに沿って延びる。同様に、翼形ベーン 116 と外側バンド 54 との間を移行させる単一半径フィレット 142 は、該翼形ベーン 116 の正圧側のみに沿って延び、翼形ベーン 116 と外側バンド 54 との間を移行させる複合

10

20

30

40

50

半径フィレット１４０は、該翼形ベーン１１６の負圧側のみに沿って延びる。

【００１９】

各複合半径フィレット１４０は、第１の半径Ｒ１と第２の半径Ｒ２とを含む。具体的には、第１の半径Ｒ１は第２の半径Ｒ２より小さく、第２の半径Ｒ２と外側バンド５４との間で延びる。より具体的には、第２の半径Ｒ２は、各々の対応する翼形部１１４、１１６の外表面１５０から延びて、第１の半径Ｒ１へと移行して、該第１の半径Ｒ１が外側バンド５４の内表面１５２へと滑らかに交わるようになる。

【００２０】

作動中に、高温燃焼ガスがノズル５０を流れる時、翼形ベーン５２はそれぞれ外側バンド５４及び内側バンド５６と一体形に形成されているため、温度勾配及び空力負荷により、翼形ベーン５２と外側バンド５４との間に熱応力とサーマルコーディングとが生じることになる。しかしながら、複合半径フィレット１４０が、ベーン５２と外側バンド５４との間の局部熱応力を減少させるのを可能にする。更に、複合半径フィレット１４０は、各外側翼形ベーン１１４、１１６に外接しておらずかつ内側翼形ベーン１１０、１１２は複合半径フィレット１４０を含まないから、ノズル５０を通る空力的収束性に対する影響を最少化させることを可能にする。より具体的には、各単一半径フィレット１４２は、その大きさが複合半径フィレット１４０より小さいから、単一半径フィレット１４２は、ノズル５０を通る空力的通路を制約する度合いが小さい。その結果、複合半径フィレット１４０は、ノズル５０の耐久性を増大させ、該ノズル５０の有効寿命を伸ばすのを助ける。

【００２１】

別の実施形態においては、ノズル５０は、カンチレバー式支持構成になっており、内側バンド５６は、半径方向及び軸方向に動くのが自由であり、外側バンド５４は、フック組立体７４、７６によってのみ拘束される。作動中に、外側バンド５４と翼形ベーン５２との間に高い応力が生じ、また上に述べたように、内側バンドと翼形ベーンとの全ての接合部においては、単純な単一半径フィレット１３０が使用される。複合半径フィレット１４０は、外側バンドと翼形ベーンとの接合部の円周方向最外縁に沿って使用されるだけである。この実施形態及び上述したその他の実施形態においては、所望に応じて、付加的な複合半径フィレット１４０を、複数翼形ベーンセグメントの円周方向中心に向けて順次に延ばすことができる。

【００２２】

上に述べたタービンノズルは、１対の外側翼形ベーンを含み、該外側翼形ベーンの各々は、各翼形ベーンの一側のみに沿って延びる複合半径フィレットを含む。内側翼形ベーンは、複合半径フィレットを含まず、従来型の単一半径フィレットにより外側バンドに結合される。複合半径フィレットは、タービンノズルを通る空力的収束性に悪影響を及ぼすことなく、タービンノズル内に生じる応力集中を低減する。その結果、タービンノズルの耐久性と該タービンノズルの有効寿命とが複合半径フィレットにより増大されることが可能になる。

【００２３】

タービンノズルの例示的な実施形態を上により詳しく説明した。ノズルは、本明細書に記載した特定の実施形態に限定されるものではなく、むしろ、各タービンノズルの構成要素は、本明細書に記載した他の構成要素とは独立してかつ別個に利用することができる。

【００２４】

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可能であることは、当業者には明らかであろう。

【図面の簡単な説明】

【００２５】

【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使用することができるタービンノズルの斜視図。

【図３】図２に示すタービンノズルの側面斜視図。

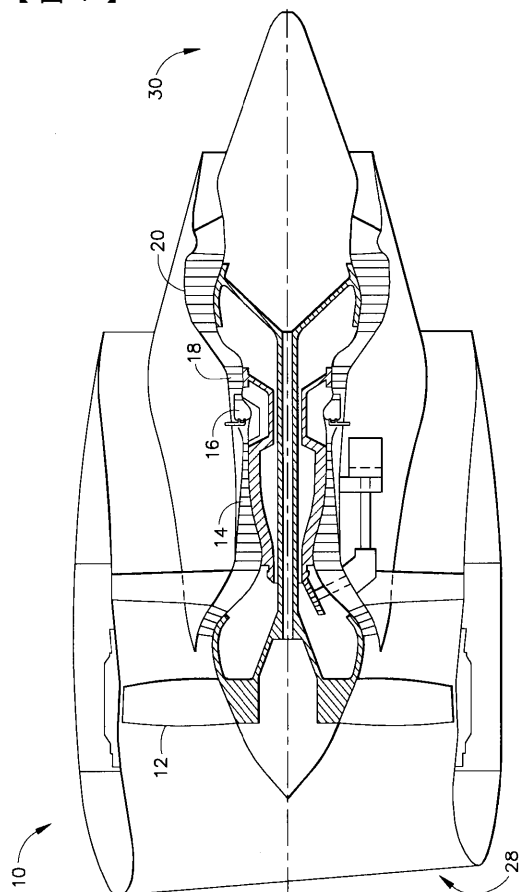
【図 4】線 4 - 4 に沿った、図 3 に示すタービンノズルの断面図。

【符号の説明】

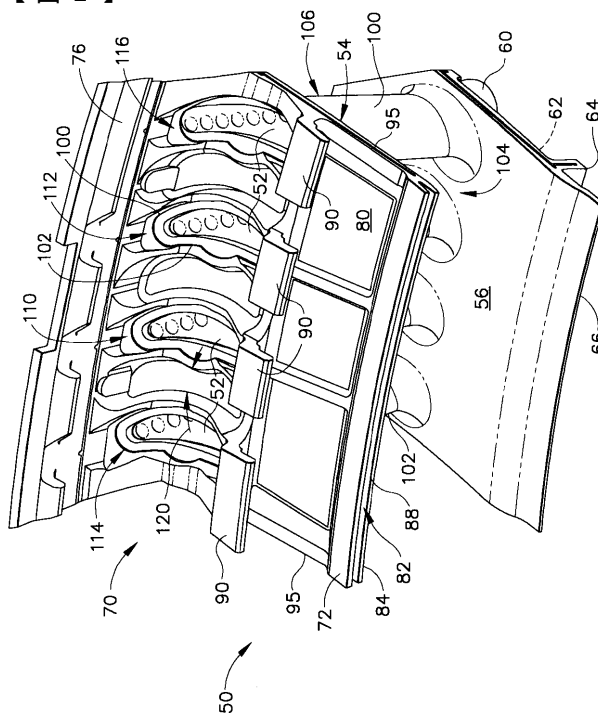
【 0 0 2 6 】

5 0	タービンノズル
5 2	翼形ベーン
5 4	外側バンド
5 6	内側バンド
6 0	内側バンドの後方フランジ
6 2	内側バンドの内表面
6 4	内側バンドの前方フランジ
6 6	内側バンドの上流縁部
7 0	カンチレバー式支持システム
7 2	前方保持部
7 4	中間フック組立体
7 6	後方フック組立体
8 0	外側バンドの外表面
8 4	外側バンドの前縁部
8 6	外側バンドの後縁部
1 0 0	翼形ベーンの第 1 の側壁
1 0 2	翼形ベーンの第 2 の側壁
1 0 4	翼形ベーンの前縁
1 0 6	翼形ベーンの後縁
1 4 0	複合半径フィレット
1 4 2	単一半径フィレット
1 5 2	外側バンドの内表面

【 圖 1 】



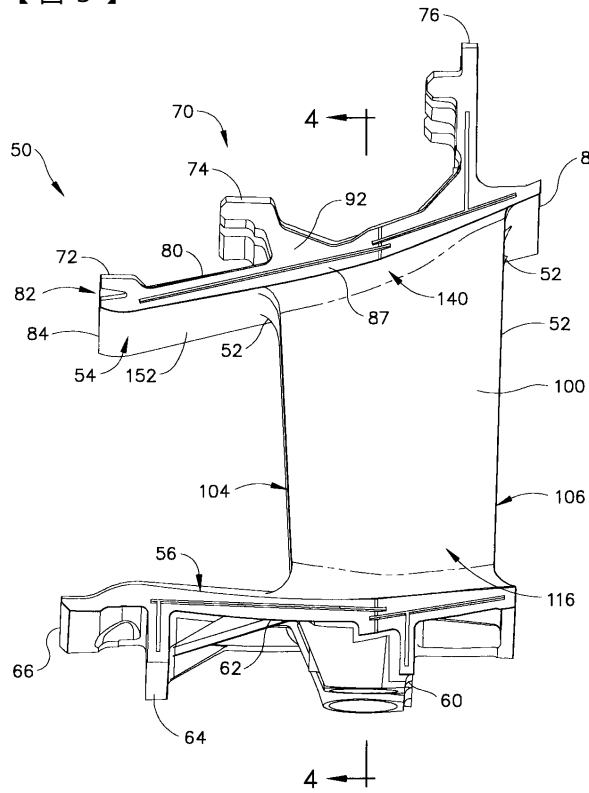
【 圖 2 】



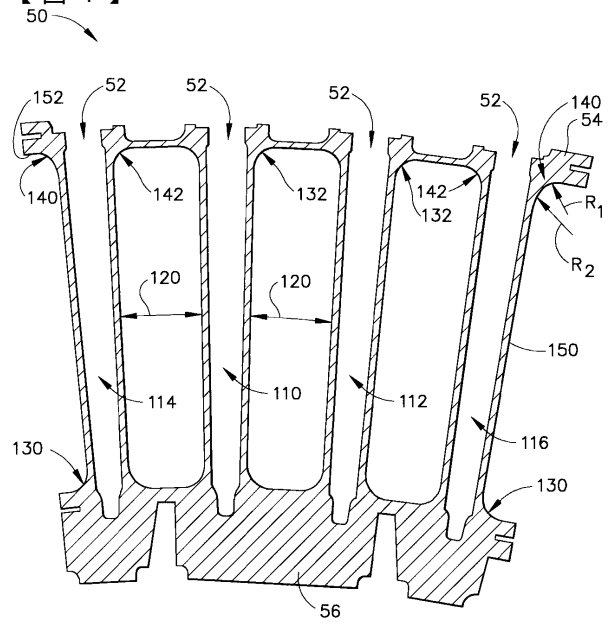
10

20

【図 3】



【図 4】



フロントページの続き

- (72)発明者 ガルチャーラン・エス・ブレインチ
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、ラップ・ファーム・ドライブ、8760番
- (72)発明者 ウィリアム・ミラー
アメリカ合衆国、オハイオ州、フェアフィールド、グロスター・ドライブ、1802番
- (72)発明者 リチャード・ダブリュ・アルブレヒト
アメリカ合衆国、オハイオ州、フェアフィールド、パーク・メドウ・コート、5番
- (72)発明者 デビッド・ピー・スチュアート
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、ウィンターベリー・プレイス、7895番
- (72)発明者 トッド・スティーブン・ヘフロン
アメリカ合衆国、オハイオ州、ハリソン、ニュー・ビッディングジャー・ロード、10790番

審査官 寺町 健司

(56)参考文献 特開2000-282806(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D	9/02
F01D	9/04
F02C	7/00