

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4086906号
(P4086906)

(45) 発行日 平成20年5月14日(2008.5.14)

(24) 登録日 平成20年2月29日(2008.2.29)

(51) Int.Cl.

F 1

FO 1 D 5/18 (2006.01)

FO 1 D 5/18

FO 1 D 9/02 (2006.01)

FO 1 D 9/02 1 O 2

請求項の数 5 (全 7 頁)

(21) 出願番号 特願平10-517033
(86) (22) 出願日 平成9年9月25日(1997.9.25)
(65) 公表番号 特表2001-501703(P2001-501703A)
(43) 公表日 平成13年2月6日(2001.2.6)
(86) 国際出願番号 PCT/CA1997/000705
(87) 国際公開番号 W01998/015717
(87) 国際公開日 平成10年4月16日(1998.4.16)
審査請求日 平成16年9月2日(2004.9.2)
(31) 優先権主張番号 08/725,990
(32) 優先日 平成8年10月4日(1996.10.4)
(33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者
ブラット アンド ホイットニー カナダ
コーポレーション
カナダ, ケベック ジェイ4ジィー 1エ
イ1, ロンギュイル, マリー ヴィクトリ
ン 1000
(74) 代理人
弁理士 橋本 剛
(74) 代理人
弁理士 富岡 潔
(72) 発明者
ティボット, ジャン.
イギリス, スタッフォードシャイン ダヴリ
ューエス13 7アールエフ, リッチフィ
ールド, メアリーズ ロード, ストリート
25

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンのエアフォイルの冷却

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

タービンセクションのエアフォイル(10)用の空気冷却システムを含むガスタービンエンジンであって、

このガスタービンエンジンは、該ガスタービンエンジンを貫通する主流ガス流路(GF)を有し、この主流ガス流路(GF)は、該ガスタービンエンジンのコンプレッサセクションから前記エアフォイル(10)へと冷却空気を抽気する冷却空気抽気手段を含み、

前記エアフォイル(10)は、外部エアフォイル形状を有するとともに内部空洞部(18)を画成するエアフォイル壁(16)を含み、

前記エアフォイル(10)は、該エアフォイル(10)の端部に設けられたプラットフォーム(12, 14)を含み、

前記エアフォイル(10)は、後縁(22)を画定する後部セクション(30)と、前記空洞部(18)内に設けられたインサートチューブ(32)と、を含み、該インサートチューブ(32)は、プラットフォーム(12, 14)から延びるとともに前記冷却空気の一部を該インサートチューブ(32)を通じて該空洞部(18)内へ導くように前記冷却空気抽気手段と連通しており、

前記エアフォイル(10)は、前記後縁(22)に設けられた空気排気スロット(54)を含み、前記空気排気スロット(54)は、前記空洞部(18)から前記主流ガス流路(GF)へとガスを排気するために該エアフォイル(10)の翼幅に沿って、かつ主流ガス流路(GF)を横切るように延びており、

10

20

前記エアフォイル（１０）は、前記冷却空気の他の部分がプラットフォーム（１２，１４）に衝突するように該冷却空気を導くように、更に、前記冷却空気抽気手段と連通しているガスタービンエンジンにおいて、

前記プラットフォーム（１２，１４）に画成された開口部（５０，５２）を含み、この開口部（５０，５２）は、前記エアフォイル（１０）の前記後部セクション（３０）における前記インサートチューブ（３２）と前記排気スロット（５４）との間において前記後部セクション（３０）の前記空洞部（１８）と連通するように設けられており、

前記プラットフォーム（１２，１４）に衝突した全ての使用済衝突冷却空気を、前記開口部（５０，５２）を介して前記空洞部（１８）内に導き、前記インサートチューブ（３２）を通して前記空洞部（１８）内に導かれた冷却空気とともに、前記排気スロット（５４）から排気するように、前記プラットフォーム（１２，１４）が構成され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２】

前記プラットフォーム（１４）は、外側プラットフォームであり、更に、内側プラットフォーム（１２）を含み、該内側プラットフォーム（１２）と該外側プラットフォーム（１４）とは、それぞれ前記エアフォイル（１０）の各端部に設けられており、前記開口部（５０，５２）は、前記外側プラットフォーム（１４）と前記内側プラットフォーム（１２）との両方に設けられていることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジン。

【請求項３】

前記インサートチューブ（３２）は、後縁（３３）を有し、前記開口部（５０，５２）は、該インサートチューブ（３２）の後縁（３３）に近接して設けられていることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジン。

20

【請求項４】

ガスタービンエンジンのタービンセクションの主流ガス流路（ＧＦ）における中空エアフォイル（１０）の冷却方法であって、

前記中空エアフォイル（１０）は、開口部（５０，５２）を含む内側プラットフォーム（１２）および外側プラットフォーム（１４）と、排気口（５４）を含む後縁（２２）と、を有し、

前記中空エアフォイル（１０）内の管路（３２）を通して前記中空エアフォイルの内部（１８）へと流路に沿って、圧縮した冷却空気の第一の流れを導くステップと、

30

前記エアフォイル（１０）の前記内側プラットフォーム（１２）および前記外側プラットフォーム（１４）に圧縮した冷却空気の第二の流れを導くステップと、

冷却空気の前記第二の流れの全てを、前記中空エアフォイル（１０）の前記管路（３２）の下流において前記開口部（５０，５２）を介して前記中空エアフォイル（１０）内へと導くステップと、

冷却空気の前記第一の流れ及び第二の流れの冷却空気を、前記エアフォイル（１０）の前記後縁（２２）に設けられた前記排気口（５４）を通して前記ガス流路（ＧＦ）の流れと同様の角度及びマッハ数で前記主流ガス流路（ＧＦ）内へと導くステップと、

を含み、

これにより、前記エアフォイル（１０）の翼幅に沿った温度勾配の範囲がより狭くなることを特徴とする中空エアフォイルの冷却方法。

40

【請求項５】

冷却空気の前記第二の流れが、前記管路（３２）に近接するとともに該管路（３２）の下流の位置で前記中空エアフォイル（１０）内へ導かれることを特徴とする請求項４記載の中空エアフォイルの冷却方法。

【発明の詳細な説明】

技術分野

本発明は、ガスタービンエンジンの冷却に関し、特に、高圧タービンベーンエアフォイル及びプラットフォームの冷却を改善する技術に関する。

背景技術

50

衝突冷却やフィルム冷却を組み合わせるタービンベーンのエアfoilやプラットフォームの冷却を行うことは周知である。例えば、冷却空気はエンジンコンプレッサからの圧縮空気から引かれ、ベーンの内側壁を衝突冷却もしくはエアfoil表面をフィルム冷却するために中空のベーン空洞部内のチューブインサートに導かれるとともに、ベーンの外側及び内側プラットフォームのいずれかもしくは両方に衝突するように導かれる。このような冷却システムの概要は、1994年10月4日にシルベストロに付与された米国特許第5,352,091号に開示されている。

1992年9月1日にグレザー等に付与された米国特許第5,142,859号には、外側プラットフォーム冷却空気を、空洞部内のインサートへ導くとともにインサートの孔を通じてエアfoilの中空空洞部の内側面に衝突するように導くことが開示されている。この冷却空気の一部は、エアfoilの後縁の開口部を通じてガス流の主流に導かれる。冷却空気の残りの部分（クレザー等に付与された特許では、20%と開示されている）は、内側ベーンプラットフォームの開口部を通じて空洞部から排出されて他の冷却流と混合され、最終的に内側ベーンプラットフォームのリムシール部分に近接する地点でガス流の主流へと導かれる。エアfoilの後縁からガス流の主流に排出される使用済冷却空気は、エアfoilに比べて主流との角度が小さく、かつ高いマッハ数値を有し、これにより、冷却空気とガス流の主流とが混合するのに従って損失されるエネルギーを小さくすることができる。しかし、内側ベーンプラットフォームのリムシールに近接する部分もしくは外側プラットフォーム下流の同様の位置から主流に導かれる冷却空気は、その混合の仕方によりエネルギーの損失を引き起こす。

このようなベーンが通常配置される高温環境における上記のようなエアfoil冷却システムの課題の1つは、エネルギー損失を最小限に保つとともにベーンの効果的な正圧面フィルム冷却を提供することができる方法で比較的多くの量の使用済冷却空気をガス流路に導くことである。

もう1つの課題は、特に、ベーン外側面の局所的なフィルム冷却を行なっている場合に、ベーンチューブインサートの後縁における逆流圧力マージンを増加させることでエアfoilの過熱を引き起こすおそれがあるベーン空洞部への熱ガス吸入のリスクを減少させることである。

発明の開示

本発明の目的は、高圧タービン（HPT）の空気力学的効率を改善するエアfoilを提供することであり、これに従って、上述した二次的な流れの混合によるエネルギー損失を減少させることによりベーン及びブレード段の効率を改善することである。

本発明の他の目的は、エアfoilに設けられた排出口で起こりうる逆流圧力に対する耐性マージンを増加させることによって上述の課題に対して解決法を提供することである。

本発明の更に他の目的は、再度導かれる使用済のプラットフォーム衝突冷却空気エアfoil冷却用の圧縮空気の一部を補充することにより、エアfoilの冷却に要求される冷却空気の量を減少させることである。

本発明のまた他の目的は、特にエアfoilの後部において、エアfoilの翼幅に沿った温度勾配を改善し、エアfoilの寿命を延長することである。

本発明に基づく構成は、タービンセクションのエアfoil用の空気冷却システムとガスタービンエンジンとを含み、ガスタービンエンジンは、該ガスタービンエンジンを貫通する主流ガス流路を有し、この主流ガス流路は、該ガスタービンエンジンのコンプレッサセクションから上記エアfoilへと冷却空気を抽気する冷却空気抽気手段を含み、上記エアfoilは、外部エアfoil形状を有するとともに内部空洞部を画成するエアfoil壁を含み、上記エアfoilは、該エアfoilの端部に設けられたプラットフォームを含み、上記エアfoilは、後縁を画定する後部セクションと、上記空洞部内に設けられたインサートチューブと、を含み、該インサートチューブは、プラットフォームから延びるとともに上記冷却空気の一部を該インサートチューブを通じて該空洞部内へ導くように上記冷却空気抽気手段と連通しており、上記エアfoilは、上記後縁に設けられた空気排気スロットを含み、上記空気排気スロットは、上記空洞部から上記ガス流路の主流へ

10

20

30

40

50

とガスを排気するために該エアフォイルの翼幅に沿って、かつ主流ガス流路を横切るように延びており、上記エアフォイルは、上記冷却空気の他の部分がプラットフォームに衝突するように該冷却空気を導くように、更に、上記冷却空気抽気手段と連通しており、上記プラットフォームに画成された開口部を含み、この開口部は上記エアフォイルの上記後部セクションにおける上記インサートチューブと上記排気スロットとの間の上記後部セクションの上記空洞部と連通するように設けられており、これにより、使用済衝突冷却空気が、上記インサートチューブからの使用済冷却空気とともに上記排気スロットを通じて排気される。

この構成の利点は、エアフォイルの正圧面のフィルム冷却に使用されないエアフォイルの内部空洞部からの冷却空気の全流量が、所望のマッハ数及び角度でベーンの後縁からガス

10

流の主流へと導かれ、これにより、混合によるエンジンのエネルギー損失が減少される点である。

プラットフォームに衝突するとともにエアフォイル内の空洞部に供給される冷却空気の全流量によって、エアフォイル空洞部の後部セクションの比較的低压領域の圧力が増加し、これにより、特にフィルム冷却を行なっている場合に主流からの熱ガスの吸入が防止される。

なお、使用済冷却空気は、プラットフォームへの衝突によって加熱されているので、この使用済冷却空気によってエアフォイルの翼幅に沿った金属温度勾配が改善される。

【図面の簡単な説明】

続いて以下の図面を参照して本発明を詳細に説明する。

20

図1は、本発明に係る第一段タービンベーンエアフォイルの側部断面図である。

図2は、図1の2-2線に沿った水平な断面図である。

発明を実施するための最良の形態

図面を参照すると、ガスタービンエンジンのガスタービンの第一段用のエアフォイル10が示されており、このエアフォイル10は、内側プラットフォーム12と外側プラットフォーム14とを有する。エアフォイル10は、少なくとも1つの空洞部18を画成する壁16を含む。この壁は、ガス流路内のガス流GFとして示される燃焼室からのガスの主流に対する前縁20を有する。図1で示されているように第一段のベーン10は、径方向の列に配列されており、その内側プラットフォーム側の支持構造体40とその外側プラットフォーム側のシュラウド38によって支持されている。

30

空洞部18は、正圧面24と負圧面26とを含む壁16によって画成される。図示は省略されているが、壁16は、壁16の外側面のフィルム冷却が可能となるように空洞部18と連通する開口部を有する。冷却空気は、インサートチューブ32、34を通じて空洞部18に供給され、インサートチューブ34は、エアフォイルの前方セクション28に、インサートチューブ32は、後部セクション30に設けられている。

コンプレッサ（図示省略）から抽気する冷却空気は、タービンを取り囲む環状の空気流路を通して流れ、続いてシュラウド38の開口部42を通じてチューブ32へと流れる。冷却空気が、壁16の内側面に衝突するように、また、続いて壁16の開口部を通じて流れることで壁16の外側面に冷却フィルムを形成し得るように、インサートチューブ32の正圧面側及び負圧面側に出口開口部44を設けることができる。いずれの場合でも、フィルム冷却に利用されない空洞部18内の衝突冷却空気は、突出部36を越えてエアフォイルの後部セクション30へと流れ、エアフォイルの後縁22における排気スロットを通じて排気される。開口部44からの冷却空気流の流路に設けられた突出部36は、壁16の熱伝達係数を増加させる。

40

インサートチューブ32を通過する空気流は、チューブ32の後縁33で低压領域を生じさせる。

コンプレッサからの冷却空気は、また、外側プラットフォーム14に衝突するようにシュラウド38の開口部46を通じて導かれる。同様に、コンプレッサから抽気される冷却空気は、内側プラットフォーム12にも衝突するように支持構造体40の開口部48を通じて導くことができる。本実施例では、内側プラットフォーム12及び外側プラットフォーム

50

ム 1 4 の両方を衝突冷却しているが、本発明に係る他の実施例では、一方もしくは他方のプラットフォームのみを衝突冷却することもできる。プラットフォームの両方を衝突冷却する上述した実施例では、開口部 5 0, 5 2 がプラットフォーム 1 4, 1 2 にそれぞれ設けられている。これらの開口部 5 0, 5 2 は、衝突冷却空気をエアfoil 1 0 の空洞部 1 8 の後部セクションへと導くためにインサートチューブ 3 2 の後縁 3 3 のすぐ下流に設けられている。これらの開口部 5 0, 5 2 は、いずれか一方もしくは両方が計画的にチューブ 3 2 の後縁 3 3 に近接して設けられることが望ましく、これは、比較的高い圧力で空洞部に流入する上記衝突空気によって、チューブ 3 2 の後縁 3 3 下流の通常低圧の領域における圧力を高めることでこの領域の総圧を高め、これにより、特に、エアfoil の設計においてエアfoil 正圧面のフィルム冷却が利用される場合にガス流 G F からの熱ガスの吸入を防止するためである。このことによって、インサート後縁のすぐ下流に生じる分離された流れの領域が再活性化され、この領域における局所的な熱伝達が改善される。しかし、開口部 5 0, 5 2 を、チューブ 3 2 の外部で、かつ後部空洞部 1 8 内の他の位置に設けることもできる。

10

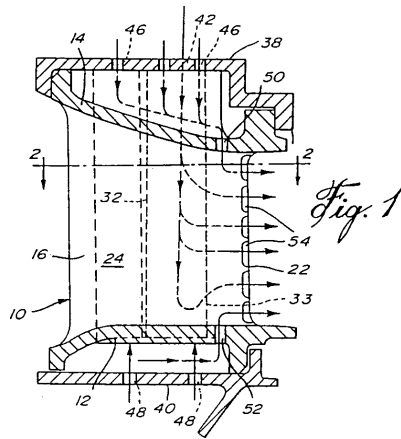
プラットフォーム 1 2, 1 4 に衝突した冷却空気は、インサートチューブ 3 2 を通過する冷却ガスよりも高温となる。小林等に 1 9 8 1 年 1 0 月 6 日に付与された米国特許第 4, 2 9 3, 2 7 5 号を含む従来技術で周知のように、翼幅（スパン）の中央領域は、比較的温度が高く、内側プラットフォーム領域及び外側プラットフォーム領域は、比較的温度が低いので、内側プラットフォームと外側プラットフォームとの間の翼幅に沿った温度勾配は、かなり大きい。使用済の比較的热いプラットフォーム冷却空気を、外側プラットフォーム領域及び内側プラットフォームのそれぞれの開口部 5 0, 5 2 を通じて注入することで、外側プラットフォーム領域と内側プラットフォーム領域との温度が上昇して中央翼幅領域の空気温度に近づくので、抽気孔 5 0, 5 2 から排気スロット 5 4 までのエアfoil の壁の温度勾配は平らとなり、即ち減少する。

20

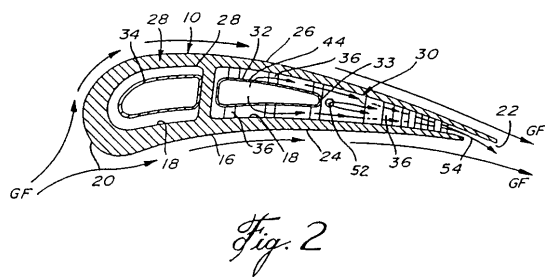
プラットフォーム冷却空気を、プラットフォームを直接貫通する抽気孔を通じて主流内へと導くもしくは（グレーザに付与された特許のように）リムシールに近接するベーンプラットフォームを越えるように導くのではなく、エアfoil 1 0 の空洞部 1 8 を通じて主流ガスへと導くことによって、エアfoil の正圧面の高い圧力に対して空洞部 1 8 内の圧力をより高く維持することができ、エアfoil の正圧面におけるフィルム冷却孔の位置を従来技術におけるベーンよりも更に上流に設けることができる。

30

【図 1】



【図 2】



フロントページの続き

(72)発明者 アブデルーメッセ, ウイリアム.

カナダ, ケベック ジェイ 3 ジー 3 ジー 8, ペロイル, バンティング 3 8 0

(72)発明者 パブレ, ミッシェル

カナダ, ケベック エイチ 3 イー 1 ヴィー 2, ナンズ アイランド, ナンバー 3 0 5 ル デ
ユ ラノ 7 7 7

審査官 稲葉 大紀

(56)参考文献 特開平 0 4 - 2 3 4 5 3 7 (J P, A)

特公昭 4 8 - 0 2 6 0 8 6 (J P, B 1)

特表平 0 6 - 5 1 0 5 7 8 (J P, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., D B名)

F01D 5/18

F01D 9/02