

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4000121号
(P4000121)

(45) 発行日 平成19年10月31日(2007.10.31)

(24) 登録日 平成19年8月17日(2007.8.17)

(51) Int.C1.

F 1

FO1D 9/02 (2006.01)
FO2C 7/18 (2006.01)FO1D 9/02 102
FO2C 7/18 A

請求項の数 7 (全 12 頁)

(21) 出願番号 特願2004-50708 (P2004-50708)
 (22) 出願日 平成16年2月26日 (2004.2.26)
 (65) 公開番号 特開2004-257392 (P2004-257392A)
 (43) 公開日 平成16年9月16日 (2004.9.16)
 審査請求日 平成19年2月23日 (2007.2.23)
 (31) 優先権主張番号 10/375,585
 (32) 優先日 平成15年2月27日 (2003.2.27)
 (33) 優先権主張国 米国(US)

早期審査対象出願

(73) 特許権者 390041542
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
 GENERAL ELECTRIC COMPANY
 アメリカ合衆国、12309 ニューヨーク州、ニスカユナ、ワン・リサーチ・センター(番地なし)
 (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
 (74) 代理人 100129779
 弁理士 黒川 俊久

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】二分割空洞を有する单一の中空ペーンを備えたタービンエンジンのタービンノズルセグメント

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

半径方向外側及び内側バンドセグメント(24及び26)間で半径方向に延びる单一の中空翼形部(28)を含み、

前記翼形部が、前記半径方向外側及び内側バンドセグメント(24及び26)の周方向に間隔を置いた正圧及び負圧側端部(33及び35)間に配置され、

前記翼形部が、該翼形部の前縁及び後縁(L E及びT E)間で軸方向に延びる正圧及び負圧側面(22及び23)を備えた翼形部壁(29)を有し、

前記翼形部壁(29)が、二分割された空洞(37)を囲み、

前記翼形部壁(29)の正圧及び負圧側面(22及び23)間で前記二分割空洞(37)を貫通して延びて、該二分割空洞(37)を前方及び後方空洞(41及び43)に分割する二分割リブ(39)が設けられており、

前記二分割リブ(39)と軸方向かつ周方向向きに整列された補強リブ(60)を更に含み、該補強リブ(60)は、前記外側バンドセグメント(24)の半径方向外側面(62)から該半径方向外側面(62)に沿って半径方向外向きに延び、かつ該外側バンドセグメント(24)の正圧側前方コーナ部(64)から前記二分割リブ(39)まで軸方向かつ周方向向きに延びる、

ことを特徴とするタービンノズルセグメント(10)。

【請求項 2】

前記翼形部(28)と前記外側バンドセグメント(24)との接合部の周りで延びる翼

10

20

形部フィレット(91)と、前記二分割リブ(39)が前記翼形部(28)の負圧側面(23)と交わる位置における前記翼形部フィレット(91)の拡大部分(93)とを更に含むことを特徴とする、請求項1に記載のタービンノズルセグメント(10)。

【請求項3】

前記補強リブ(60)及び前記二分割リブ(39)が、前記外側バンドセグメント(24)の後端部(128)における該ノズルセグメント(10)のホイールベース(120)から外れて外側に位置する中心平面(49)付近にほぼ中心があることを特徴とする、請求項1に記載のタービンノズルセグメント(10)。

【請求項4】

前記翼形部(28)と前記外側及び内側バンドセグメント(24及び26)と前記二分割リブ(39)と前記補強リブ(60)とは、一体形であり、単体鋳造品から作られていることを特徴とする、請求項3に記載のタービンノズルセグメント(10)。

10

【請求項5】

前記二分割リブ(39)を貫通する多数のクロスオーバ孔(58)を更に含むことを特徴とする、請求項1又は請求項4に記載のタービンノズルセグメント(10)。

【請求項6】

前記補強リブ(60)が、前記二分割リブ(39)と軸方向かつ周方向向きに整列されていることを特徴とする、請求項1、請求項2又は請求項5に記載のタービンノズルセグメント(10)。

【請求項7】

前記補強リブ(60)が、前記翼形部(28)に加わる合成ガス荷重の方向(63)と整列されていることを特徴とする、請求項1又は請求項6に記載のタービンノズルセグメント(10)。

20

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ガスタービンエンジンのタービンノズルセグメントに関し、具体的には、冷却空気分配バッフルを受けるための空洞を備えた中空ベーン即ち翼形部を有するそのようなセグメントに関する。

【背景技術】

30

【0002】

典型的な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点火されて、高温の燃焼ガスを発生する。そのガスは、高圧タービン(HPT)を通って下流方向に流れるが、該HPTは、1つ又はそれ以上のHPTタービンノズルとHPTロータブレード列とを含む1つ又はそれ以上の段を有する。次に、ガスは、低圧タービン(LPT)に流れるが、該LPTは、典型的にはそれぞれのLPTタービンノズルとLPTロータブレードとを備えた複数の段を含む。

【0003】

HPTタービンノズルは、半径方向内側及び外側バンド間に支持された複数の周方向に間隔を置いて配置された固定中空ノズルベーンを含む。典型的には、冷却空気を翼形部に供給するために、單一チャンバ型インピンジメントバッフルが、各中空翼形部内に挿入される。各バッフルには、ノズルの外側バンドの半径方向外側に配置された单一のスプーリ(spoolie)を通して冷却空気を供給することができる。

40

【0004】

タービンロータ段は、ロータディスクから半径方向外向きに延びる複数の周方向に間隔を置いて配置されたロータブレードを含み、このロータディスクが、運転中に発生するトルクを伝達する。HPTノズルは、典型的には円弧状のセグメントとして形成され、このセグメントは、対応する外側及び内側バンドセグメント間に接合された2つ又はそれ以上の中空ベーンを有する。各ノズルセグメントは、典型的にはその半径方向外端部において、環状外側ケーシングにボルト止めされたフランジによって支持される。各ベーンは、内

50

側及び外側バンドを形成する半径方向内側及び外側バンドパネル間に配置された冷却式中空翼形部を有する。翼形部、内側及び外側バンド部分、フランジ部分、並びに吸入ダクトは、典型的には同時に鋳造されて、各ベーンが単一の鋳造品となるようにされる。ベーンが、フランジセグメント、内側バンドパネル、及び外側バンドパネルの接合部に沿って互いに端付けされて、ノズルセグメントを形成する。また、2つ又はそれ以上の翼形部を、単一のベーン即ちノズルセグメントとして同時に鋳造することもできる。

【0005】

ある2段式タービンは、外側バンドに取付けられかつ該外側バンドにより片持ち支持された片持ち式第2段ノズルを有する。第1段及び第2段ロータディスク間には、セグメントを内側バンドに固定するためのアクセス通路が殆ど又は全く存在しない。典型的な第2段ノズルは、複数の翼形部又はベーンセグメントを有するよう構成される。ダブレット (doublet) と呼ばれる2ベーン型設計は、極めて一般的な設計である。ダブルットは、ベーンセグメント間の分割線漏れ流を減少させる点で性能上の利点を有する。しかしながら、外側バンド及び支持構造体の長い弦方向長さにより、ダブルットの耐久性が短縮される。長い弦方向長さは、バンドの温度勾配に起因したコーディング(弦変形)応力を増大させ、また翼形部応力の不均一性を増大させる。ベーンダブルットの箱形構造は更に、セグメント内に不均一な応力も生じさせる。一般的にダブルットの後方側ベーンには大きな応力が加わり、これがセグメントの寿命を制限する。

【特許文献1】米国特許第3540810号明細書

10

【特許文献2】米国特許第3628880号明細書

20

【特許文献3】米国特許第4153386号明細書

【特許文献4】米国特許第4257734号明細書

【特許文献5】米国特許第4297077号明細書

【特許文献6】米国特許第5090866号明細書

【特許文献7】米国特許第5120192号明細書

【特許文献8】米国特許第5516260号明細書

【特許文献9】米国特許第5591002号明細書

【特許文献10】米国特許第5630700号明細書

【特許文献11】米国特許第5662160号明細書

【特許文献12】米国特許第5634766号明細書

30

【特許文献13】米国特許第5743708号明細書

【特許文献14】米国特許第5813832号明細書

【特許文献15】米国特許第5820336号明細書

【特許文献16】米国特許第6142734号明細書

【特許文献17】米国特許第6158955号明細書

【特許文献18】米国特許第6227798号明細書

【特許文献19】米国特許第6375415号明細書

【特許文献20】米国特許第6382906号明細書

【特許文献21】米国特許第6435814号明細書

【特許文献22】米国特許第6468031号明細書

40

【特許文献23】米国特許第6494677号明細書

【特許文献24】米国特許出願公開第2004/0120810号明細書

【特許文献25】欧州特許出願公開第392664号明細書

【特許文献26】欧州特許出願公開第1043479号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

外側バンドにより片持ち支持ができるタービンノズルセグメントを提供することは極めて望ましい。更に、外側バンド及び支持構造体の長い弦方向長さに起因した複数ベーン型セグメントの耐久性の低下を回避したタービンノズルセグメントを提供するこ

50

とも望ましい。更に、バンドの温度勾配に起因したコーディング応力の増大、及び複数ベーン型セグメントの長い弦方向長さに起因した翼形部応力の不均一性の増大を回避したタービンノズルセグメントを提供することも望ましい。更に、セグメントの寿命を制限する、ダブレット又は他の複数ベーン型セグメントの後方側ベーンにおける応力の増大を回避したタービンノズルセグメントを提供することも望ましい。

【課題を解決するための手段】

【0007】

タービンノズルセグメントは、半径方向外側及び内側バンドセグメント間で半径方向に延びる单一の中空翼形部を含む。翼形部は、該翼形部の前縁及び後縁間で軸方向に延びる正圧及び負圧側面を備えた翼形部壁を有する。翼形部壁は、二分割された空洞を囲み、二分割リブが翼形部壁の正圧及び負圧側面間で二分割空洞を貫通して延びて、該二分割空洞を前方及び後方空洞に分割する。

【0008】

タービンノズルセグメントの例示的な実施形態は、二分割リブを貫通して配置された1つ又はそれ以上のクロスオーバ孔を有する。補強リブが、外側バンドセグメントの半径方向外側面から該半径方向外側面に沿って半径方向外向きに延び、かつ該外側バンドセグメントの正圧側前方コーナ部から二分割リブまで軸方向かつ周方向向きに延びる。補強リブは、二分割リブと軸方向かつ周方向向きに整列されている。補強リブは、翼形部に加わる合成ガス荷重の方向と整列させることもできる。翼形部フィレットが、翼形部と外側バンドセグメントとの接合部の周りで延びる。翼形部フィレットの拡大部分が、翼形部の負圧側面における補強リブの下方に設けられる。外側及び内側バンドセグメントと二分割リブと補強リブとは、一体形であり、単体鋳造品から作られている。

【0009】

本発明の上記の態様及びその他の特徴は、添付の図面に関連してなされる以下の記述において説明する。

【発明を実施するための最良の形態】

【0010】

図1に示すのは、航空機用ガスタービンエンジン高圧タービン2の例示的な第2段タービンノズル4である。ノズル4は、長手方向即ち軸方向中心軸線6の周りを囲み、複数のノズルセグメント10が片持ち支持される環状ケーシング14を含む。ノズルセグメント10は、直ぐ上流側の高圧タービン第1段ロータブレード18の列と直ぐ下流側のタービン第2段ロータブレード9の列との間に配置される。第1及び第2のシュラウド97及び99が、それぞれ第1及び第2段タービンロータブレード18及び19を囲み、第1及び第2のシュラウド支持体77及び79により支持され、これら第1及び第2のシュラウド支持体77及び79は、環状ケーシング14に結合されかつ該環状ケーシング14から半径方向内向きに垂下する。ノズルセグメント10は、前方フック107によって第1のシュラウド支持体77にフック結合され、また第2のシュラウド支持体79により片持ち支持される。

【0011】

図2は、ノズルセグメント10の1つを示しており、該ノズルセグメント10は、形状が円弧状である半径方向外側及び内側バンドセグメント24及び26間で半径方向に延びかつ該半径方向外側及び内側バンドセグメント24及び26に一体的に接合された单一の中空ベーン翼形部28を含む。翼形部28は、正圧及び負圧側面22及び23を有し、前縁及び後縁LE及びTE間で軸方向に延びる。各ノズルセグメント10は、半径方向外側及び内側バンドセグメント24及び26の周方向に間隔を置いて配置された正圧及び負圧側端部33及び35間に配置された1つのみの翼形部28を有する。ノズルセグメント10は、一体形であり、単体鋳造品から作られたものとして図示されている。中空翼形部28は、二分割された空洞37を囲む翼形部壁29を有し、該二分割空洞37は、正圧及び負圧側面22及び23間で延び、空洞を軸方向前方及び後方空洞41及び43に分割する二分割リブ39によって形成される。

10

20

30

40

50

【0012】

補強リブ60が、外側バンドセグメント24の半径方向外側面62から半径方向外向きにかつ外側バンドセグメント24の正圧側前方コーナ部64から二分割リブ39まで軸方向かつ周方向向きに延びる。補強リブ60及び二分割リブ39は、翼形部28に加わる合成ガス荷重の方向へ延びて、ノズルセグメント10に大きな剛性を与える。補強リブ60は、二分割リブ39と軸方向かつ周方向向きに整列している。補強リブ60及び二分割リブ39は、ほぼ同一平面上にあると見ることができる。このことは、ノズルセグメント10に剛性を与え、該ノズルセグメント10のたわみ変形を減少させる。補強リブ60はまた、翼形部の亀裂発生時に付加的な安全性をもたらす。

【0013】

前方フック107は、外側バンドセグメント24から前向きに延びる。半径方向内側翼形部フィレット89が、翼形部28と内側バンドセグメント26との接合部に沿って延びる。図4及び図5には、翼形部28と外側バンドセグメント24との接合部に沿って延びる半径方向外側翼形部フィレット91が示されている。外側翼形部フィレット91は、前方フック107の下方に、この区域における機械的応力を最小化するための第1の拡大部分90を有する。外側翼形部フィレット91は、二分割リブ39が翼形部28の負圧側面23と交わる位置に、この区域における機械的応力を最小化するための第2の拡大部分93を有する。

【0014】

翼形部28内で下方へ延びる二分割リブ39は、数多くの利点をもたらすが、これらの利点には、翼形部フィレット付近の疲労亀裂発生がリブを横切って広がり、翼形部が損傷することになるのを防ぐ助けをすることが含まれる。このことは、翼形部28の正圧側面22に沿った翼形部壁29を膨れ難くする二分割リブ39による増大した支持力によって、該翼形部壁29を従来の单一空洞設計よりも薄くすることを可能にする。二分割リブ39は、翼形部28の正圧及び負圧側面22及び23に対して斜めにされて、インピングメント冷却用の二又状挿入体即ちバッフルを、図2及び図3に示す前方及び後方空洞41及び43内に組み込むこととする。

【0015】

二分割空洞37は、2つのインピングメント冷却バッフルを必要とする。ノズルセグメント10の片持ち式設計により、第1及び第2段ロータブレード18及び9間には、ノズルセグメント10の半径方向内側100から冷却空気を供給するアクセス通路は全くない。従って、両バッフルには、ノズルセグメントの半径方向外側104の側から冷却空気を供給しなくてはならない。ノズルの外側には限られた空間しか存在しないから、これを解決することは容易ではない。独立したスプーリーから供給する場合には、2つのバッフルを使用することができるであろうが、この構成は組立てが複雑であり、かつ両方のバッフルに供給するために単一のスプーリーが使用される場合よりも漏れが多い。

【0016】

図3、図6、及び図7は、二分割空洞37内に配置された二又状インピングメントバッフル30を示す。二又状インピングメントバッフル30は、その間に軸方向に延びる軸方向ギャップ57を備えた軸方向前方及び後方チャンバ53及び55を有し、該前方及び後方チャンバ53及び55は、それぞれ前方及び後方空洞41及び43内に配置される。二又状インピングメントバッフル30は、1つのドームとして図示したプレナムチャンバ囲壁108に囲まれたプレナムチャンバ105を有し、該プレナムチャンバ囲壁108は、図1に示すノズルセグメント10と環状ケーシング14との間の環状プレナム112から、単一の冷却空気入口114を通してプレナムチャンバに冷却空気80を受けるように設計される。冷却空気入口114内には、単一のスプーリー110が配置される。

【0017】

再び図3、図6、及び図7を参照すると、プレナムチャンバ囲壁108は、シールプレート109上に取付けられ、該シールプレート109に対して前方及び後方チャンバ53及び55が取付けられる。冷却空気は、それぞれシールプレート109に形成された前方

及び後方入口開口部 131 及び 133 を通して流入しつつ該前方及び後方入口開口部 131 及び 133 によって計量されることができる。冷却空気は、それぞれ前方及び後方入口開口部 131 及び 133 を通って前方及び後方チャンバ 53 及び 55 内に流入する。前方及び後方端部プレート 113 及び 115 が、前方及び後方チャンバ 53 及び 55 の半径方向内端部 111 を塞ぐ。前方端部プレート 113 は、出口開口部 117 を有し、該出口開口部 117 を通して段間シール空洞供給管 119 が挿入され、該供給管 119 は次ぎに管端部キャップ 121 で密閉される。別の実施形態では、段間シール空洞供給管は、後方端部プレート内に形成された出口開口部を通して挿入されることもできる。

【0018】

前方及び後方チャンバ 53 及び 55 は、それぞれ前方及び後方空洞 41 及び 43 内に受けられ、二分割リブ 39 は、前方及び後方チャンバ間のギャップ 57 内に配置される。前方及び後方チャンバ 53 及び 55 は、第 2 段タービンノズル 4 の組立て時に、二分割された中空翼形部 28 の前方及び後方空洞 41 及び 43 内に滑り込ませることができる。次に、二又状インピンジメントバッフル 30 は、図 2 及び図 3 に示すノズルセグメント 10 のカラー 116 の周りで該ノズルセグメントに蝶付け又は熔接される。二又状インピンジメントバッフル 30 と前方及び後方空洞 41 及び 43 間のギャップ 57 とにより、インピンジメントバッフルが二分割リブ 39 を跨ぐことが可能になる。

【0019】

更に図 3、図 6、及び図 7 を参照すると、それぞれ前方及び後方チャンバ 53 及び 55 の前方及び後方バッフル壁 73 及び 75 を貫通したインピンジメント孔 70 が、翼形部壁 29 をインピンジメント冷却するように設計される。前方及び後方バッフル壁 73 及び 75 の外表面 78 上のスタンドオフパッド 76 により、二又状インピンジメントバッフル 30 と軸方向前方及び後方チャンバ 53 及び 55 とが、それぞれ二分割空洞 37 内と前方及び後方空洞 41 及び 43 内で翼形部壁 29 を良好にインピンジメント冷却するように位置決めされる。使用済みベーンインピンジメント空気 82 は、図 2 及び図 8 に示すようなフィルム冷却孔 84 を通して翼形部壁 29 から吐出される。

【0020】

二分割リブ 39 は、該二分割リブ 39 を貫通した少なくとも 1 つのクロスオーバ孔 58 を有するが、図 1 及び図 5 に示すノズルセグメント 10 の例示的な実施形態においては、多数のクロスオーバ孔 58 が設けられている。クロスオーバ孔 58 は、冷却空気 80 の大部分が前縁 LE をインピンジメント冷却し、次いで二分割リブ 39 を通過することにより付加的な冷却を与え、図 3 に示すような翼形部 28 の後縁 TE 内の乱流通路 86 を通って翼形部 28 から流出することを可能にする。二分割リブ 39 内のクロスオーバ孔 58 は、冷却空気 80 の大部分が翼形部 28 の前縁及び後縁 LE 及び TE の両方を冷却するために使用されることを可能にする。二又状インピンジメントバッフル 30 と二分割リブ 39 との間の半径方向に延びる半径方向ギャップ 56 もまた、冷却空気 80 が前方空洞 41 から後方空洞 43 に流れて翼形部 28 の前縁及び後縁 LE 及び TE の両方を冷却することを可能にする。ノズルセグメントの一部の実施形態においては、この半径方向ギャップ 56 より、クロスオーバ孔 58 の使用を排除することが可能になる。クロスオーバ孔 58 はまた、単一の鋳造コアの使用を可能にするから、生産性を改善する。石英棒を使用してクロスオーバ孔 58 を形成し、コアに剛性を与えることができる。複数翼形部ベーンセグメントに対して通常可能であるよりも容易かつ良好な被覆度で、翼形部 28 の周り全体に断熱皮膜 (TBC) を施すことができる。単一の翼形部ベーンセグメントは、エンジン内で単一の翼形部だけを取り換えるような柔軟性を提供し、このことは、燃料ノズルにより翼形部上にホットストリークが生じたような問題の場合に有益である。これらのホットストリークは、一般的には 1 つ翼形部のみを損傷させることになる。

【0021】

ノズルセグメント 10 は、外側バンドセグメント 24 において環状ケーシング 14 により片持ち支持される。翼形部 28 は、大きな捻り角度を有しており、このことにより、合成ガス荷重の符号 63 で表した方向への合成ガス荷重ベクトルが、図 2 に示すようにノズ

10

20

30

40

50

ルセグメント 10 の外側バンドセグメント 24 の後端部 128 におけるホイールベース 120 から外れて外側に作用するようになる。ホイールベース 120 は一般的に、ノズルセグメント 10 の外側バンドセグメント 24 の後端部 128 における軸方向後向きに面した 1つ又は複数の荷重面 150 である。図示した補強リブ 60 及び二分割リブ 39 は、ホイールベース 120 から外れて外側に位置する中心平面 49 付近にほぼ中心がある。このことは、中心軸線 6 に対して垂直な半径方向線の周りでノズルセグメント 10 を回転させようとし、単一翼形部ノズルセグメントの支持及びシーリングを難しくする。更に図 1 及び図 8 を参照すると、ノズルセグメント 10 は、外側バンドセグメント 24 の前端部 122 における前方フック 107 により、また外側バンドセグメント 24 の後端部 128 におけるそれぞれ時計方向及び反時計方向端部 138 及び 140 上の時計方向及び反時計方向に開いた第 2 及び第 3 のフック 124 及び 126 により、半径方向に配置される。
10

【0022】

図 8 乃至図 10 を参照すると、各々のノズルセグメント 10 の第 2 及び第 3 のフック 124 及び 126 は、外側バンドセグメント 24 の後端部 128 における後方フランジ 129 の一部として図示されている。時計方向に開いた第 2 のフック 124 は、第 2 のシュラウド支持体 79 から軸方向前向きに延びるスタッド 130 と係合する。ノズルセグメント 10 の隣接するノズルセグメント 132 の反時計方向に開いた第 3 のフック 126 は、時計方向に開いた第 2 のフック 124 が設けられた後方フランジ 129 の時計方向端部 138 における半径方向外向きに面した平坦なフランジ面 142 と係合する。時計方向及び反時計方向に開いた第 2 及び第 3 のフック 124 及び 126 とスタッド 130 とは、全て矩形状である。時計方向に開いた第 2 のフック 124 は C 字形状であり、また反時計方向に開いた第 3 のフック 126 は、シップラップ（相互はぎ）フックであって、後方フランジ 129 の時計方向端部 138 と相互はぎ継手を形成し、半径方向外向きに面した平坦なフランジ面 142 に沿って載置される。
20

【0023】

時計方向及び反時計方向に開いた第 2 及び第 3 のフック 124 及び 126 は、前方から後方に向かって見た場合にノズルセグメント上で時計方向及び反時計方向に配置されているが、合成ガス荷重ベクトルと方向 63 とが前方から後方に向かっての視線に対して反時計方向に傾斜している場合には、後方から前方に向かって見たものとすることもできる。

【0024】

ノズルセグメント 10 は、外側バンドセグメント 24 から半径方向外向きに延びかつノズルセグメント 10 の隣接するノズルセグメント 132 の反時計方向に開いた第 3 のフック 126 上の軸方向前向きに面した荷重面 21 と係合する荷重ストッパ 144 によって、中心軸線 6 に対して垂直な半径方向線の周りで回転するのを少なくとも部分的に防止される。荷重ストッパ 144 は、ガス荷重の総和が、後方フランジ 129 の後面 152 上に設けられた軸方向後向きに面した荷重面 150 のホイールベースから外れることにより生じるモーメントに対抗する。次ぎに、タービンノズル組立体全体を、釣り合わせることになる。タービンノズル 4 は、半径方向に組立てられ、それにより、これらの特徴形状部が軸方向に重ね合わされることが可能になる。荷重ストッパ 144 と後向きに面した荷重面 150 とは、同じ機械加工段取りにおいて正確に製造されることができる。このことは、軸方向荷重面をノズルの後端部における高度な漏れ制御を備えた空気シールとして使用することを可能にする。特に合成ガス荷重がノズルセグメント 10 の外側バンドセグメントにおけるホイールベースを外れて外側に作用する場合には、フック、スタッド、及びストッパは、1つより多い翼形部を有するノズルセグメント 10 について使用することができる。
30

【0025】

本発明を例示的な方法で説明した。使用した用語は、限定としてではなく、説明としての用語の性質としていることを理解されたい。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について説明してきたが、本明細書の教示からその他の変更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
40
50

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】

【0026】

【図1】翼形部の正圧及び負圧側面間で延びる二分割リブによって二分割された中空内部を有するベーン翼形部を備えたガスタービンエンジン高圧タービンの第2段タービンノズルセクションの断面図。

【図2】図1に示す第2段タービンノズルセグメントの斜視図。

【図3】図1に示す第2段タービンノズルセグメントの断面図。

【図4】図2に示す翼形部の半径方向外向きに見た斜視図。

【図5】図2の線5-5に沿った二分割リブ及び補強リブの断面図。 10

【図6】図2及び図3に示す中空ベーンの二分割された内部に配置される2チャンバ型インピングメントバッフルの斜視図。

【図7】図6に示すインピングメントバッフルの分解斜視図。

【図8】図1に示す第2段タービンノズルの1つのセクタの斜視図。

【図9】図8に示す第2段タービンノズルセグメントの後方支持体の拡大斜視図。

【図10】図9に示す第2段タービンノズルセグメントの1つの上にある回転防止兼接線方向荷重ストップの拡大斜視図。

【符号の説明】

【0027】

2 ガスタービンエンジン高圧タービン

20

4 第2段タービンノズル

6 長手方向中心軸線

9 高圧タービン第2段ロータブレード

10 ノズルセグメント

14 環状ケーシング

18 高圧タービン第1段ロータブレード

30

24 外側バンドセグメント

26 内側バンドセグメント

28 中空ベーン翼形部

30 二又状インピングメントバッフル

39 二分割リブ

58 クロスオーバ孔

77 第1のシュラウド支持体

79 第2のシュラウド支持体

97 第1のシュラウド

99 第2のシュラウド

107 前方フック

110 スプーリ

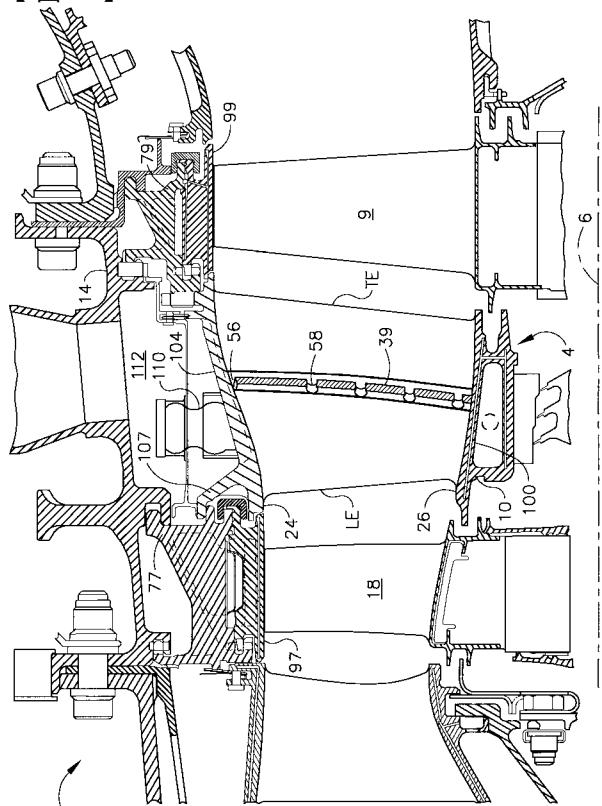
112 環状プレナム

L E 翼形部前縁

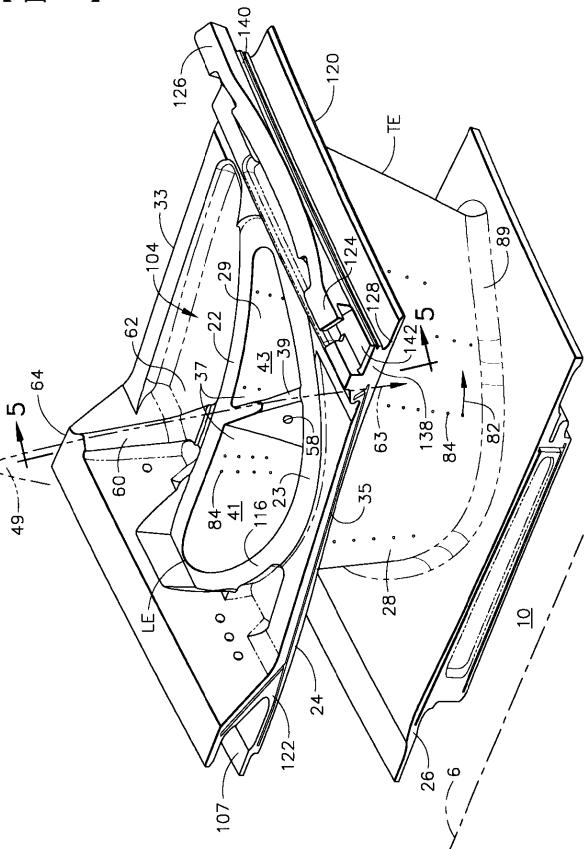
40

T E 翼形部後縁

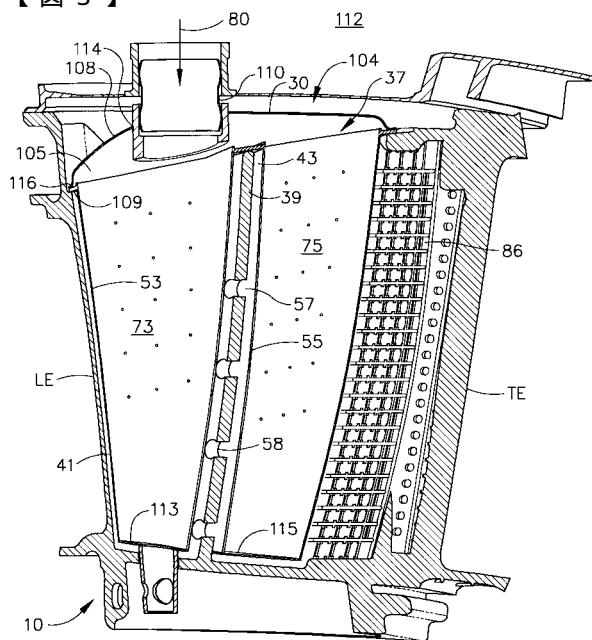
【 図 1 】



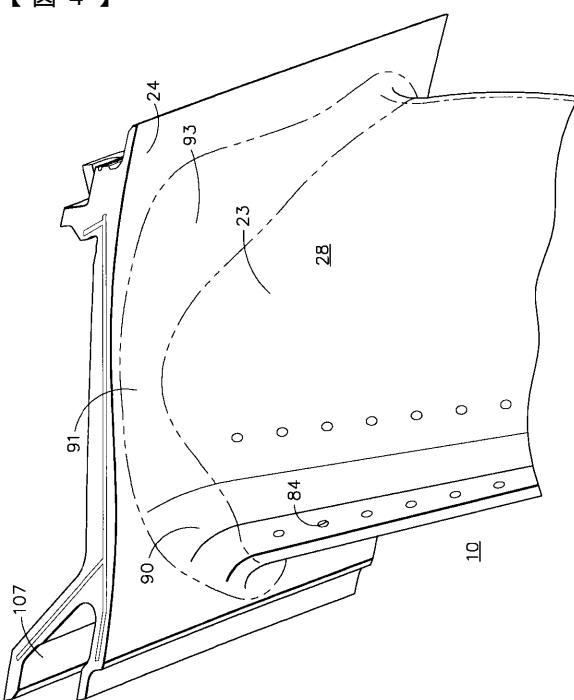
【 図 2 】



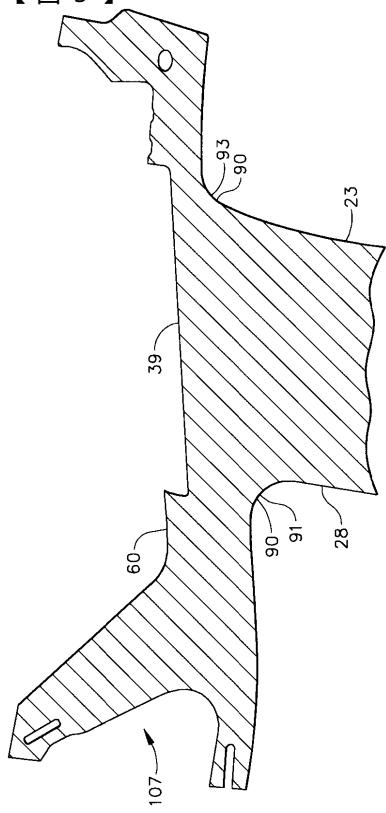
【 図 3 】



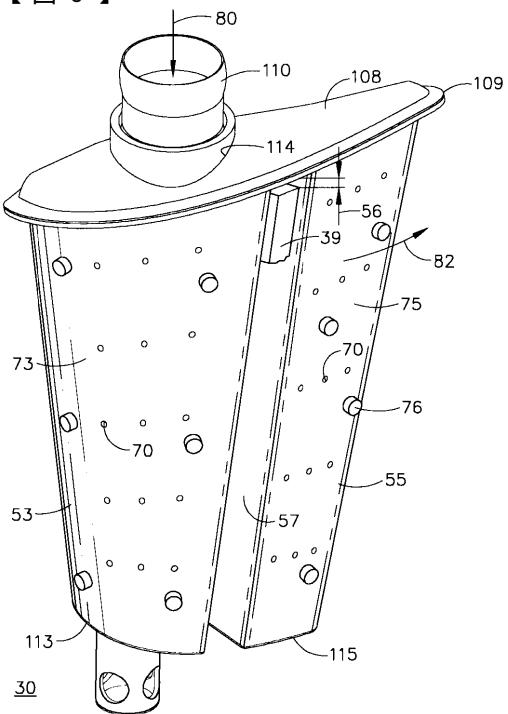
【 四 4 】



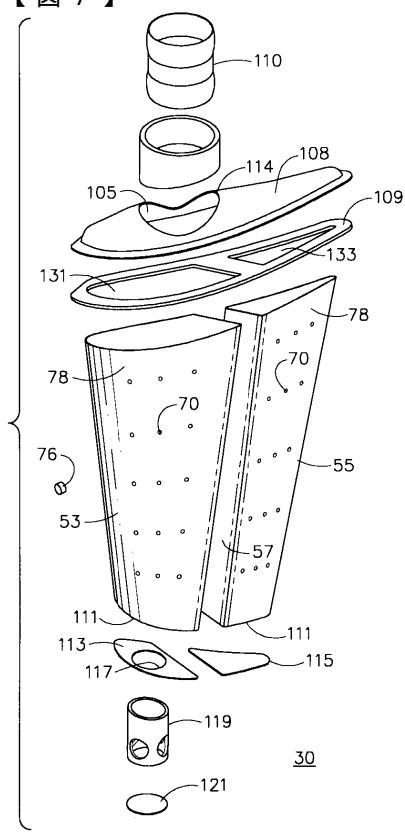
【図5】



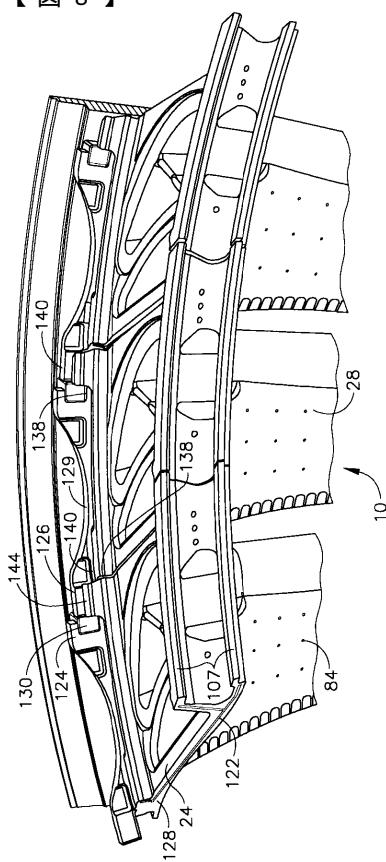
【図6】



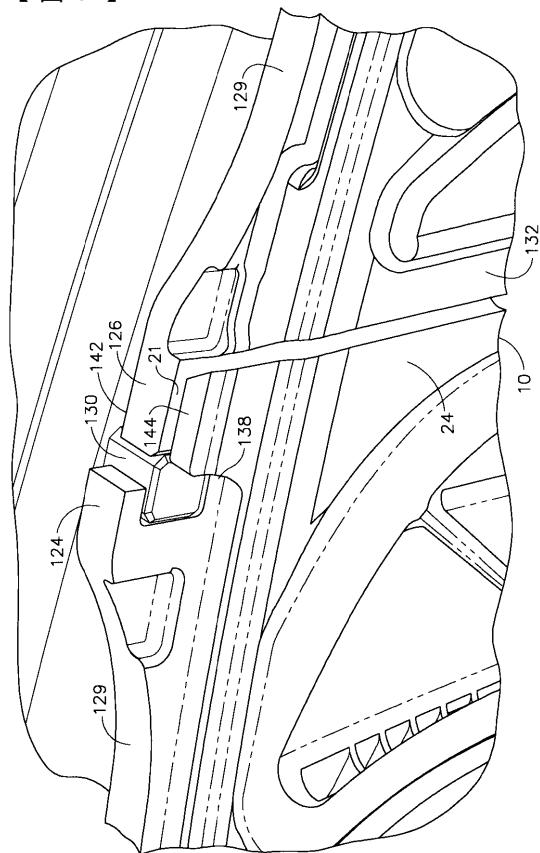
【図7】



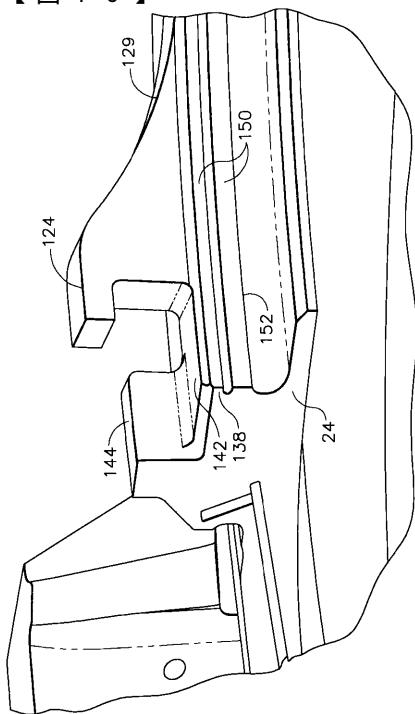
【図8】



【図9】



【図10】



フロントページの続き

- (72)発明者 アンドリュー・チャールズ・ポウイス
アメリカ合衆国、オハイオ州、マデリア、メープルリッジ・ドライブ、5605番
- (72)発明者 ロナルド・ユージーン・マクレー、ジュニア
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、チザム・トレイル、466番
- (72)発明者 ジョナサン・フィリップ・クラーク
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、キナー・ドライブ、8915番
- (72)発明者 ジョナサン・ジョーダン・ピーターマン
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、ナンバー310、ウォーターベリー・コート、8368番
- (72)発明者 ロバート・アラン・フレデリック
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、オレゴン・パス、6445番
- (72)発明者 エドワード・ユージーン・ギブラー
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、ディザート・スプリングス・コート、7396番
- (72)発明者 ブライアン・デビッド・キース
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、ティンバー・トレイル、968番

審査官 寺町 健司

(56)参考文献 特表2002-523676(JP,A)
特開平08-177406(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 9/02
F02C 7/16, 18
F01D 25/12