

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2017-198187

(P2017-198187A)

(43) 公開日 平成29年11月2日 (2017.11.2)

(51) Int.Cl.		F I			テーマコード (参考)
FO1D	5/08	(2006.01)	FO1D	5/08	3G202
FO2C	7/18	(2006.01)	FO2C	7/18	A
FO1D	25/12	(2006.01)	FO1D	25/12	E

審査請求 有 請求項の数 21 O L 外国語出願 (全 14 頁)

(21) 出願番号	特願2017-11744 (P2017-11744)	(71) 出願人	390041542
(22) 出願日	平成29年1月26日 (2017.1.26)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(31) 優先権主張番号	15/016,645		アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123
(32) 優先日	平成28年2月5日 (2016.2.5)		45、スケネクタデイ、リバーロード、1
(33) 優先権主張国	米国 (US)		番
		(74) 代理人	100137545
			弁理士 荒川 聡志
		(74) 代理人	100105588
			弁理士 小倉 博
		(74) 代理人	100129779
			弁理士 黒川 俊久
		(74) 代理人	100113974
			弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 冷却流体通路を有するガスタービンエンジン

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 ガスタービンエンジン内のタービンセクションのロータとステータ間に形成される冷却流体通路を提供する。

【解決手段】 少なくとも1つのディスクを有し、軸方向面を定める、ロータと、少なくとも1つのリングを有するステータであって、ステータの軸方向面はロータの軸方向面に対面し、軸方向面の終端部分はそれらの間に流体出口を形成する、ステータを含むガスタービンエンジンの装置及び方法である。軸方向面の一方に形成された凹部は、バッファキャビティを定め、そこにウィングは軸方向面の他方から延び、流体出口に対面する表面を有する。さらに、流れリバーサが、表面又は軸方向面の他方の終端部分の少なくとも一方内に設けられる。

【選択図】 図3

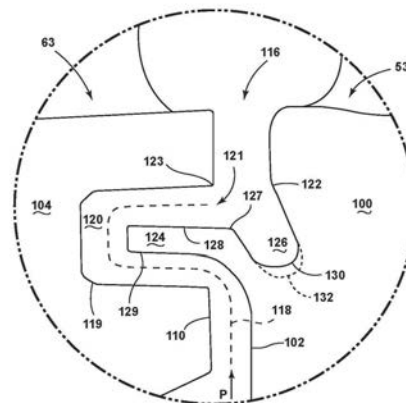


FIG. 3

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

少なくとも 1 つのディスク (71) を有し、軸方向面を定める、ロータ (53) と、
少なくとも 1 つのリング (108) を有するステータ (63) であって、ステータの軸方向面 (110) は前記ロータの軸方向面 (102) に対面する、ステータと、
バッファキャビティ (120) を定めるように前記軸方向面の一方に形成された凹部 (119) と、

前記軸方向面の他方から前記バッファキャビティ内に延び、対向する半径方向内寄り面 (129) 及び半径方向外寄り面 (128) を有する、ウィング (124) と、

前記ロータと前記ステータとの間に延び、前記バッファキャビティを通して前記ウィングの前記外寄り面の上に延び、かつ前記外寄り面の半径方向上方の前記軸方向面の終端部分間で終了する、冷却流体通路 (118) と、

前記外寄り面又はそこから前記ウィングが延びる前記 1 つの終端部分の少なくとも一方内に設けられる流れリバーサ (126) と、
を備える、ガスタービンエンジン (10) 。

【請求項 2】

前記流れリバーサは、前記外寄り面と前記 1 つの終端部分との間の接合部に隣接して配置される、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

【請求項 3】

前記流れリバーサは、前記外寄り面と前記 1 つの終端部分との間との間の接合部に配置される、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

【請求項 4】

前記流れリバーサは、前記 1 つの終端部分内に形成された凹部を含む、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

【請求項 5】

前記流れリバーサは、前記外寄り面内に形成された凹部を含む、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

【請求項 6】

前記流れリバーサは、そこから前記ウィングが延びる前記軸方向面から軸方向にオフセットしている、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

【請求項 7】

前記外寄り面は、滑らかな弓形、波状、又は起伏のあるプロファイルのうちの少なくとも 1 つを有する、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

【請求項 8】

前記外寄り面は、周期的な、多様な、又は正弦曲線のうちの少なくとも 1 つである不均一な円周方向形状を有する、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

【請求項 9】

前記ウィングは前記ロータの前記軸方向面から延び、前記凹部は前記ステータの前記軸方向内に形成される、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

【請求項 10】

少なくとも 1 つのディスク (71) を有し、軸方向面 (102) を定める、ロータ (53) と、

少なくとも 1 つのリング (108) を有するステータ (63) であって、ステータの軸方向面 (110) は前記ロータの軸方向面 (102) に対面し、前記軸方向面の終端部分は、それらの間に流体出口 (121) を形成する、ステータと、

バッファキャビティ (120) を定めるように前記軸方向面の一方に形成された凹部 (119) と、

前記軸方向面の他方から前記バッファキャビティ内に延び、前記流体出口に対面する表面を有する、ウィング (124) と、

前記表面又は前記軸方向面の他方の前記終端部分の少なくとも一方内に設けられる流れ

10

20

30

40

50

リバーサ（１２６）と、
を備える、ガスタービンエンジン（１０）。

【請求項１１】

前記流れリバーサは、前記表面と前記軸方向面の他方の前記終端部分との間の接合部に隣接して配置される、請求項１０に記載のガスタービンエンジン。

【請求項１２】

前記流れリバーサは、前記表面と前記軸方向面の他方の前記終端部分との間の接合部に配置される、請求項１０に記載のガスタービンエンジン。

【請求項１３】

前記流れリバーサは、前記軸方向面の他方の前記終端部分内に形成された凹部を含む、請求項１０に記載のガスタービンエンジン。

10

【請求項１４】

前記流れリバーサは、前記表面内に形成された凹部を含む、請求項１０に記載のガスタービンエンジン。

【請求項１５】

前記流れリバーサは、前記軸方向面の他方の前記終端部分から軸方向にオフセットしている、請求項１４に記載のガスタービンエンジン。

【請求項１６】

前記表面は、滑らかな弓形、波状、又は起伏のあるプロファイルのうちの少なくとも１つを有する、請求項１０に記載のガスタービンエンジン。

20

【請求項１７】

前記表面は、周期的な、多様な、又は正弦曲線のうちの少なくとも１つである不均一な円周方向形状を有する、請求項１０に記載のガスタービンエンジン。

【請求項１８】

前記ウィングは前記ロータの前記軸方向面から延び、前記凹部は前記ステータの前記軸方向面内に形成される、請求項１０に記載のガスタービンエンジン。

【請求項１９】

ガスタービンエンジン内の高温空気流が、前記ガスタービンエンジンのステータとロータとの間の流体出口で終端する冷却空気流路を通して流れるのを抑制する方法であって、前記方法は、前記高温空気流がリムシールキャビティに入った後、前記高温空気流を逆転させるステップを含む、方法。

30

【請求項２０】

前記逆転させるステップは、前記冷却空気流路に流体結合された流れリバーサにより前記高温空気流を転向することを含む、請求項１９に記載の方法。

【請求項２１】

前記逆転させるステップは、前記冷却空気流路を、前記流体出口の下流及び前記流れリバーサの上流に転向することを含む、請求項２０に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

40

本発明は、一般的にはガスタービンエンジンに関し、より具体的には冷却流体通路を有するガスタービンエンジンに関する。

【背景技術】

【０００２】

タービンエンジン、特にガス又は燃焼タービンエンジンは、エンジンを通して、多数の回転タービンブレードに入る燃焼ガスの流れからエネルギーを取り出す回転エンジンである。ガスタービンエンジンは、陸上移動及び海上移動、並びに発電のために使用されているが、最も一般的には、ヘリコプタを含む航空機のような航空用途のために使用されている。航空機において、ガスタービンエンジンは、航空機の推進のために使用される。地上用途では、タービンエンジンは、多くの場合、発電のために使用される。

50

【0003】

航空機用のガスタービンエンジンは、ディスク上に概ね円周方向に配置されてロータを形成し、ロータにより回転される複数のブレードのバンドと、回転ブレード間に配置された固定ペーンのバンドとを有するように設計された複数の圧縮機段を含む。圧縮機段は、空気を圧縮し、次に空気は、燃焼器及びタービンに移動する。圧縮機の上流領域への空気流の漏れを制限するシールが、バンドとロータとの間に設けられ、そのことがシステムの効率を低下させることがある。さらに、タービンにおける一般的な方法において、冷却又はパージ空気流は、ロータ内に導入してロータを冷却すること、及び高温ガス経路の空気が、開口部又は間隙を通してロータに、又はディスクと固定バンドとの間に入るのを抑制することができる。

10

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献1】米国特許第9051847号明細書

【発明の概要】

【0005】

一態様において、本発明の実施形態は、少なくとも1つのディスクを有し、軸方向面を定める、ロータと、少なくとも1つのリングを有するステータであって、ステータの軸方向面はロータの軸方向面に対面する、ステータと、バッファキャビティを定めるように軸方向面の一方に形成された凹部と、軸方向面の他方からバッファキャビティ内に延び、対向する半径方向内寄り面及び半径方向外寄り面を有する、ウィングと、ロータとステータとの間に延び、バッファキャビティを通してウィングの外寄り面の上に延び、かつ外寄り面の半径方向上方の軸方向面の終端部分間で終了する、冷却流体通路と、外寄り面又はそこからウィングが延びる1つの終端部分の少なくとも一方内に設けられる流れリバーサと、を含むガスタービンエンジンに関する。

20

【0006】

別の態様において、本発明の実施形態は、少なくとも1つのディスクを有し、軸方向面を定める、ロータと、少なくとも1つのリングを有するステータであって、ステータの軸方向面はロータの軸方向面に対面し、かつ軸方向面の終端部分はそれらの間に流体出口を形成する、ステータと、バッファキャビティを定めるように軸方向面の一方に形成された凹部と、軸方向面の他方からバッファキャビティ内に延び、流体出口に対面する表面を有する、ウィングと、表面又は軸方向面の他方の終端部分の少なくとも一方内に設けられる流れリバーサと、を含むガスタービンエンジンに関する。

30

【0007】

さらに別の態様において、本発明の実施形態は、ガスタービンエンジン内の高温空気流が、ガスタービンエンジンのステータとロータとの間の流体出口で終端する冷却空気流路を通して流れるのを抑制する方法を提供し、本方法は、高温空気流がリムシールキャビティに入った後、高温空気流を逆転させるステップを含む。

【図面の簡単な説明】

【0008】

40

【図1】航空機用ガスタービンエンジンの概略断面図。

【図2】図1のガスタービンエンジンのタービンセクションの断面図。

【図3】上流側ステータのチャンネル内に配置されたロータウィングを示す、図2の断面の拡大図。

【図4】流路を示す、図3の同じ拡大断面図。

【図5】図2のロータウィングの第2の実施形態。

【図6】図2のロータウィングの第3の実施形態。

【発明を実施するための形態】

【0009】

本発明の説明される実施形態は、ガスタービンエンジン内のタービンセクションのロー

50

タとステータとの間に形成される冷却流体通路に関する。例証目的のために、本発明は、航空機用ガスタービンエンジンに関して説明される。しかしながら、本発明は、そのように限定されず、圧縮機を含むエンジン内に、並びに他の移動体用途及び産業、商業、住宅の非移動体用途などの非航空機用途において一般的な適用可能性を有し得ることが理解されるであろう。

【0010】

図1は、航空機用のガスタービンエンジン10の概略断面図である。エンジン10は、前方14から後方16へ延びる略長手方向に延びる軸線又は中心線12を有する。エンジン10は、下流側直列流れ関係で、ファン20を含むファンセクション18と、ブースタ又は低圧(LP)圧縮機24及び高圧(HP)圧縮機26を含む圧縮機セクション22と、燃焼器30を含む燃焼セクション28と、HPタービン34及びLPタービン36を含むタービンセクション32と、排出セクション38とを含む。

10

【0011】

ファンセクション18は、ファン20を囲むファンケーシング40を含む。ファン20は、中心線12の周りに軸方向に配置された複数のファンブレード42を含む。HP圧縮機26、燃焼器30、及びHPタービン34は、燃焼ガスを生成する、エンジン10のコア44を形成する。コア44は、コアケーシング46に囲まれ、コアケーシング46は、ファンケーシング40と結合することができる。

【0012】

エンジン10の中心線12の周りに同軸に配置されたHPシャフト又はスプール48は、HPタービン34をHP圧縮機26に駆動可能に接続する。直径が大きい環状のHPスプール48内でエンジン10の中心線12の周りに同軸に配置されるLPシャフト又はスプール50は、LPタービン36をLP圧縮機24及びファン20に駆動可能に接続する。

20

【0013】

LP圧縮機24及びHP圧縮機26は、それぞれ複数の圧縮機段52、54を含み、これらの段では、圧縮機ブレード56、58のセットが固定圧縮機ベーン60、62(ノズルとも呼ばれる)の対応するセットに対して回転して、段を通過する流体の流れを圧縮又は加圧する。単一の圧縮機段52、54において、複数の圧縮機ブレード56、58は、リング状に設けることができ、また、ブレードプラットフォームからブレード先端まで中心線12に対して半径方向外向きに延びることができ、一方、対応する固定圧縮機ベーン60、62は、回転ブレード56、58の上流側に隣接して配置される。図1に示されるブレード、ベーン、及び圧縮機段の数は、例証目的で選択されたものに過ぎず、他の数も可能であることに留意されたい。

30

【0014】

圧縮機段のブレード56、58は、ディスク59に取り付けることができ、ディスク59は、HPスプール48及びLPスプール50の対応するものに取り付けられ、各段はそれぞれのディスク59、61を有する。圧縮機の段のベーン60、62は、円周方向構成でコアケーシング46に取り付けることができる。

【0015】

HPタービン34及びLPタービン36は、それぞれ複数のタービン段64、66を含み、これらの段では、タービンブレード68、70のセットが、固定タービンベーン72、74(ノズルとも呼ばれる)の対応するセットに対して回転して、段を通過する流体流からエネルギーを抽出する。単一のタービン段64、66において、複数のタービンベーン72、74は、リング状に設けることができ、また、中心線12に対して半径方向外向きに延びることができ、一方、対応する回転ブレード68、70は、固定タービンベーン72、74の下流側に隣接して配置され、同様にブレードプラットフォームからブレード先端まで中心線12に対して半径方向外向きに延びることもできる。図1に示されるブレード、ベーン、及びタービン段の数は、例証目的で選択されたものに過ぎず、他の数も可能であることに留意されたい。

40

50

【0016】

タービン段のブレード68、70は、ディスク71に取り付けることができ、ディスク71は、HPスプール48及びLPスプール50の対応するものに取り付けられ、各段は、それぞれのディスク71、73を有する。圧縮機段のベーン72、74は、円周方向構成でコアケーシング46に取り付けることができる。

【0017】

スプール48、50のいずれか又は両方に取り付けられ、これらと共に回転するエンジン10の部分は、個別に又は集合的にロータ53とも呼ばれる。コアケーシング46に取り付けられた部分を含むエンジン10の固定部分は、個別に又は集合的にテータ63とも呼ばれる。

10

【0018】

動作中、ファンセクション18を出る空気流は分割されて、空気流の一部はLP圧縮機24に送られ、次に、LP圧縮機24は加圧された周囲空気76をHP圧縮機26に供給し、HP圧縮機26は周囲空気をさらに加圧する。HP圧縮機26からの加圧空気76は、燃焼器30内で燃料と混合されて点火され、それにより、燃焼ガスを発生させる。これらのガスから、HPタービン34によって一部の仕事が抽出され、それがHP圧縮機26を駆動する。燃焼ガスはLPタービン36に吐出され、LPタービン36は、さらなる仕事を抽出して、LP圧縮機24を駆動させる、排出ガスは、最終的に排出セクション38を通してエンジン10から吐出される。LPタービン36を駆動することで、LPスプール50が駆動されてファン20及びLP圧縮機24が回転する。

20

【0019】

空気流78の残りの部分は、LP圧縮機24及びエンジンコア44をバイパスし、固定ベーンの列、より具体的には、ファン排出側84に複数の翼形部ガイドベーン82を含む出口ガイドベーン組立体80を通して、エンジン組立体10を出る。より具体的には、半径方向に延びる翼形部ガイドベーン82の円周方向の列が、空気流78の何らかの方向制御を行うように、ファンセクション18に隣接して利用される。

【0020】

ファン20により供給される周囲空気の一部は、エンジンコア44をバイパスし、エンジン10の部分、特に高温部分の冷却のために使用することができ、及び／又は、航空機の特徴要素を冷却するため又はこれに動力を供給するために使用することができる。タービンエンジンとの関連において、エンジンの高温部分は、通常、燃焼器30、及び燃焼器30の下流側の、特にタービンセクション32の構成要素であり、HPタービン34は、それが燃焼セクション28の直下流側にあるため、最も高温の部分である。他の冷却流体の供給源は、これに限定されるものではないが、LP圧縮機24又はHP圧縮機26から吐出される流体とすることができる。この流体はブリード空気（抽気）77とすることができ、ブリード空気77は、タービンセクション32のための冷却源として燃焼器30をバイパスする、LP圧縮機24又はHP圧縮機26から引き出される空気を含むことができる。

30

【0021】

図2は、ステータ63、及び少なくとも1つのディスク71を有するロータ53を含むタービンセクション32の一部を示す。本明細書における説明はタービンに関して記述されるが、本明細書で開示される概念は、圧縮機セクションにも等しく適用できることを理解されたい。各ブレード68は、ブレードプラットフォーム100に取り付けられ、ブレードプラットフォーム100はさらに、ディスク71に取り付けられる。ブレードプラットフォーム100及びディスク71は共にロータ53の部分であり、ロータの軸方向面102を定める。ロータ53は中心線12の周りに回転することができるので、ブレード68は中心線12の周りに円周方向に回転する。

40

【0022】

ステータ63は、各々が半径方向内側バンド104と半径方向外側バンド106との間に取り付けられた複数のベーン72を含み、ステータの軸方向面110を有するリング1

50

08を定める。半径方向シール112は、内側バンド104に隣接したステータディスク114に取り付けることができる。各ベーン72は、互いから円周方向に離間配置され、少なくとも部分的に主流空気流Mのための経路を定める。ロータ軸方向面102及びステータ軸方向面110の両方とも、中心線12に直交する面内に配置され、ベーン、ブレード及び関連したハードウェアの組み立てのために、境界面、ギャップ及び他のシールを含む。

【0023】

主流空気流Mは、前方14から後方16へ方向に移動し、タービンブレード68を駆動する。リムシールキャビティ116が、ロータ軸方向面102とステータ軸方向面110との間に形成される。リムシールキャビティ116は吸込み経路を有することができ、主流空気流Mからの一部の空気流が、この吸込み経路を通してさらに半径方向内側のリムシールキャビティ116内に漏れ、ロータ53及びステータ63の部分の望ましくない加熱をもたらすことがある。例示的な冷却流体通路118は、ロータ53及びステータ63の対面する軸方向面102、110間に、リムシールキャビティ116を通して延び、これらの部分の加熱を抑制するために使用される。

【0024】

図3を参照すると、部分IIIの拡大図は、軸方向面102、110の一方に形成されてバッファキャビティ120を定める凹部119を含む半径方向シール116をより明確に詳述する。例示的な実施形態において、凹部119は、ステータ軸方向面110内に形成され、ウィング124はロータ軸方向面102から延びる。ウィング124は、軸方向面110の他方から延びることができる。ウィング124は、半径方向外寄り面128及び半径方向内寄り面129を含む表面を含む。

【0025】

冷却流体通路118は、外寄り面128の半径方向上方の、軸方向面102、110の終端部分122、123間に形成された流体出口121において終端する。凹部130を含む流れリバーサ126が、外寄り面128及び終端部分122内に設けられ、そこからウィング124が延びている。流れリバーサ126は、軸方向面102から軸方向にオフセットしており、接合部127に隣接し、例えば、外寄り面128と終端部分122との間に位置する複合曲線又は斜面を有することができる。

【0026】

一般的に、パージ流Pは、ステータ63と隣接するロータ53との間を冷却流体通路118に沿ってバッファキャビティ120内に送り込まれる。パージ流Pは、主流空気流Mからバッファキャビティ120への高温ガスの吸込みに対抗するために、バッファキャビティ120に注入される。パージ流Pはまた、バッファキャビティ120及び隣接する構成要素を冷却することもできるが、主流の流れMとパージ流との間の相互作用は非定常的であり、タービンの効率を低下させることがある。

【0027】

図4から分かるように、存在し得る流れ状態の例が示される。パージ流Pは、比較的高圧の主流の流れMにより引き起こされる、主流空気流Mからバッファキャビティ120への高温空気流Hに対抗するために使用される冷却空気流Cを含む。ウィング124は、冷却流体通路118を分流して、ウィング124の周りに冷却空気流Cを移動させ、ここで、冷却空気流Cは流体出口121を出て、高温空気流Hに合流する。高温空気流Hは、最初に軸方向面102に沿って流れ、流れリバーサ126により主流の流れMに向けて転向される。この転向は、非接触シールを生じさせ、高温空気流Hが冷却流体通路118を通して流れるのを抑制する。

【0028】

図4はまた、ガスタービンエンジン10内の高温空気Hが、ガスタービンエンジン10のステータ63とロータ53との間で終わる冷却空気流路118を通して流れるのを抑制する方法も示す。方法は、冷却空気流路118に流体結合された流れリバーサ126により高温空気流Hを転向することによって、高温空気流Hがリムシールキャビティ116に

入った後、高温空気流Hを逆転させることを含む。冷却空気流路118と高温空気Hの交点は、何らかのパージ空気Pの出口点かつ何らかの高温空気Hの入口点であり、この陥凹した交差領域は、冷却空気流路118の流体出口121である。転向は、流体出口121の下流及び流れリバーサ126の上流で行われる。この高温空気流Hの転向により、流れHが主流の流れMに再導入される。

【0029】

流れリバーサ126をあまり効率的でないもの又はより効率的なものにさせる、流れ状態の範囲は、円周方向に存在することに留意されたい。位置及び流れ状態に応じて、例えば、周期的な、多様な、又は正弦曲線の、いずれかの形態の円周方向に不均一な幾何形状132を、流れリバーサ126内に形成することができる。従って、円周方向に不均一な幾何形状132に応じて、中心線12から凹部130への半径は変化する。流れリバーサ126は、ロータの周りのあらゆる円周方向位置において同じ定義を有する必要はない。流れリバーサ126のサイズ、形状、又はベーン及び／又はブレードに対する範囲が変化するものは、好都合であろう。

【0030】

流れリバーサ126の配置及び幾何形状に関して、複数の構成が存在する。第2及び第3の実施形態は第1の実施形態に類似しているので、同様の要素は、それぞれ100及び200ずつ増加する同様の番号により識別され、第1の実施形態の同様の要素の説明は、別途指示されていない限り、第2及び第3の実施形態にも適用されることが理解される。

【0031】

図5は、終端部分222内に形成された凹部230と、外寄り面228内に形成された凹部231とを有する流れリバーサ226の第2の実施形態を示す。接合部227は、外寄り面228上に形成され、軸方向面202の終端部分222上で終わる、滑らかな弓形、波状、又は起伏のあるプロファイルの先端を形成する。

【0032】

図6は、滑らかな弓形、波状、又は起伏のあるプロファイルのうちの少なくとも1つを有する外寄り面328内に形成された凹部331を有する流れリバーサ326の第3の実施形態を示す。この実施形態において、流れリバーサ326は、外寄り面328と終端部分322との間の接合部327に隣接し、そこで終端部分322は比較的滑らかで平坦なままである。

【0033】

本明細書で示されるように、高温空気流Hは、内側バンド104の半径方向上方の点から始まる。次に、この高温空気流Hは、ロータ53の軸方向面102を下方に流れ、流れリバーサ126に入り、そこで、ステータ63の軸方向面110に向けて半径方向に追いつ出されるように案内され、パージ空気Pになる。この流れリバーサ126の利点は、高温空気を凹部130内に保持し、次にこれを主流の流れMに戻すように配向することを含む。流れリバーサ126の配置は、通常、ステータ63とロータ53の間のオーバーラップ部分において生じる質量交換を低減させ、そのことは、ステータ63とロータ53との間のオーバーラップ部分に沿った従来のロータ／ステータウィング及び間隙を維持しながら、エンジン10の耐久性を向上させる。

【0034】

この質量交換の低減により、同じく燃料消費率(SFC)を改善するより少ないパージ流が可能になり、かつ、高温空気がバッファキャビティを超えて吸い込まれ、ステータ及びロータの部分を損傷するのを防止する良好なリムシーリングも可能になる。流れリバーサの幾何形状はまた、ブレードの重量及び製造容易性を維持しながら、リムシールキャビティの有効性も増大させる。

【0035】

市販のエンジンに対して行われた、本明細書で開示される概念の試験は、低パージ流量時のキャビティの空気温度の低下を示した。この空気温度の変化は、リムシールを超えて入り込む高温ガスの低減を示す。

10

20

30

40

50

【0036】

開示されたデザインの適用分野は、ファン及びブースタセクションを有するタービンエンジンに限定されず、ターボジェット及びターボエンジンにも適用可能であることを理解されたい。

【0037】

本明細書は、最良の形態を含む実施例を用いて本発明を開示し、また、あらゆる当業者が、あらゆるデバイス又はシステムを実施及び利用すること、並びにあらゆる組み込み方法を実施することを含む本発明を実施することを可能にする。本発明の特許保護される範囲は、請求項によって定義され、当業者であれば想起される他の実施例を含むことができる。このような他の実施例は、請求項の文言と差違のない構造要素を有する場合、或いは、請求項の文言と僅かな差違を有する均等な構造要素を含む場合には、請求項の範囲内にあるものとする。

【符号の説明】

【0038】

10	エンジン	
12	中心線	
14	前方	
16	後方	
18	ファンセクション	
20	ファン	20
22	圧縮機セクション	
24	LP圧縮機	
26	HP圧縮機	
28	燃焼セクション	
30	燃焼器	
32	タービンセクション	
34	HPタービン	
36	LPタービン	
38	排出セクション	
40	ファンケーシング	30
42	ファンブレード	
44	コア	
46	コアケーシング	
48	HPスプール	
50	LPスプール	
52	LP圧縮機段	
53	ロータ	
54	HP圧縮機段	
56	LP圧縮機ブレード	
58	HP圧縮機ブレード	40
59	ディスク	
60	LP圧縮機ベーン	
61	ディスク	
62	HP圧縮機ベーン	
63	ステータ	
64	HPタービン段	
66	LPタービン段	
68	HPタービンブレード	
70	LPタービンブレード	
71	ディスク	50

7 2	H P タービンベーン	
7 3	ディスク	
7 4	L P タービンベーン	
7 6	加圧された周囲空気	
7 7	ブリード空気	
7 8	空気流	
8 0	出口ガイドベーン組立体	
8 2	翼形部ガイドベーン	
8 4	ファン排出側	
1 0 0	ブレードプラットフォーム	10
1 0 2	ロータ軸方向面	
1 0 4	内側バンド	
1 0 6	半径方向外側バンド	
1 0 8	リング	
1 1 0	ステータ軸方向面	
1 1 2	半径方向シール	
1 1 4	ディスク	
1 1 6	リムシールキャビティ	
1 1 8	冷却流体通路	
1 1 9	凹部	20
1 2 0	バッファキャビティ	
1 2 1	流体出口	
1 2 2	終端部分	
1 2 3	終端部分	
1 2 4	ウィング	
1 2 6	流れリバーサ	
1 2 7	接合部	
1 2 8	外寄り面	
1 2 9	半径方向内寄り面	
1 3 0	凹部	30
1 3 2	不均一な幾何形状	
2 0 2	ロータ軸方向面	
2 1 0	ステータ軸方向面	
2 1 2	半径方向シール	
2 1 4	ディスク	
2 1 6	リムシールキャビティ	
2 1 8	冷却流体通路	
2 1 9	凹部	
2 2 0	バッファキャビティ	
2 2 1	流体出口	40
2 2 2	終端部分	
2 2 3	終端部分	
2 2 4	ウィング	
2 2 6	流れリバーサ	
2 2 7	接合部	
2 2 8	外寄り面	
2 2 9	半径方向内寄り面	
2 3 0	凹部	
2 3 1	凹部	
2 3 2	不均一な幾何形状	50

- 3 0 2 ロータ軸方向面
- 3 1 0 ステータ軸方向面
- 3 1 2 半径方向シール
- 3 1 4 ディスク
- 3 1 6 リムシールキャビティ
- 3 1 8 冷却流体通路
- 3 1 9 凹部
- 3 2 0 バッファキャビティ
- 3 2 1 流体出口
- 3 2 2 終端部分
- 3 2 3 終端部分
- 3 2 4 ウィング
- 3 2 6 流れリバーサ
- 3 2 7 接合部
- 3 2 8 外寄り面
- 3 2 9 半径方向内寄り面
- 3 3 1 凹部
- 3 3 2 不均一な幾何形状

【図 1】

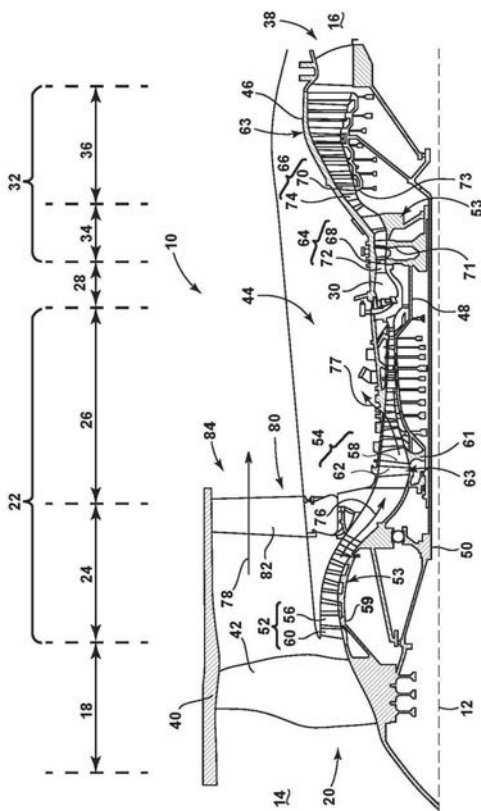


FIG. 1

【図 2】

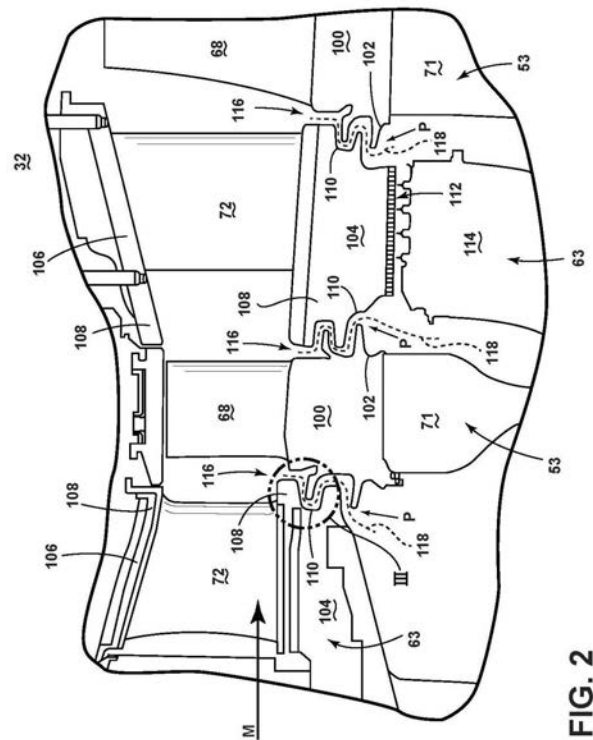


FIG. 2

【図 3】

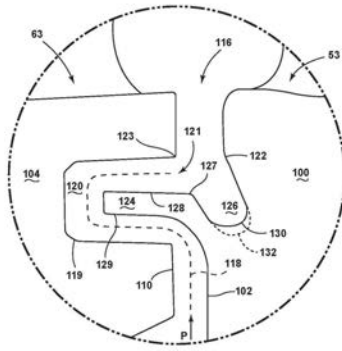


FIG. 3

【図 4】

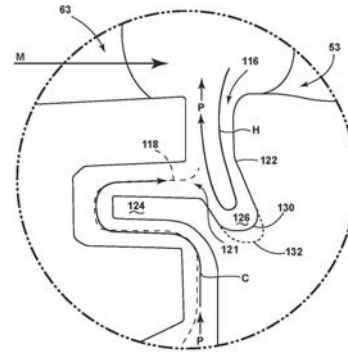


FIG. 4

【図 5】

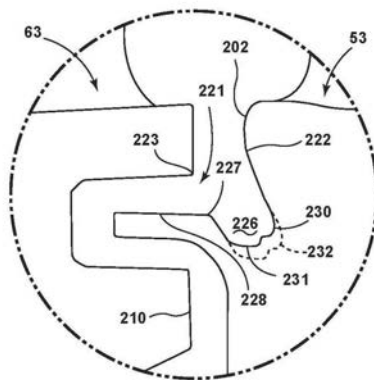


FIG. 5

【図 6】

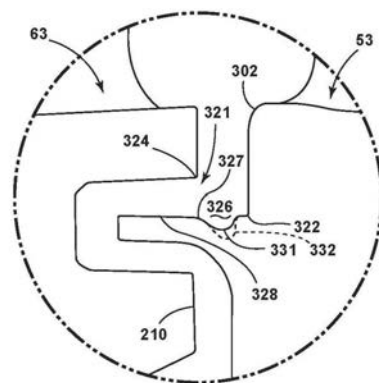


FIG. 6

フロントページの続き

(72)発明者 ジョナサン・ラッセル・ラッツラフ

アメリカ合衆国、オハイオ州・４５２１５、シンシナティ、エムディー・エス・１７７、ワン・ノ
イマン・ウェイ

(72)発明者 ロナルド・スコット・バンカー

アメリカ合衆国、オハイオ州・４５０６９、ウェスト・チェスター、エムディー・エス・１７４、
センター・ポイント・ドライブ、９０７５番

Fターム(参考) 3G202 AA03 AB01 JJ08 JJ21 KK06

【外国語明細書】
2017198187000001.pdf