

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6161897号
(P6161897)

(45) 発行日 平成29年7月12日(2017.7.12)

(24) 登録日 平成29年6月23日(2017.6.23)

(51) Int.Cl.

F I

F O 1 D 9/02 (2006.01)

F O 1 D 9/02 1 O 2

F O 2 C 7/18 (2006.01)

F O 2 C 7/18 A

請求項の数 9 外国語出願 (全 8 頁)

(21) 出願番号 特願2012-281918 (P2012-281918)
 (22) 出願日 平成24年12月26日(2012.12.26)
 (65) 公開番号 特開2013-142392 (P2013-142392A)
 (43) 公開日 平成25年7月22日(2013.7.22)
 審査請求日 平成27年12月11日(2015.12.11)
 (31) 優先権主張番号 13/345,781
 (32) 優先日 平成24年1月9日(2012.1.9)
 (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
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123
 45、スケネクタデイ、リバーロード、1
 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】 タービンノズルコンパートメント式冷却システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

燃焼ガス(35)が流れるタービン(40)に冷却流(170)を供給するためのコンパートメント式冷却システム(100)であって、

翼形部インサート(150)及びノズル外側側壁(140)を含むタービンノズル(105)と、

冷却バッフル(200)と

を備えており、冷却バッフル(200)が、第1の回路(300)で翼形部インサート(150)と連通する高圧冷却通路(180)と、第2の回路(330)を形成するインピンジメントプレート(230)であって、タービン軸の半径方向でノズル外側側壁(140)の外側に配置されたインピンジメントプレート(230)とを含み、

衝突後圧力キャビティ(265)が半径方向でインピンジメントプレート(230)とノズル外側側壁(140)との間に規定され、

前記冷却バッフル(200)が、前記衝突後圧力キャビティ(265)の半径方向外側に第1のシール層(250)を含み、

前記コンパートメント式冷却システム(100)がさらに、ノズル外側側壁(140)に配置された第2のシール層(260)と、前記第1のシール層(250)を越える第1の漏洩経路(310)と、前記第2のシール層(260)を越える第2の漏洩経路(320)とを含む、コンパートメント式冷却システム(100)。

【請求項 2】

10

20

前記冷却バッフル(200)が複数の冷却バッフルセグメント(210)を含む、請求項1記載のコンパートメント式冷却システム(100)。

【請求項3】

前記冷却バッフル(200)が、冷却バッフルセグメント(210)の各々の対の間にスプラインシールを含む、請求項2記載のコンパートメント式冷却システム(100)。

【請求項4】

前記衝突後圧力キャビティ(265)が中圧領域(280)を含み、

前記衝突後圧力キャビティ(265)が高圧冷却通路(180)を囲む、請求項1乃至3のいずれかに記載のコンパートメント式冷却システム(100)。

【請求項5】

前記燃焼ガス(35)の流れが低圧領域(290)を含む、請求項1乃至4のいずれかに記載のコンパートメント式冷却システム(100)。

【請求項6】

前記翼形部インサート(150)が複数の冷却開口(160)を含む、請求項1乃至5のいずれかに記載のコンパートメント式冷却システム(100)。

【請求項7】

前記冷却流(170)が圧縮機(15)と連通している、請求項1乃至6のいずれかに記載のコンパートメント式冷却システム(100)。

【請求項8】

前記タービンノズル(105)が、内側側壁(120)から外側側壁(140)に延在するノズル翼(110)を含む、請求項1乃至7のいずれかに記載のコンパートメント式冷却システム(100)。

【請求項9】

タービン(40)のノズル(150)を冷却する方法であって、

高圧下の第1の回路冷却流(300)を冷却バッフル(200)に通してノズル翼(110)の翼形部インサート(150)に送給するステップと、

ノズル翼(110)を第1の回路冷却流(300)を用いて冷却するステップと、

タービン軸の半径方向でノズル外側側壁(140)の外側に配置され、半径方向で冷却バッフル(200)のインピンジメントプレート(230)とノズル外側側壁(140)との間に規定された衝突後圧力キャビティ(265)に第2の回路冷却流(330)を送給するステップと、

前記冷却バッフル(200)が、前記衝突後圧力キャビティ(265)を第1のシール層(250)でシールするステップであって、前記第1のシール層(250)が、前記インピンジメントプレート(230)に沿って配置されると共に、前記衝突後圧力キャビティ(265)の半径方向外側に配置される、前記ステップと、

ノズル外側側壁(140)を第2の回路冷却流(330)を用いて冷却するステップとを含み、

第1のシール層(250)を越える第1の漏洩経路(310)と、ノズル外側側壁(140)に配置された第2のシール層(260)を越える第2の漏洩経路(320)が形成される、方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本願は、広義にはガスタービンエンジンに関し、具体的には、漏れの少ない高圧冷却をもたらすべく分割ケースタービン設計用のタービンノズルコンパートメント式冷却システムに関する。

【背景技術】

【0002】

一般に、ガスタービンエンジンのタービン段は、複数の静止タービンノズルを含む。各

10

20

30

40

50

タービンノズルは、外側及び内側側壁間に半径方向に延在するベーンを有する。ノズル翼は、上流側及び下流側に配置される対応するタービンロータブレード間に燃焼ガスを誘導するための翼形部構成を有する。タービンロータブレードは、ロータディスクの外周に装着されて共に回転する。タービンノズル翼は、作動中に流れる高温燃焼ガスによって加熱されるので、圧縮機から抽気される冷却空気を冷却の目的でベーン内部に送ることが。必要な寄生冷却空気の量の制限、並びにノズル翼及び他の場所において失われるかかる冷却空気の漏洩の制限により、ガスタービンエンジン全体の効率及び性能を向上させる必要がある。

【 0 0 0 3 】

従来、航空機用タービンエンジンなどではコンパートメント式冷却が使用されている。かかる航空機エンジンは一般に、冷却流をノズルに配向するのに円形（ 360° ）部品を含む。この構成は、航空機エンジンは一般に、組み付け中に軸方向スタックされる全フープケース構造であるものとして、航空機エンジンで実施可能とする。しかしながら、産業用のガスタービンエンジンの全体サイズに起因して、かかる産業用ガスタービンでは、一般に、それ以上ではないにしても少なくとも2つの半部分（ 180° ）セグメントで設置される。このセグメント化構成は、一般に、ノズル配列に冷却流を送るために 360° 部品を使用することができなくなる。

【 0 0 0 4 】

従って、改善された産業用ガスタービン設計に対する要求がある。かかる改善された産業用ガスタービン設計は、複数のセグメント化された冷却バッフルを用いて、漏れの少ない効率的な冷却を促進するよう低漏洩の高圧冷却空気を提供する。

【 先行技術文献 】

【 特許文献 】

【 0 0 0 5 】

【 特許文献 1 】 米国特許第 7 0 2 9 2 2 8 号明細書

【 発明の概要 】

【 0 0 0 6 】

従って、本願は、燃焼ガスが流れるタービンに冷却流を供給するコンパートメント式冷却システムを提供する。コンパートメント式冷却システムは、タービンノズルと、冷却バッフルとを含む。タービンノズルは、翼形部インサート及びノズル外側側壁を含む。冷却バッフルは、第1の回路で翼形部インサートと連通する高圧冷却通路と、第2の回路でノズル外側側壁の周りに配置されたインピンジメントプレートとを含む。従って、冷却バッフルは、漏れの少ない高圧冷却流を提供する。

【 0 0 0 7 】

本願はさらに、タービンのノズルを冷却する方法を提供する。本方法は、高圧下の第1の回路冷却流を冷却バッフルに通してノズル翼の翼形部インサートに送給するステップと、ノズル翼を第1の回路冷却流を用いて冷却するステップと、ノズル外側側壁の周りに配置された冷却バッフルのインピンジメントプレートに第2の回路冷却流を送給するステップと、ノズル外側側壁を第2の回路冷却流を用いて冷却するステップとを含む。

【 0 0 0 8 】

本願はさらに、燃焼ガスが流れるタービンに冷却流を供給するコンパートメント式冷却システムを提供する。コンパートメント式冷却システムは、タービンノズルと、複数の冷却バッフルセグメントとを含む。タービンノズルは、翼形部インサート及びノズル外側側壁を含む。冷却バッフルセグメントの各々は、第1の回路で翼形部インサートと連通する高圧冷却通路と、第2の回路でノズル外側側壁の周りに配置されたインピンジメントプレートとを含む。

【 0 0 0 9 】

本願の上記その他の特徴は、図面及び請求項を参照しながら以下の好ましい実施形態の詳細な説明を精査することによって当業者には明らかになるであろう。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 1 0 】

【図 1】圧縮機、燃焼器、及びタービンを含むガスタービンエンジンの概略図。

【図 2】ノズル翼の周りに配置された、本明細書で記載される冷却材バッフルの部分斜視側断面図。

【図 3】図 2 の冷却バッフル及びノズル翼の部分斜視側断面図。

【図 4】貫通する空気流回路を示す、図 2 の冷却バッフル及びノズル翼の部分側面図。

【図 5】貫通する空気流回路を示す、2 つの冷却バッフル及び図 2 のノズル翼セグメント及びこれらの間にある中間セグメントの一部の部分側断面図。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 1 1 】

10

次に、幾つかの図全体を通して様々な符号が同様の要素を表す図面を参照すると、図 1 は、本発明で使用し得るガスタービンエンジン 1 0 の概略図を示している。ガスタービンエンジン 1 0 は、圧縮機 1 5 を含む。圧縮機 1 5 は、流入空気流 2 0 を加圧する。圧縮機 1 5 は、加圧空気流 2 0 を燃焼器 2 5 に送給する。燃焼器 2 5 は、加圧空気流 2 0 を加圧燃料流 3 0 と混合し、混合気を点火して燃焼ガス流 3 5 を生成する。1 個の燃焼器 2 5 し

か示していないが、ガスタービンエンジン 1 0 は、任意の数の燃焼器 2 5 を含む。次いで、燃焼ガス流 3 5 は、タービン 4 0 に送給される。燃焼ガス流 3 5 は、タービン 4 0 を駆動して機械的仕事を生成するようにする。タービン 4 0 にて生成された機械的仕事は、シャフト 4 5 を介して圧縮機 1 5 と、発電機などなどの外部負荷 5 0 とを駆動する。

【 0 0 1 2 】

20

ガスタービンエンジン 1 0 は、天然ガス、各種のシingas、及びノ又は他のタイプの燃料を使用し得る。ガスタービンエンジン 1 0 は、特に限定されないが、7 又は 9 シリーズ高出力ガスタービンエンジンなどを始めとする、General Electric 社（米国ニューヨーク州スケネクタディ）製の様々なガスタービンエンジンのいずれかとすることができる。ガスタービンエンジン 1 0 は、異なる構成を有することができ、他のタイプの部品も使用できる。他のタイプのガスタービンエンジンも、本発明で使用し得る。複数のガスタービンエンジン、他のタイプのタービン、及び他のタイプの発電設備も本発明で使用し得る。

【 0 0 1 3 】

図 2 ~ 図 5 は、本明細書で開示するタービンノズルコンパートメント式冷却システム 1 0 0 の一部を示している。タービンノズルコンパートメント式冷却システム 1 0 0 は、上述したタービン 4 0 の複数のタービンノズル 1 0 5 などで使用できる。タービンノズル 1 0 5 は、分割ケース設計の一部とすることができる。タービンノズル 1 0 5 の各々は、ノズル翼 1 1 0 を含むことができる。ノズル翼 1 1 0 は、片持ち式で内側側壁 1 2 0 と外側側壁 1 4 0 との間に延在していてもよい。複数のタービンノズル 1 0 5 を組み合わせて円周アレイにし、複数のロータブレード（図示せず）と共に段を形成することができる。

30

【 0 0 1 4 】

ノズル 1 0 5 は、ノズル翼 1 1 0 の周りに延在するノズル外側側壁 1 4 0 を含むことができる。ノズル翼 1 1 0 は、実質的に中空とすることができる。ノズル翼 1 1 0 内には、翼形部インサート 1 5 0 を配置できる。翼形部インサート 1 5 0 は、複数の冷却開口 1 6 0 を形成してもよい。冷却開口 1 6 0 を用いて、インピンジメント冷却などによってノズル翼 1 1 0 の周りに冷却流 1 7 0 を配向することができる。翼形部インサート 1 5 0 は、冷却回路の一部として管シール又は他のタイプの高圧冷却通路を介して圧縮機 1 5 からの冷却流 1 7 0 と連通することができる。2 以上の冷却通路 1 8 0 を本発明で用いることができる。他の部品及び他の構成も本発明で使用できる。

40

【 0 0 1 5 】

タービンノズルコンパートメント式冷却システム 1 0 0 はまた、タービンノズル 1 0 5 の周りに配置された冷却バッフル 2 0 0 を含むことができる。冷却バッフル 2 0 0 は、圧縮機 1 5 からの冷却供給源とタービンノズル 1 0 5 の外側側壁 1 4 0 との間に配置できる。冷却バッフル 2 0 0 は、複数のセグメント 2 1 0 の形態とすることができる。具体的に

50

は、冷却バッフル２００は、少なくとも２つのセグメント２１０にセグメント化され、最大で所与の段におけるノズル翼１１０あたりに１つのセグメント２１０にセグメント化することができる。冷却バッフルセグメント２１０の各々の間のギャップは、スプラインシールなどでシールすることができる。

【００１６】

冷却バッフル２００は、インピンジメントプレート２３０として機能を果たすことができる。インピンジメントプレート２３０は、複数の冷却開口２４０を形成してもよい。任意の数又は構成の冷却開口２４０を本発明で使用し得る。第１のシール層２５０をインピンジメントプレート２３０の周りに配置できる。第２のシール層２６０は、外側側壁１４０の周りに配置できる。シール層２５０、２６０は、堅牢で耐熱性の任意の材料から作ることができる。インピンジメントプレート２３０及びシール層２５０、２６０は、翼形部インサート１５０と連通する高圧冷却通路１８０を囲むことができる。衝突後圧力キャビティ２６５は、一端ではインピンジメントプレート２３０と第１のシール層２５０との間に画成され、他端では外側側壁１４０と第２のシール層２６０との間に画成される。

【００１７】

使用時には、圧縮機１５からの冷却流１７０は、冷却バッフル２００及び第１のシール層２５０の上の高圧領域２７０、シール層２５０、２６０間の衝突後圧力キャビティ２６５内の中圧領域２８０、並びに燃焼ガス流の周りの衝突後圧力キャビティ２６５及び第２のシール層２６０の下の高圧領域２９０を通過することができる。冷却流１７０がタービンノズル１０５に接近すると、冷却流１７０は、３つの実施可能な流路を有する。第１に、冷却流１７０は、高圧下で冷却通路１８０を介して冷却するためノズル翼１１０内の翼形部インサート１５０に直接流入することができる。第２に、冷却流１７０は、冷却材バッフル２００のインピンジメントプレート２３０を通過して、ノズル外側側壁１４０をインピンジメント冷却することができる。第３に、冷却流１７０は、第１のシール層２５０を越えて衝突後圧力キャビティ２６５内に漏洩することができる。次いで、中圧の衝突後空気は、第２のシール層２６０を越えて燃焼ガス３５の低圧流内に漏洩することができる。他の構成及び他の部品も本発明で使用し得る。

【００１８】

冷却流１７０を第１の回路３００の高圧冷却通路１８０を介して翼形部インサート１５０内に直接送ることにより、高圧領域２７０からの冷却流１７０を用いて、有意な圧力低下もなくノズルインサート１５０における冷却を行うことができる。第２の回路３３０においてシール層２５０、２６０を直列で使用するることによって、高圧領域２７０により生じた第１の漏洩経路３１０は、バッフル２００及び第１のシール層２５０を越えて延在することができる。他方、第２の漏洩経路３２０は、低圧下で第２のシール層２６０を越えて燃焼ガス３５の流れに向かって延在している。換言すると、第２の漏洩経路３２０における冷却流１７０は、中圧領域２８０から第２のシール層２６０を越えて燃焼ガス３５の流れの低圧領域２９０に延在する。従って、衝突後圧力キャビティ２６５と燃焼ガス３５の流れとの間の圧力差は、冷却流１７０及び高圧領域２７０と燃焼ガス３５の流れとの間の圧力差よりも小さい。従って、ノズル外側側壁１４０からの漏洩は、高圧領域２７０からの圧縮機抽出ではなく、衝突後圧力キャビティ２６５の圧力によって生じることができる。結果として、シール層２５０及び２６０は、タービンノズルコンパートメント式冷却システム１００の冷却バッフル２００と連動して、有意な圧力低下もなく冷却用に高圧領域２７０からの空気を使用しながら、より少ない漏洩を可能にすることができる。

【００１９】

タービンノズルコンパートメント式冷却システム１００の冷却バッフル２００は、別個の要素とすることができ、或いは所定の位置に鋳造することができる。具体的には、中空ブリッジ様構造体は、ノズル外側側壁１４０内に鋳造すると共に、シール層２５０、２６０を配置できるように冷却開口を貫通して機械加工することができる。インピンジメントプレートは、ブリッジ又は側壁の上部に取り付けることができる。或いはまた、完全に封止されたプレナムをノズル外側側壁１４０に鋳造し、次いで、シール層２５０、２６０な

10

20

30

40

50

どと共にインピンジメント孔などを孔開けすることができる。

【 0 0 2 0 】

従って、冷却バッフル 2 0 0 を備えたタービンノズル 1 0 5 は、分割ケースタービン設計におけるコンパートメント式冷却を可能にする。かかるコンパートメント式冷却は、漏洩を低減しながら、大きな圧力低下を伴うことなく複数の冷却回路に高圧冷却空気を提供する。漏洩が少なく且つより高圧の冷却空気によって、コスト及び材料を制限しながら、効率の増大、性能向上、及びより長い部品寿命をもたらすはずである。

【 0 0 2 1 】

上記のことは、本出願及びその結果として得られる特許の特定の実施形態にのみに関連している点を理解されたい。添付の請求項及びその均等物によって定められる本発明の全体的な技術的思想及び範囲から逸脱することなく、当業者によって多くの変更及び修正を本明細書において行うことができる。

10

【符号の説明】

【 0 0 2 2 】

1 0	ガスタービンエンジン	
1 5	圧縮機	
2 0	空気の流れ	
2 5	燃焼器	
3 0	燃料の流れ	
3 5	燃焼ガスの流れ	20
4 0	タービン	
4 5	シャフト	
5 0	負荷	
1 0 0	タービンノズルコンパートメント式冷却システム	
1 0 5	タービンノズル	
1 1 0	ノズル翼	
1 2 0	内側側壁	
1 4 0	外側側壁	
1 5 0	翼形部インサート	
1 6 0	冷却開口	30
1 7 0	冷却流	
1 8 0	冷却通路	
2 0 0	冷却バッフル	
2 1 0	セグメント	
2 3 0	インピンジメントプレート	
2 4 0	開口	
2 5 0	第 1 のシール層	
2 6 0	第 2 のシール層	
2 6 5	衝突後圧力キャビティ	
2 7 0	高圧領域	40
2 8 0	中圧領域	
2 9 0	低圧領域	
3 0 0	第 1 の回路	
3 1 0	第 1 の漏洩経路	
3 2 0	第 2 の漏洩経路	
3 3 0	第 2 の回路	

【図 1】

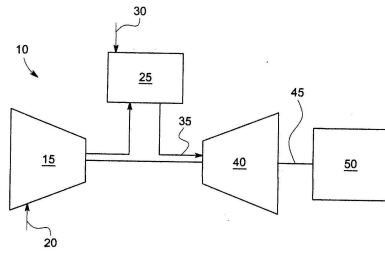


FIG. 1

【図 2】

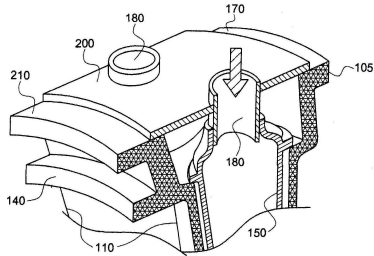


FIG. 2

【図 3】

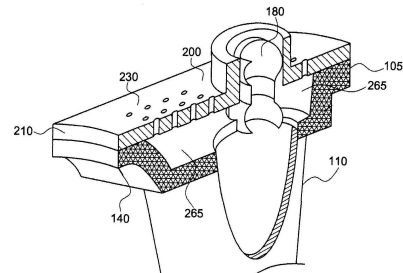


FIG. 3

【図 4】

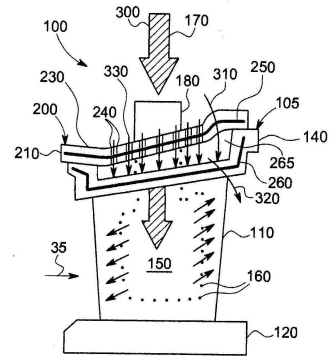


FIG. 4

【図 5】

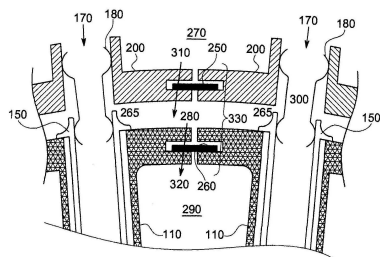


FIG. 5

フロントページの続き

- (72)発明者 ロバート・ウォルター・コイン
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州・29615、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、
300番
- (72)発明者 グレゴリー・トーマス・フォスター
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州・29615、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、
300番
- (72)発明者 ラヴィチャンドラン・ミーナカシスンドラム
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州・29615、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、
300番
- (72)発明者 グレン・アーサー・マックミラン
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州・29615、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、
300番
- (72)発明者 アーロン・グレーゴリー・ウィン
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州・29615、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、
300番

審査官 筑波 茂樹

- (56)参考文献 特開2004-092612(JP, A)
特開平02-241902(JP, A)
特開2010-180827(JP, A)
特開2009-156261(JP, A)
特開2002-106304(JP, A)
米国特許出願公開第2010/0129196(US, A1)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F01D 9/02
F02C 7/18