

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6868005号
(P6868005)

(45) 発行日 令和3年5月12日(2021.5.12)

(24) 登録日 令和3年4月13日(2021.4.13)

(51) Int.Cl. F 1
FO1D 11/12 (2006.01) FO1D 11/12

請求項の数 11 (全 8 頁)

<p>(21) 出願番号 特願2018-511074 (P2018-511074) (86) (22) 出願日 平成28年9月2日(2016.9.2) (65) 公表番号 特表2018-532061 (P2018-532061A) (43) 公表日 平成30年11月1日(2018.11.1) (86) 国際出願番号 PCT/FR2016/052171 (87) 国際公開番号 W02017/037394 (87) 国際公開日 平成29年3月9日(2017.3.9) 審査請求日 令和1年8月19日(2019.8.19) (31) 優先権主張番号 1558118 (32) 優先日 平成27年9月2日(2015.9.2) (33) 優先権主張国・地域又は機関 フランス (FR)</p>	<p>(73) 特許権者 516227272 サフラン・エアクラフト・エンジンズ フランス国、75015・パリ、ブルーバ ール・ドユ・ジエネラル・マルシイアル・ バラン、2 (74) 代理人 110001173 特許業務法人川口国際特許事務所 (72) 発明者 マツコ、オーレリアン・ルネーピエール フランス国、77550・モワシー・クラ マイエル、レオーロン・ポワン・ルネ・ラ ボー、サフラン・エアクラフト・エンジン ズ・ペイ (ア・ジ・イ)</p>
--	---

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ラビリンズシール要素を含むガスタービンエンジンのタービン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

シーリングリングの軸線(A)の周りを回転可能な少なくとも1つのワイパ(211、201)と共にラビリンズシールを形成するように配置されたステータシーリングリング要素(31、31'、22s)を備え、前記ステータシーリングリング要素(31、31'、22s)が、前記ワイパ(211、201)と相互作用することができるシーリング表面部分(31p、31'p、22s')を有する摩耗性材料の層を備える、ガスタービンエンジンのタービン(1)であって、前記表面部分(31p、31'p、22s')上の摩耗性材料の層が、ワイパ(201、211)の侵入に対して第1の抵抗を有する第1の領域(31p1、31'p1、22s1)であって、タービンの基準運転中にワイパ(201、211)の軸方向位置に対応する第1の領域(31p1、31'p1、22s1)と、第1の領域(31p1、31'p1、22s1)に隣接する第2の領域(31p2、31'p2、22s2)であって、ワイパの侵入に対して、第1の領域(31p1、31'p1、22s1)と比較して低下した抵抗を有し、第1の領域(31p1、31'p1、22s1)に対して下流に位置し、エンジンの燃焼室内で火炎消火が発生する場合、ワイパ(211、201)が取る軸方向位置に対応する第2の領域(31p2、31'p2、22s2)とを軸方向に備え、前記表面部分(31p、31'p、22s')の半径が、2つの領域に沿って一定であり、かつ第1(31p1、31'p1、22s1)に隣接する前記第2の領域(31p2、31'p2、22s2)において、摩耗性層の厚さが、第1の領域と比較して減少することを特徴とする、タービン(1)。

10

20

【請求項 2】

前記第 2 の領域 (3 1 p 2、3 1 ' p 2、2 2 s 2) が、少なくとも 1 つの空洞 (3 1 c、3 1 ' p 2、2 2 c) を備えることを特徴とする、請求項 1 に記載のタービン (1) 。

【請求項 3】

第 2 の領域 (3 1 p 2、3 1 ' p 2、2 2 s 2) における摩耗性層の厚さが、第 1 の領域における厚さの 5 0 から 9 5 % に減少することを特徴とする、請求項 1 または 2 に記載のタービン (1) 。

【請求項 4】

減少した厚さを有する領域が、抵抗がより低い材料で充填されることを特徴とする、請求項 3 に記載のタービン (1) 。

10

【請求項 5】

表面部分が、第 1 の領域に沿って円筒形であり、第 2 の領域に沿って円錐台形であることを特徴とする、請求項 1 に記載のタービン (1) 。

【請求項 6】

ステータシーリングリング要素 (3 1、3 1 '、2 2 s) が、タービンのロータブレード (2 1 a) の外側半径方向端部にラビリンスシールを形成するように配置されていることを特徴とする、請求項 1 から 5 のいずれか一項に記載のタービン (1) 。

【請求項 7】

ステータシーリングリング要素 (3 1、3 1 '、2 2 s) が、タービンのステータブレード (2 2) の内側半径方向端部にラビリンスシールを形成するように配置されていることを特徴とする、請求項 1 から 5 のいずれか一項に記載のタービン (1) 。

20

【請求項 8】

ロータとステータとを備え、前記ロータが、その半径方向外側端部に、ロータの回転軸線 (A) に対して半径方向外側に配向された、半径方向ストリップの形態の少なくとも 1 つのワイパ (2 1 l) を有するロータシーリング要素と共に設けられる、複数の半径方向ブレード (2 1 a) を備え、前記ステータ (3 0) が、ロータブレードが内部で作動される円筒形エンベロープを形成し、ステータが、前記ストリップの反対側に、摩耗性材料でできたステータシーリングリング要素 (3 1) を備え、ロータシーリング要素 (2 1 l) と共にラビリンスシールを形成するタービン (1) であって、前記第 1 の領域 (3 1 p 1、3 1 ' p 1) が、タービンの基準運転に対応し、前記第 2 の領域 (3 1 p 2、3 1 p 2) が、エンジンの燃焼室の消火後の再点火の段階での運転に対応することを特徴とする、請求項 1 から 6 のいずれか一項に記載のタービン (1) 。

30

【請求項 9】

タービン (1) が、ステータフィン (2 2) から形成された段を備え、前記フィンが、タービンの軸線 (A) の側に、少なくとも 1 つの回転可能なワイパ (2 0 l) と相互作用するシーリング要素 (2 2 s) を備えて、ラビリンスシールを形成する、タービン (1) であって、前記第 1 の領域 (2 2 s 1) が、タービンの基準運転に対応し、前記第 2 の領域 (2 2 s 2) が、エンジンの燃焼室の消火後の再点火の段階での運転に対応することを特徴とする、請求項 1 から 5 および 7 のいずれか一項に記載のタービン (1) 。

40

【請求項 10】

請求項 1 から 9 のいずれか一項に記載のタービン (1) を備えることを特徴とする、ガスタービンエンジン。

【請求項 11】

請求項 10 に記載のガスタービンエンジンを備えることを特徴とする、タービン航空エンジン。

【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分野に関し、より詳細には、タービンの可動部分と

50

静止部分との間にラビリンスシールの中で使用されるステータシール要素の分野に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンは、例えば、タービンのレベルで、ロータブレードの外側半径方向端部とステータ表面との間にシールを備え、可動段の外側半径方向端部がステータ表面を素早く通過する。駆動ガスの一部が、タービン段を迂回することによって機能しないことを防止することが課題である。この目的のために、ラビリンスシールが使用される。これらのシールは、機械の回転軸線に対して半径方向および横方向に配置される、ワイパと呼ばれる1つまたは複数のストリップから形成された、ロータと一体のシール要素を含む。それらは、ストリップに面する相補的なステータ要素をさらに含む。この要素は、可能な限り小さい間隙を提供するために、ストリップと相互作用する表面部分を有する。平行な複数のストリップが、タービン段の周りを流れるガス流の一連の圧力損失を引き起こし、所望のシーリングを提供する。

10

【0003】

これらのラビリンスシールは、エンジンのいくつかの場所で使用され、タービンの2つの連続的な可動段の間で、例えばタービンシャフトと、静翼から形成されたステータ段の基部との間でもまた使用される。

【0004】

ガスタービンエンジンは、その運転状況に応じて、特にステータの要素と、ロータの要素との間での膨張における差異の変動を受ける。これらの差異の変動が制御下に保たれない場合、これらの変動は可動部分と静止部分との間の間隙に悪影響を及ぼす可能性がある。したがって、何らかの理由で飛行中に燃焼室内で火災消火を経験する航空機の推進用エンジンについて、高温ガスがタービンをもはや通過しないので、タービン全体が冷却される。しかしながら、ケーシングは、タービンロータよりも迅速に冷却される可能性があり、それによって間隙に影響を与える。次いで、最適な効率を得るために、ラビリンスシールの間隙は、運転中に可能な限り小さくなるように設計される。そのような状況では、ワイパが摩耗性材料と多少は接触することになるので、ロータのブロッキングという危険性が生じる。

20

【0005】

ラビリンスシールの特徴は、正常運転中の異なる飛行段階中に、間隙の変動、および起こりうるわずかな接触を許容するように決定され、調整されるが、しかし、この種の出来事から発生する寸法変動が大きい場合、ラビリンスシールはもはやその役割を果たすことができない。ロータが回転することを妨げられる場合、低圧(LP)本体または高圧(HP)本体の自動回転によるエンジンの再始動、あるいは補助エンジンによって駆動されることによるエンジンの再始動が、満足のいくように進行しない可能性がある。

30

【0006】

そのような燃焼室の消火の際におけるロータのロックアップを防止するために、ワイパと摩耗性材料との間の間隙を大きくすることが考えられよう。しかしながら、それによってエンジン性能の低下を引き起こすことになるので、この解決策は経済的に実行可能ではない。

40

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

したがって、本出願人は、正常運転中にエンジンの性能を低下させずに、都合の悪い燃焼室の消火という状況に対処することができる解決策を開発するという目的を追求した。

【課題を解決するための手段】

【0008】

この目的は、シーリングリングの軸線の周りを回転可能な少なくとも1つのワイパと共にラビリンスシールを形成するように配置されたステータシーリングリング要素を備える

50

ガスタービンエンジンのタービンを用いて本発明により達成され、前記要素が、前記可動ワイパと相互作用することができるシーリング表面部分を有する摩耗性材料の層を備える。

【0009】

本発明によるタービンにおいて、前記表面部分上の摩耗性材料の層が、ワイパの侵入に対して第1の抵抗を有する第1の領域であって、タービンの基準運転中にワイパの軸方向位置に対応する第1の領域と、第1の領域に隣接する第2の領域であって、ワイパの侵入に対して、第1の領域と比較して低下した抵抗を有し、第1の領域に対して下流に位置し、エンジンの燃焼室内で火災消火が発生する場合、ワイパが取る軸方向位置に対応する第2の領域とを軸方向に備える。

10

【0010】

摩耗性材料は、回転しているワイパと接触中に摩耗または変形する材料であるが、変形することが好ましい。摩耗性材料は、ハニカム材料であってもよい。

【0011】

シーリング要素は、シーリング区域またはリング全体であってもよい。

【0012】

本発明は、飛行中、エンジンがもはやエンジンガスによって駆動されなくなる場合、エンジンが自動回転し、相対風の圧力を受けるという観察の結果として生じている。さらに、飛行中およびエンジンがもはや駆動されなくなる場合、ケーシングとロータとの間の軸方向および半径方向の膨張における差異が、ロータのブロッキングを引き起こす可能性がある。このブロッキングは、前述の相対風の圧力に起因する、低圧(LP)および高圧(HP)の様々な本体のわずかな下流への変位によってさらに促進される可能性がある。本発明は、この変位を利用して、ワイパの反対側の表面部分上に2つの領域を確保する。第1の領域は、機械の正常運転中のワイパの軸方向位置に対応し、ワイパと摩耗性材料との間の間隙は、この場合、機械の最適な運転の間隙である。第2の領域は、第1の領域に対して下流に位置し、燃焼室内で火災消火が発生する場合、ワイパが取る軸方向位置に対応する。次に、間隙が負になるまで減少するにつれて、互いに対して移動する2つの部分間の摩擦力を低下させることが重要である。これにより、この接触から発生するロータのロックアップの危険性が減少し、または取り除かれることさえある。

20

【0013】

したがって、前記少なくとも1つの可動ワイパは、タービンの正常(基準)運転に対応する第1の位置と、燃焼室内で火災消火が発生する場合、ワイパが取る軸方向位置に対応する、第1の位置の下流にある第2の位置との2つの軸方向位置の間で移動することができる。摩耗性材料の層は、ワイパが第1の軸方向位置にある場合、ワイパが配置される前記第1の領域と、ワイパが第2の軸方向位置にある場合、ワイパが配置される前記第2の領域とを軸方向に備えるように構成される。

30

【0014】

前記第2の領域は、少なくとも1つの空洞を含むことができる。この空洞の存在は、第1の領域に対するワイパの侵入に対して低下した抵抗をもたらす。前記少なくとも1つの空洞が、摩耗性材料の層の厚さの中に配置されることができ、および/または摩耗性材料の層の外側(軸方向および/または半径方向)に開口することができる。

40

【0015】

第1の実施形態によれば、タービンステータシーリング要素の前記表面部分は、エンジンの軸線(A)に対して、2つの領域に沿って一定の半径を有し、第1の領域に隣接する前記第2の領域において、摩耗性層の厚さが減少する。減少した厚さを有するこの領域は、ロックアップ圧力に屈し、ワイパを摩擦力から解放する。ロータのロックアップが、回避される。

【0016】

特定の実施形態によれば、第2の領域における摩耗性層の厚さが、第1の領域における摩耗性層の厚さの50から95%に減少する。有利には、減少した厚さの領域は、摩耗性

50

材料の抵抗より低い抵抗を有する材料で充填される。

【0017】

別の実施形態によれば、表面部分は、第1の領域に沿って円筒形であり、第2の領域に沿って円錐台形である。

【0018】

本発明は、要素がタービンのロータブレードの外側半径方向端部、特に軸方向にラビリンスシールを形成するように配置される第1の応用を認める。

【0019】

本発明は、要素がタービンのステータブレードの内側半径方向端部にラビリンスシールを形成するように配置される別の応用を認める。

10

【0020】

一実施形態では、タービンは、ロータとステータとを備え、ロータが、その半径方向外側端部に、ロータの回転軸線(A)に対して半径方向外側に配向された(軸線に対して垂直であることができ、または例えば上流に、前記軸線に対して傾斜していることができる)、半径方向ストリップの形態の少なくとも1つのワイパを有するロータシーリング要素と共に設けられる、複数の半径方向ブレードを備え、ステータは、ロータブレードが内部で作動される円筒形エンベローブを形成し、ステータが、前記ストリップの反対側に、摩耗性材料でできたステータシーリング要素を備え、ロータシーリング要素と共にラビリンスシールを形成する。前記ステータシール要素はシーリングリングを形成し、前記第1の領域はタービンの基準運転に対応し、前記第2の領域はエンジンの燃焼室の消火後の再点火の段階における運転に対応する。

20

【0021】

一実施形態では、タービンは、ステータフィンから形成される段を備え、前記フィンは、タービンの軸線(A)の側に、少なくとも1つの回転可能なワイパと相互作用してラビリンスシールを形成するシーリング要素を備える。シーリング要素において、前記第1の領域は、タービンの基準運転に対応し、前記第2の領域は、燃焼室の消火後の再点火の段階における運転に対応する。

【0022】

本発明は、上述したタービンを備えるガスタービンエンジンにも関する。本発明は、この種のガスタービンエンジンを備えるタービン航空エンジンにも関する。

30

【0023】

添付の概略図を参照して、単に例示的および限定しない例として提供される本発明の実施形態の以下に提供される詳細な例示的説明を読めば、本発明がより良く理解され、本発明の他の目的、詳細、特徴および利点が明らかになる。

【図面の簡単な説明】

【0024】

【図1】本発明が応用されるガスタービンエンジンのタービンの一例の部分的な軸方向断面の概略図である。

【図2】本発明が応用されるステータシーリング要素に関する図1の詳細図である。

【図3】本発明が応用される別のステータシーリング要素に関する図1の詳細図である。

40

【図4】本発明の別の実施形態を示す図である。

【図5】図3の概念の変形実施形態を示す図である。

【図6】図2の概念の変形実施形態を示す図である。

【発明を実施するための形態】

【0025】

図1は、ガスタービンエンジンの低圧(LP)タービンを示す。このタービンの構造自体は、公知である。

【0026】

この場合のタービン1は、4つの段を有する。この例では、タービンのロータ20は、互いにボルト締めされた4つのタービンディスク21から形成される。各ディスク21は

50

、その縁部にロータブレード 2 1 a を担持する。それらの外側半径方向端部において、ブレードは根元部 2 1 t を有し、この根元部 2 1 t には、半径方向ストリップ 2 1 l が設けられ、ステータ 3 0 に面している。図面の例では、各根元部 2 1 t は、ラビリンスシールのワイパを形成する 2 つの半径方向ストリップを支持する。ワイパの反対側では、ステータは、それ自体が知られているように、根元部上のワイパと共にラビリンスシールを形成するシーリング要素 3 1 を備える。この例によれば、2 つのラビリンスシールが、機械の軸線 (A) に対して 2 つの異なる半径に存在する。

【 0 0 2 7 】

段間ステータブレード 2 2 のホイールの内側半径方向端部にも、ラビリンスシールがやはり存在する。ステータシーリング要素 2 2 s は、例えば 2 つの半分のリングである。ワイパ 2 0 1 は、タービンディスク 2 1 の横方向の延長部によって担持され、横方向の延長部は、ボルト締めによって後の方のディスクを接合する。

10

【 0 0 2 8 】

次いで、図 2 から図 6 を参照して本発明を説明する。図 2 は、ステータシーリング要素 3 1 の 1 つの詳細図である。この要素 3 1 は環状区域であり、この例では、2 つの表面部分 3 1 p を備え、各表面部分 3 1 p は、考慮中の段のブレードの根元部 2 1 t のワイパ 2 1 l と相互作用するように配置される。各表面部分 3 1 p は、第 1 の領域 3 1 p 1 と、第 2 の領域 3 1 p 2 とを含む。第 1 の領域 3 1 p 1 は領域 3 1 p 2 の上流にあり、根元部 2 1 t のワイパ 2 1 l と相互作用する。この第 1 の領域 3 1 p 1 は、機械の正常運転中のワイパ 2 1 l の軸方向位置に対応する。ワイパ 2 1 l とシーリング要素 3 1 の摩耗性層との間の間隙が、制御される。ガスタービンエンジンの正常運転では、ラビリンスシールは、いかなる顕著な劣化も受けず、温度差異が制御され、可動部分とステータ部分との間の膨張の差異が摩耗性材料の表面に悪影響を及ぼさない。

20

【 0 0 2 9 】

第 1 の領域の下流に位置する第 2 の領域 3 1 p 2 では、摩耗性層は減少した厚さを含む。空洞 3 1 c が、材料内に作られて、材料を弱める。既存のシーリング要素上では、その減少は、シーリング要素を覆う層の厚さに機械加工することから成る場合があるが、この領域は、燃焼室が飛行中に消火されるエンジンの極端な運転中のワイパの軸方向位置に対応し、ロータはステータ要素によって把持される恐れがある。事実、燃焼室が望ましくない理由のために消火される場合、エンジンガスはもはやロータを通過せず、ロータはエンジンの中に入る空気の圧力を受ける。この状況では、ロータは下流に軸方向変位を経験する。ロータとステータとの間の異なる冷却に起因して、ステータが急速に冷却されて収縮すると、ワイパの端部が空洞 3 1 c によって弱められた材料の中に侵入する。そのとき適切な材料が使用される本発明の解決策によって、ロータのブロッキングの危険性が懸念されることはない。

30

【 0 0 3 0 】

図 4 の解決策は、変形形態に関する。シーリング要素 3 1 ' は、ワイパの反対側の表面部分 3 1 ' p 上に 2 つの領域 3 1 ' p 1 および 3 1 ' p 2 を有する。この解決策は、シールによって影響を受ける表面部分の第 2 の領域を面取りすることから成る。

【 0 0 3 1 】

図 3 は、段間ステータディスクの内側半径方向端部 2 2 s 間のシールへの本発明の応用を示す。この要素上には、空洞 2 2 c が摩耗性材料内に機械加工されており、その結果、第 2 の領域上で、対応するワイパ 2 0 1 による侵入に対して低い抵抗を生成する。

40

【 0 0 3 2 】

図 5 は、図 3 の概念の変形実施形態であり、空洞 2 2 c が、シーリング要素の外周に配置されるのではなく、この要素の内周に配置され、半径方向内向きに開いている。

【 0 0 3 3 】

図 6 は、図 2 の概念の変形実施形態であり、空洞 3 1 c が、軸方向下流に開口するのではなく、この場合、半径方向内側に開いている。

【 図 1 】

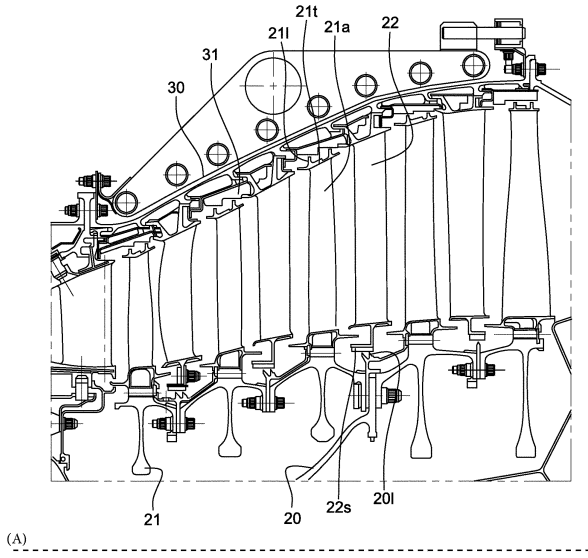


Fig. 1

【 図 2 】

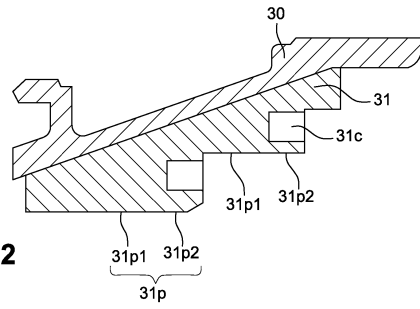


Fig. 2

【 図 3 】

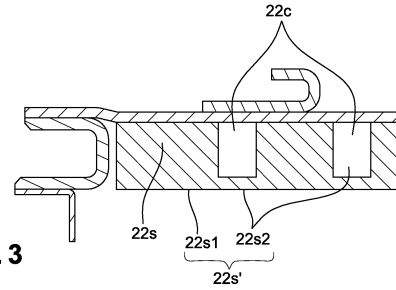


Fig. 3

【 図 4 】

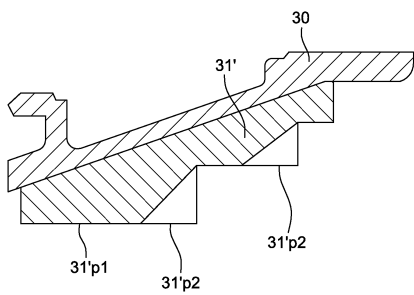


Fig. 4

【 図 6 】

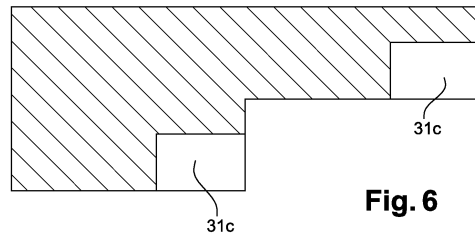


Fig. 6

【 図 5 】

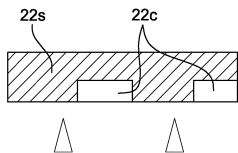


Fig. 5

フロントページの続き

- (72)発明者 シュワルツ, エリク
フランス国、77550・モワシー・クラマイエル、レオ・ロン・ポワン・ルネ・ラボー、サフラン・エアクラフト・エンジンズ・ペ・イ(ア・ジ・イ)
- (72)発明者 シュベール, ビルフリート・リオネール
フランス国、77550・モワシー・クラマイエル、レオ・ロン・ポワン・ルネ・ラボー、サフラン・エアクラフト・エンジンズ・ペ・イ(ア・ジ・イ)

審査官 中村 大輔

- (56)参考文献 特開2013-221518(JP, A)
特開2008-297193(JP, A)
特開平07-011907(JP, A)
特開2003-065076(JP, A)
特開2011-220330(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02C 7/28
F01D 11/02
F01D 11/12
F16J 15/447