

(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2006-138317

(P2006-138317A)

(43) 公開日 平成18年6月1日(2006.6.1)

(51) Int. Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO1D 5/18 (2006.01)	FO1D 5/18	3G002
FO2C 7/00 (2006.01)	FO2C 7/00	D
B22C 9/24 (2006.01)	B22C 9/24	C
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18	A

審査請求 有 請求項の数 21 O L 外国語出願 (全 29 頁)

(21) 出願番号 特願2005-304222 (P2005-304222)
 (22) 出願日 平成17年10月19日 (2005.10.19)
 (31) 優先権主張番号 10/984, 216
 (32) 優先日 平成16年11月9日 (2004.11.9)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 590005449
 ユナイテッド テクノロジーズ コーポレイション
 UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION
 アメリカ合衆国, コネチカット 06101, ハートフォード, ユナイテッド テクノロジーズ ビルディング
 (74) 代理人 100096459
 弁理士 橋本 剛
 (74) 代理人 100092613
 弁理士 富岡 潔

最終頁に続く

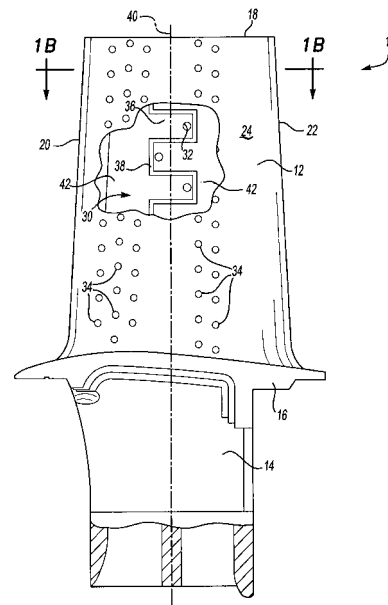
(54) 【発明の名称】 コア組立体およびこれを用いた翼組立体と冷却流路形成方法

(57) 【要約】

【課題】 翼組立体の製造に利用され、かつ製造性の良いコア組立体を提供する。

【解決手段】 タービンブレード翼組立体 10 が冷却空気流路 30 を備える。冷却空気流路 30 は、少なくとも 1 つの隣接する衝突開口部 32 から隔離される複数の衝突開口部 32 を備える。冷却空気流路は、単一のコア 44 を使用して、タービンブレード組立体 10 内に形成かつ鑄造される。単一のコア 44 は、種々の分離かつ隔離される衝突開口部 32 を製作するのに必要な機能部材 38 を形成する。衝突開口部 32 の隔離と組合せは、対流の増加とフィルム冷却を実現し、および翼 12 の熱性能を最適化するために翼 12 上の空気流を調整する自由度を付与する。

【選択図】 図 1 A



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

翼内に冷却流路を形成するコア組立体であって、
対応する複数の衝突開口部を形成する複数の衝突構造部材を備える第 1 の側面と、
対応する複数のフィルム開口部を形成する複数のフィルム冷却構造部材を備える第 2 の側面と、
前記対応する複数の衝突開口部の少なくとも 1 つを前記対応する複数の衝突開口部の他の 1 つから分離する壁を形成する複数の分離構造部材と、
を備えるコア組立体。

【請求項 2】

前記第 2 の側面は、冷却空気流を変更する乱流化機能部材を形成する複数の乱流化構造部材を備えることを特徴とする、請求項 1 に記載のコア組立体。

【請求項 3】

前記複数の衝突構造部材のそれぞれは、前記対応する複数の衝突開口部の任意の他の 1 つから隔離される衝突開口部を形成することを特徴とする、請求項 1 に記載のコア組立体。

【請求項 4】

前記コア組立体は、セラミック材料から成ることを特徴とする、請求項 1 に記載のコア組立体。

【請求項 5】

前記複数の衝突構造部材は、内部コアと前記冷却流路との間に冷却空気を連通する対応する複数の衝突開口部を形成することを特徴とする、請求項 1 に記載のコア組立体。

【請求項 6】

翼組立体用の冷却流路を形成する方法であって、
(a) 衝突開口部を形成する衝突構造部材、および前記衝突開口部のそれぞれを任意の他の衝突開口部から隔離するチャンネルを形成する分離構造部材を備える第 1 のコアを形成するステップと、
(b) 前記翼組立体内に配設されるステップ (a) の前記コアでもって、前記翼組立体を鑄造するステップと、
(c) 前記成形された翼を前記コアから取り外すステップと、
を有する方法。

【請求項 7】

前記ステップ (a) は、対応する複数のフィルム孔を前記翼組立体内に形成するために、複数のフィルム孔構造部材を形成するステップを含むことを特徴とする、請求項 6 に記載の方法。

【請求項 8】

前記ステップ (a) は、チャンネルを形成するために分離構造部材を形成するステップを含み、これにより、それぞれのチャンネルの一部がこれらのチャンネルの他のチャンネル内に相互嵌合いすることを特徴とする、請求項 6 に記載の方法。

【請求項 9】

前記第 1 のコアにより形成された前記冷却流路への冷却空気を受容しかつ連通するために、前記翼内に主空洞を形成する第 2 のコアを形成するステップを有することを特徴とする、請求項 6 に記載の方法。

【請求項 10】

前記ステップ (a) は、対応する複数の乱流化機能部材を前記翼の前記冷却流路内に生成する複数の乱流化構造部材を形成するステップを有することを特徴とする、請求項 6 に記載の方法。

【請求項 11】

冷却空気を受容する主コアと、
前記主コアと連通する複数の衝突開口部を備える冷却流路であって、前記複数の衝突開

10

20

30

40

50

口部の少なくとも1つを前記複数の衝突開口部の他の1つから隔離するチャンネルを備える冷却流路と、

を備える翼組立体。

【請求項12】

前記チャンネルの前記それぞれは、膨張チャンバと連通することを特徴とする、請求項11に記載の翼組立体。

【請求項13】

前記膨張チャンバから前記翼組立体の外側表面に冷却空気を連通する複数のフィルム冷却孔を備えることを特徴とする、請求項12に記載の翼組立体。

【請求項14】

前記チャンネルのそれぞれは、前記チャンネルを通る空気流を変更する乱流化機能部材を備えることを特徴とする、請求項11に記載の翼組立体。

【請求項15】

前記複数の衝突開口部のそれぞれは中央平面に隣接して配設され、かつ前記チャンネルは前記チャンネルのそれぞれが前記中央平面と交差する部分を含むように、互いに嵌合うことを特徴とする、請求項11に記載の翼組立体。

【請求項16】

前記チャンネルのそれぞれに配設される少なくとも2つの衝突開口部があることを特徴とする、請求項15に記載の翼組立体。

【請求項17】

前記冷却流路は前記主コアに隣接する内部側面と前記翼組立体の外面に隣接する外部側面を備え、また前記乱流化機能部材は前記外部側面に配設されることを特徴とする、請求項14に記載の翼組立体。

【請求項18】

前記チャンネルは、前記内部側面と前記外部側面との間に延びる壁を備える、請求項17に記載の翼組立体。

【請求項19】

空気は、前記主コアから前記衝突開口部を通して、前記外側面に対して上方に向かって流れる、請求項18に記載の翼組立体。

【請求項20】

前記冷却流路は、前縁側面と後縁側面を備え、かつ前記チャンネルは、前記前縁側面と前記後縁側面へ横断するように延びる、請求項17に記載の翼組立体。

【請求項21】

前記冷却流路は、前記前縁側面に隣接する前縁側面膨張チャンバと前記後縁側面に隣接する後縁側面膨張チャンバを備え、また前記チャンネルの隣接するチャンネルは、前記前縁側面膨張チャンバと前記後縁側面膨張チャンバの異なるチャンネルとを連通することを特徴とする、請求項20に記載の翼組立体。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、一般に、翼用の冷却流路に関する。特に本発明は、翼用の冷却流路を形成するコア組立体に関する。

【0002】

米国政府は、米国海軍により発注された契約番号N00019-02-C-3003に基づき、本発明における幾つかの権利を有することができる。

【背景技術】

【0003】

一般的に、ガスタービンエンジンは、燃焼ガスの主流からのエネルギーを、圧縮機を回転かつ駆動する機械的エネルギーに変換する複数のタービンブレードを備える。タービンブレードのそれぞれは、主燃焼ガスの流れから圧縮機を駆動するのが望まれる回転エネルギー

10

20

30

40

50

ギーを発生する翼部を備える。

【0004】

タービンブレード組立体は、ガスタービンエンジンの燃焼器から排気される高温燃焼ガスに曝される。タービンブレード組立体を通して、かつその上に排気される燃焼ガスの温度は、タービンブレード組立体の耐用年数を減少させる恐れがある。この理由のために、それぞれのタービンブレードには、複数の冷却空気流路が設けられる。冷却空気は、タービンブレードのそれぞれを通して送られて、タービンブレードの表面にあるフィルム孔から排気される。タービンブレードの表面にあるフィルム孔の位置は、タービンブレードの表面上の冷却空気の層を生成する。冷却空気は、タービンブレードを高温燃焼ガスから断熱する。タービンブレードを、高温燃焼ガスへの暴露から断熱することにより、タービンブレードの信頼性と耐用年数が大幅に向上する。

10

【0005】

一般的に、タービンブレード内の冷却流路は、セラミックコアにより形成され、そのコアには、タービンブレードを形成するのに使用される熔融材料が設けられ、かつその材料で取囲まれる。タービンブレードを形成するのに使用される熔融材料が一旦固化すると、コア材料が取り外される。コア材料が取り外されると、フィルム冷却孔の所要の形状と共に、所要の冷却空気流路が残される。

【0006】

明白なように、それぞれのタービンブレード組立体は、冷却空気流路の行止まり、または端部を表す。これは、内部側面またはタービンブレードのプラットフォームから流れる冷却空気が、タービンブレードの先端へ向けて半径方向外側に流れるからである。タービンブレードの先端は、締切られて冷却空気流路の端部を形成する。したがって、タービンブレードを通る冷却空気の唯一の出口は、タービンブレード表面とその周辺に配設される複数のフィルム冷却孔を通る。タービンブレードを冷却するフィルム孔の構成と数量は、冷却空気の所要の流量を生成するように決められる。

20

【0007】

タービンブレードの形状は、タービンブレードの前縁から後縁への断面全体を通して変わる。前縁は、後縁よりもかなり厚いことが最も多い。しかしながら、後縁における冷却の必要性は、前縁よりも大きいことが多いので、冷却流路を後縁に近接して配置する必要がある。明白なように、薄い縁部セクション内の冷却流路は非常に小さい。この小さい冷却流路は、これらの冷却流路を形成するために小さいコア組立体を必要とする。コア組立体のサイズが減少するにつれて、成形作業中の損傷をより受けやすくなる。小さいコア組立体は、タービンブレードの薄い部分における所要の冷却流路を必要とし、かつ製造中の損傷をより受けやすくなる。

30

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0008】

したがって、タービンブレード組立体の薄いセクションに小さい冷却空気流路の形成を実現しながら、確実な製造工程結果を得るに足る強固なコア組立体を開発するのが望ましい。

40

【0009】

冷却空気流路の構造と構成の他の問題点は、冷却流路の内側面における冷却空気の方向である。一般的に冷却流路は、主コア部から空気を受容する。ついで、タービンブレードの主コア部は、冷却空気源と連通する。したがって冷却空気流路は、主コアに隣接する内面、およびタービンブレードの外側表面に隣接する外面を備える。冷却空気流路内の衝突孔（インピンジメント孔）は、主コアからの空気を冷却空気流路内に、かつその外面に対抗して連通させる。

【0010】

したがって、製造工程中に信頼でき、かつ伝熱能力利用を最大にする所要の冷却空気流特性を提供する、タービンブレード組立体内の冷却空気流路を形成するコア組立体を開発

50

することが望ましい。

【課題を解決するための手段】

【0011】

本発明の代表的実施態様は、衝突孔のそれぞれが他の衝突孔の少なくとも一部から隔離される冷却流路を有するタービンプレード組立体を備える。冷却流路内の衝突孔の隔離は、特定の所要の部位への冷却空気流の方向を実現する。さらに、冷却空気流路の形成に利用されるコア組立体は、生産性を強化しかつ向上する一連の構造部材を提供する。

【0012】

本発明の一例のタービンプレード組立体には、主コアと連通する冷却空気流路が形成される。ついで主コアが、他のシステムからの冷却空気と連通する。この冷却流路は、互いに隔離された複数の衝突孔を備える独自のコア組立体を用いて形成される。衝突孔のそれぞれを他の衝突孔の少なくとも一部から隔離することにより、衝突孔間の直交流が防止されて、冷却流路の外面对する冷却空気流が改良される。

10

【0013】

コア組立体により、冷却流路の構造が得られ、そしてコア組立体は衝突開口部を形成する衝突構造部材を備える。衝突構造部材のそれぞれは、分離構造部材により、他の構造部材の少なくとも幾つかから隔離される。分離構造部材は、衝突開口部を隔離するチャンネルを冷却流路内に形成する。コア組立体により形成されるチャンネルのそれぞれは、冷却流路の側面において膨張チャンバと連通する。膨張チャンバ内に、フィルム構造部材があり、その構造部材は、冷却空気流路とタービンプレード組立体の外側表面との間にフィルム開口部を生成するために設けられる。

20

【0014】

したがって、本発明のタービンプレード組立体は、タービンプレード用の所要の冷却特性を提供する冷却空気流路を備える。

【0015】

本発明のこれらと他の特徴は、以下の説明と、および以下に簡単に説明される図面とから最も良く理解できる。

【発明を実施するための最良の形態】

【0016】

図1Aと1Bを参照すると、タービンプレード組立体10は、翼部12、付根部14、およびプラットフォーム部16を備える。付根部14は、当該技術で知られているように、ハブ部分(図示せず)中に延びる。付根部14は、プラットフォーム部16まで延びる。翼12は、プラットフォーム部16から上方へ延びる。タービン翼部12は、プラットフォーム部16から先端18まで延びる。タービンプレード組立体10は、前縁20と後縁22を備える。前縁20と後縁22との間に、外側表面24がある。外側表面24は、ガス流の流れが機械的回転エネルギーに移行または変換されるように、形状が決められる。理解されるように、タービンプレード組立体10は、図1Aに示されるように、当該技術に有能な者に知られている。この開示で利点を受ける当該技術に有能な者は、種々の用途で利用される他の翼構成についても、本発明の開示と冷却流路とからの利点を得ることが分かるであろう。

30

40

【0017】

タービンプレード組立体10は、冷却流路30を備える。冷却流路30は、タービンプレード組立体10内に配設される。冷却空気は、付根部14内の流路26を通してタービンプレード組立体10に入る。冷却空気は、流路26を通して主コア28(図1B)に流入する。主コア28は、タービンプレード組立体10の内部における中空部分である。流路26を通して主コア28中に連通する冷却空気は、タービンプレード組立体10内に配設される冷却流路30に入る。冷却空気は、主コア28から複数の衝突開口部32を通して冷却流路30に入る。

【0018】

衝突開口部32からの冷却空気流は、衝突開口部32の反対側に配設される膨張チャン

50

バ 4 2 へ向けて流れる。冷却空気流は、タービンプレード組立体 1 0 の壁を通り、フィルム開口部 3 4 を通して進む。フィルム開口部 3 4 を通して冷却流路 3 0 から流れ出る冷却空気は、タービンプレード組立体 1 0 の外側表面 2 4 上を流れて、空気の冷却および断熱の層を形成する。

【 0 0 1 9 】

本発明のタービンプレード組立体 1 0 は、冷却流路 3 0 を備える。冷却流路 3 0 のそれぞれは、衝突開口部 3 2 を備える。衝突開口部 3 2 は、チャンネル 3 6 により互いに隔離される。チャンネル 3 6 は、一連の分離構造部材 3 8 により形成される。衝突開口部 3 2 それぞれの分離と絶縁により、冷却流路 3 0 の外面に衝突する冷却流の分離が実現できる。さらに、隣接する衝突開口部 3 2 の隔離により、典型的な従来技術の衝突開口部に生じる直交流の問題が防止され、かつ減少される。衝突開口部 3 2 からの流れは、チャンネル 3 6 を通して、複数のフィルム孔 3 4 へ送られる。フィルム孔 3 4 は、膨張チャンバ 4 2 と連通している。膨張チャンバ 4 2 は、冷却流路の一部分を形成して、フィルム孔 3 4 へ連通されることになる冷却空気を滞留する。冷却空気を膨張チャンバ 4 2 内に滞留することにより、衝突開口部 3 2 に対応する壁への逆流衝突に付随する問題が減少される。

10

【 0 0 2 0 】

図 2 を参照すると、翼 1 2 の透視図が示されて、主コア 2 8 の構成が図示される。主コア 2 8 は、タービンプレード組立体 1 0 の中央部分を通して上昇しかつ冷却流路 3 0 と連通する冷却空気の連通を実現する。図 2 に図示されるタービンプレード組立体と翼 1 2 との特定の形状と構成は、既知の通りである。この開示で利点を受ける者は、多くの種々の型式の翼構成が、この開示内で図示および説明される冷却流路構成から利点を得ることを理解するであろう。

20

【 0 0 2 1 】

図 3 を参照すると、冷却流路 3 0 は、コア組立体 4 4 を用いてタービンプレード組立体 1 0 内に形成される。コア組立体 4 4 は、タービンプレード組立体 1 0 の製作中に、冷却流路の開口部とチャンネルを含む種々の構成および構造を実現できる。従来から、タービンプレード組立体 1 0 は、従来成形工程を通して製作されている。コア組立体 4 4 は、特別に配合されたセラミックと超合金のような既知のコア材料から製作できる。コア組立体 4 4 は、モールド内に載置され、ついで、タービンプレード組立体 1 0 を構成する溶融材料により取囲まれる。タービンプレード組立体 1 0 を形成する材料が固化すると、コア組立体 4 4 は、取り外される。コア組立体 4 4 の取り外しは、既知の通りであり、かつコア組立体 4 4 を破壊し溶出分離するのに薬品が使用される抽出 (l e e c h i n g) または酸化の工程を含む種々の工程から成ることができる。明白なように、この開示で利点を受ける当該技術に有能な者は、既知の他の成形工程および他の材料の使用が本発明の意図と範囲の中に入ることを理解するであろう。タービンプレード組立体 1 0 からコア 4 4 を取り外すのに利用される取り外し工程の方式は、種々の要因に左右される。これらの要因には、タービンプレード材料の種類、使用されるコア材料の種類、および冷却空気流路の特定の構成がある。

30

【 0 0 2 2 】

複雑な冷却空気流路の形成に利用されるコア組立体 4 4 は、タービンプレード組立体 1 0 内に所望の冷却特性を付与するために必要とされている。コア組立体 4 4 は、完成されたタービン組立体 1 0 内に延び衝突開口部 3 2 を形成する衝突構造部材 4 6 を備える。コア組立体 4 4 も、衝突開口部 3 2 のそれぞれを衝突開口部 3 2 の少なくとも他の 1 つから隔離するのに必要なチャンネルおよび壁を形成する分離構造部材 4 8 を備える。

40

【 0 0 2 3 】

図 4 を参照すると、翼 1 2 が示され、その表面の一部分は、中に形成される冷却空気流路の特定の機能部材を図示するために取り除かれている。冷却空気流路 3 0 は、冷却空気流路 3 0 の両側に膨張チャンバ 4 2 を備える。冷却空気流路 3 0 は、前縁側面 5 0 と後縁側面 5 2 を備える。冷却空気流路 3 0 のそれぞれの側面は、膨張チャンバ 4 2 を備える。隣接する衝突開口部 3 2 は、冷却空気流路 3 0 の反対側に配設される膨張チャンバ 4 2 と

50

連通する。隣接する２つの衝突開口部は、共通の膨張チャンバ４２に冷却空気を流さない。このようにして、特定の空気流を、制御および調整して、翼１２の特定の部位と機能部材を冷却できる。

【００２４】

図５を参照すると、コア組立体４４の一例が示され、これは翼１２内に衝突開口部３２を形成するのに利用される衝突構造部材４６を備える。衝突開口部３２は、冷却空気を主コア２８から冷却流路３０中に連通する。コア組立体４４はまた、それぞれ隣接する衝突開口部３２を通して冷却空気を分離するために使用され、そして提供される分離構造部材４８を備える。コア組立体４４は、完成したタービンブレード翼１２内に形成されるものとは逆の構造を備える。したがって、衝突構造部材４６は、翼１２を通して延び、かつ主コア２８への翼１２を通る開口部を形成する伸張部材である。コア組立体４４の構造と空間は、完成された翼１２内の開放空間を実現する。

10

【００２５】

コア組立体４４は、複数の伝熱促進機能部材６０を備える。これらの伝熱促進機能部材６０は、完成された冷却空気流路３０内において、伝熱促進機能部材６０が、種々の冷却空気流路３０内で上方へ延びる複数の隆起部を形成するような開口部として、コア組立体４４内に形成される。この開示から利点を得る者は、空気流を中断または送る図示された実施例以外の種々の形状の伝熱促進機能部材６０についても、本発明の意図内にあることを理解するであろう。

【００２６】

図６を参照すると、外部側面５６が図示される。外部側面５６は、図４に図示される翼１２から切り取られたものである。外部側面５６は、図６に示されるように一般的にセクション分けされないが、翼１２の一体部分である。外側側面５６は、翼１２の外側表面に隣接する。図４は、冷却流路３０の内部側面５４を図示する。内部側面は、主コア２８に隣接する。このために、隆起部６２が、図６に図示される外部側面５６上に設けられる。明白なように、熱エネルギーは、外側表面２４に沿って放散する。

20

【００２７】

翼１２の外側部分に隣接する外部側面５６は、その側面上で冷却空気流が、所望の吸熱と伝熱に最も影響を及ぼすように設けられる。衝突開口部３２を通る空気流は、衝突開口部３２の直ぐ真向かいにある外部側面５６に衝突する。ついで空気流は、膨張チャンバ４２へ向けて、前縁または後縁へ向けてチャンネル３６により方向づけられるように進む。チャンネル３６を通して空気は、制御および調整されて、伝熱と吸熱の特性を向上する乱流作用を生じる。空気は、膨張チャンバ４２に一旦達すると、滞留して、フィルム孔３４から排気される。ついでフィルム孔３４を通して空気は、主燃焼ガス流中に排気される。この実施例のコア組立体４４は、ほぼ直線状である。しかしながら、コア組立体４４は、特定の翼形状用途に合致するために湾曲した形状を含むことができる。

30

【００２８】

図７を参照すると、冷却空気流路３０の外部側面５６の形成を実現するコア組立体４４の一部が示される。コア組立体４４は、チャンネル３６、フィルム孔３４および分離構造部材３８を形成する構造部分を備える。衝突構造部材４６は、コア４４のこの側面から外方へ延びないことを示すために、破線で図示される。代わりに衝突開口部は、コアの反対側の側面から延びる伸張部材または構造部材４６から形成される。コア組立体４４のこの側面は、完成された翼１２の冷却空気流路３０の外部側面５６内に、これらの機能部材を生成する。この実施例のコア組立体４４において、それぞれの衝突構造部材４６は、分離チャンネル３６中に開放する。したがって、衝突開口部３２のそれぞれは、隣接する衝突開口部３２のいずれからも隔離される。それぞれのチャンネル内には、複数の伝熱促進構造部材６０があり、それらの構造部材は、完成されたチャンネル３６内に所望の隆起部と伝熱隆起部６２とを形成する。図７に図示される伝熱構造部材６０は、外方へ延びる隆起部を形成するために、成形工程中に材料を受容する空洞である。

40

【００２９】

50

図 8 を参照すると、コア組立体 4 4 の内部側面が示され、その側面は、衝突構造部材 4 6 を備える。分離構造部材 4 8 は、この側面から延びないが、反対側の側面から延びることを示すために、破線で図示される。さらに、内部側面 5 4 から外部側面 5 6 上に形成される他の構造部材は、明確にするために示されない。しかしながら明白なように、これらの機能部材は、反対側の側面から外方へ延び、かつこの図面において、破線で表すこともできる。

【 0 0 3 0 】

図 9 と 1 0 を参照すると、本発明に従う他の例のコア組立体 7 0 が、分離チャンネル 3 6 内に配設される複数の衝突構造部材 4 6 を備える。このコア組立体 7 0 において 3 個の衝突構造部材 4 6 が、それぞれの分離チャンネル 3 6 内に配設される。幾つかの衝突開口部をそれぞれのチャンパ内に設けることにより、特定の空気流必要量および特定の部位上の冷却空気流の衝突を、部位特有の伝熱と吸熱要件に対応するように調整できる。ただし、それぞれのチャンネル 3 6 内に配設される幾つかの衝突開口部 4 6 がある。これらの開口部は、少なくとも 1 つの他の衝突開口部から隔離され、この他の衝突開口部は少なくとも 1 つの別の衝突開口部からさらに隔離される。さらに、衝突開口部は全て、中心線 4 0 の周りに配設される。

10

【 0 0 3 1 】

衝突開口部 3 2 のそれぞれは、共通の中心線 4 0 の周りに配設されるが、少なくとも 1 つの他の衝突開口部から隔離される。衝突開口部と衝突構造部材 4 6 が、中心線 4 0 の周りに配設されることが、この例のコア組立体 7 0 において示されるが、衝突開口部の他の構成と位置は、本発明の意図内のものである。当該技術に有能な者は、少なくとも 1 つの衝突開口部の、他の衝突開口部に関しての隔離が、冷却流路における冷却を調整する所望の利点を提供することを理解するであろう。

20

【 0 0 3 2 】

図 1 0 を参照すると、図 9 に示されるものと反対側の側面でのコア組立体が示され、および冷却流路 3 0 の外部側面 5 6 を形成するコア組立体 7 0 の側面が図示される。コア組立体 7 0 のこの側面は、完成された翼 1 2 におけるフィルム孔 3 4 を形成するフィルム構造部材 5 8 を図示する。さらに、完成された冷却流路 3 0 内に伝熱隆起部 6 4 を形成する伝熱構造部材 6 0 が図示される。さらに、図示されるように、衝突構造部材 4 6 が破線で示されて、外部側面 5 6 上に形成される機能部材に関してのそれらの部材の位置が表示される。図 1 0 により分かるように、分離構造部材 4 8 と伝熱構造部材 6 0 は、衝突開口部からフィルム開口部への調整された冷却空気流を生成できる。

30

【 0 0 3 3 】

したがって、本発明のコア組立体 4 4 と翼 1 2 は、タービンブレード組立体 1 0 内に冷却空気特性の調整および向上を実現できる。さらに、コア組立体 4 4 は、衝突孔開口部のそれぞれを通して空気流を分離するのに望ましい複数の個別チャンネルを形成できる単一のコアを備える。衝突開口部のこの隔離は、翼内の局所的な冷却と流れの特性を実現かつ最適化する改良された空気流と調整機能を提供する。

【 0 0 3 4 】

本発明の好ましい実施態様を開示してきたが、当該技術に通常の技能を有する者は、幾つかの変更態様が発明の範囲に入ることを理解するであろう。こうした理由から、本発明の範囲と内容を判断するために、併記の特許請求の範囲を検討すべきである。

40

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 3 5 】

【 図 1 A 】 本発明に従うタービンブレード組立体の側面図である。

【 図 1 B 】 タービンブレード組立体の一部分の断面図である。

【 図 2 】 翼組立体の透視図である。

【 図 3 】 本発明に従うコア組立体の一部分の透視図である。

【 図 4 】 冷却空気流路を図示するために一部分が切取られた、本発明に従う翼組立体の透視図である。

50

【図5】本発明に従うコア組立体の透視図である。

【図6】冷却流路の外側表面の図である。

【図7】本発明に従うコア組立体の側面の平面図である。

【図8】図7に示されるコア組立体の他の側面の平面図である。

【図9】本発明に従うコア組立体の1つの側面の図である。

【図10】図9に図示されるコア組立体の反対側側面の図である。

【符号の説明】

【0036】

10 ... タービンブレード組立体

12 ... 翼部

14 ... 付根部

16 ... プラットフォーム

18 ... 先端

20 ... 前縁

22 ... 後縁

24 ... 外側表面

28 ... 主コア

30 ... 冷却流路

32 ... 衝突開口部

34 ... フィルム開口部

36 ... チャンネル

38 ... 分離構造部材

40 ... 中心線

42 ... 膨張チャンバ

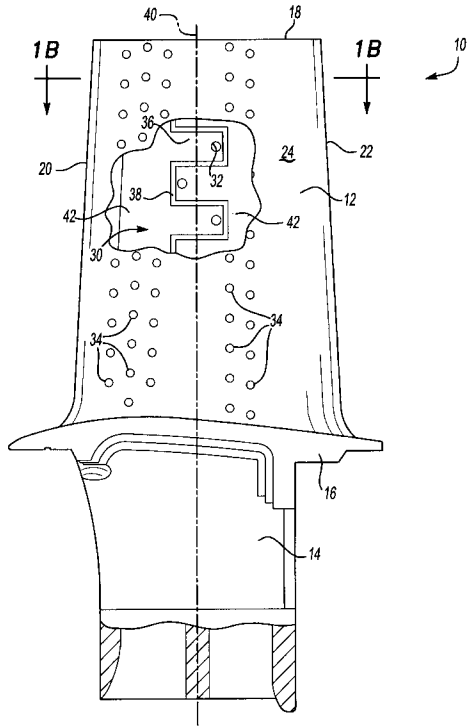
44 ... コア組立体

46 ... 衝突構造部材

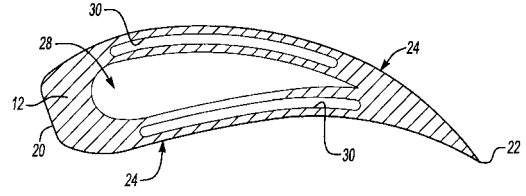
10

20

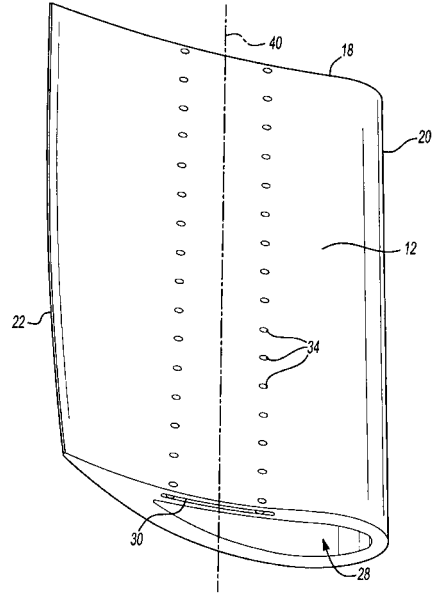
【 図 1 A 】



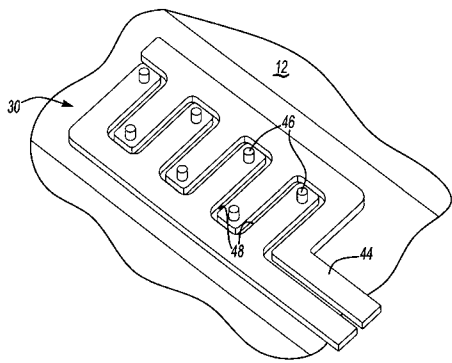
【 図 1 B 】



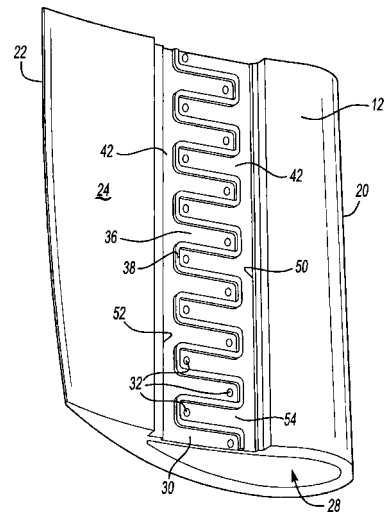
【 図 2 】



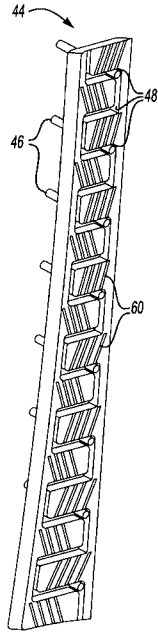
【 図 3 】



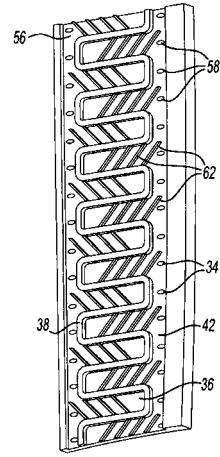
【 図 4 】



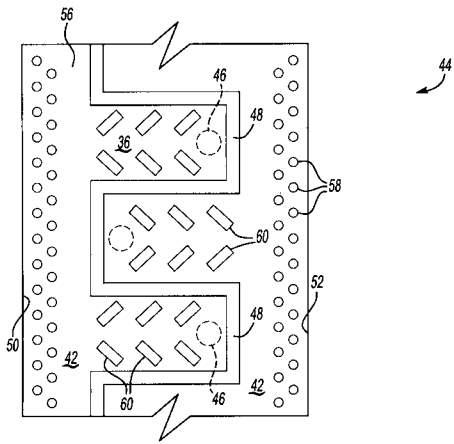
【 図 5 】



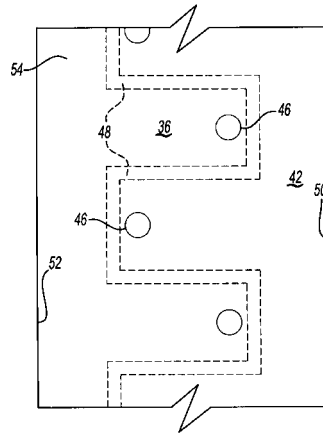
【 図 6 】



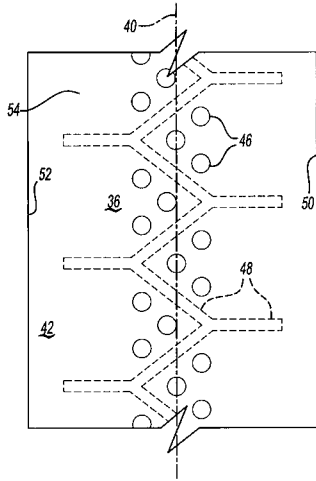
【 図 7 】



【 図 8 】



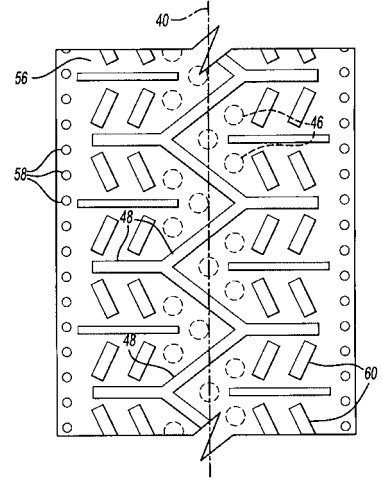
【 図 9 】



【 図 10 】

70

70



フロントページの続き

(72)発明者 エドワード エフ．ピエトラスツキーヴィッツ

アメリカ合衆国，コネチカット，サジントン，プリーサント ストリート 1094

(72)発明者 クリスティナ ボトニック

アメリカ合衆国，コネチカット，スタッフォード スプリングス，コンクリン ロード 147

(72)発明者 トッド クーンズ

アメリカ合衆国，アリゾナ，ギルバート，イー．ウィリス ロード 15722

Fターム(参考) 3G002 CA07 CA08 CA13 CA15 CB01

【外国語明細書】

HEAT TRANSFERRING COOLING FEATURES FOR AN AIRFOIL

BACKGROUND OF THE INVENTION

The U.S. Government may have certain rights in this invention in accordance with Contract Number N00019-02-C-3003 awarded by the United States Navy.

This invention relates generally to a cooling passage for an airfoil. More particularly, this invention relates to a core assembly for the formation of cooling passages for an airfoil.

A gas turbine engine typically includes a plurality of turbine blades that transform energy from a mainstream of combustion gasses into mechanical energy that rotates and drives a compressor. Each of the turbine blades includes an airfoil section that generates the rotational energy desired to drive the compressor from the flow of main combustion gasses.

The turbine blade assembly is exposed to the hot combustion gasses exhausted from the combustor of the gas turbine engine. The temperature of the combustion gasses exhausted through and over the turbine blade assemblies can decrease the useful life of a turbine blade assembly. It is for this reason that each turbine blade is provided with a plurality of cooling air passages. Cooling air is fed through each of the turbine blades and exhausted out film holes on the surface of the turbine blade. The position of the film holes on the turbine blade creates a layer of cooling air over the surfaces of the turbine blade. The cooling air insulates the turbine blade from the hot combustion gasses. By insulating the turbine blade from exposure to the hot combustion gasses the turbine blade reliability and useful life is greatly extended.

Typically, the cooling passages within a turbine blade are formed by a ceramic core that is provided with and surrounded with molted material that is used to form the turbine blade. Once the molten material utilized to form the turbine blade is solidified the core material is removed. Removing the core material leaves the desired cooling air passages along with the desired configuration of film cooling holes.

As appreciated, each turbine blade assembly represents a dead end or an end of a cooling airflow path. This is so because cooling air flowing from an inner side

or platform of the turbine blade flow radially outward to a tip of the turbine blade. The tip of the turbine blade is closed off forming the end of the cooling air passage. Accordingly, the only exit for cooling air through the turbine blade is through the plurality of the film cooling holes disposed about and on the surface of the turbine blade. The configuration and quantity of the film holes for cooling the turbine blade is determined to produce a desired flow rate of cooling air.

The shape of the turbine blade varies throughout the cross section from a leading edge of the turbine blade to a trailing edge. The leading edge is most often much thicker than the trailing edge. However, the cooling needs in the trailing edge are often greater than those in the leading edge and therefore require cooling passages arranged within a close proximity to the trailing edge. As appreciated, cooling passages within the thinner edge section are much smaller. The smaller cooling passages require smaller core assemblies to form those cooling passages. As the size of the core assemblies are reduced the susceptibility to damage during the molding operation increases. The smaller core assemblies required the desired cooling passage in the thinner sections of the turbine blade and are more susceptible to damage during manufacturing.

Accordingly, it is desirable to develop a core assembly that is robust enough to provide for reliable manufacturing process results while still providing for the formation of the smaller cooling air passages in the thinner sections of the turbine blade assembly.

Another concern in the design and configuration of cooling air passages is the direction of cooling air on an inner side of the cooling passage. The cooling passage typically receives air from a main core section. The main core section of the turbine blade is in turn in communication with a cooling air source. The cooling air passage therefore includes an inner surface that is adjacent the main core and an outer surface that is adjacent an exterior surface of the turbine blade. Impingement holes within the cooling air passages communicate air from the main core into the cooling air passage and against the outer surface.

Accordingly, it is desirable to develop a core assembly to form a cooling air passage within a turbine blade assembly that is both reliable during manufacturing

processes and that provides the desirable cooling air flow properties to maximize to heat transfer capabilities applications.

SUMMARY OF THE INVENTION

A sample embodiment of this invention includes a turbine blade assembly having cooling passages where each of the impingement holes is isolated from at least some of the other impingement holes. The isolation of the impingement holes within the cooling passages provides for the direction of cooling airflow to specific desired areas. Further, the core assembly utilized for forming the cooling air passages provides a series of structures that strengthen and improve manufacturability.

An example turbine blade assembly of this invention is formed with a cooling air passage that is in communication with a main core. The main core is in turn in communication with cooling air from other systems. The cooling passage is formed through the use of a unique core assembly that includes a plurality of impingement holes that are isolated from each other. Isolating each of the impingement holes from at least some of the other impingement holes prevents cross flow between impingement holes to improve cooling air flow against an outer surface of the cooling passage.

The core assembly provides the configuration of the cooling passages and includes impingement structures for forming the impingement openings. Each of the impingement structures is isolated from at least some of the other impingement structures by separation structures. The separation structures form the channels within the cooling passages that isolate the impingement openings. Each of the channels formed by the core assembly is in communication with expanded chambers at a side of the cooling passage. Within the expanded chamber are film structures that are provided for creating the film openings between the cooling air passage and an exterior surface of the turbine blade assembly.

Accordingly, the turbine blade assembly of this invention includes cooling air passages that provide desirable cooling characteristics for the turbine blade.

These and other features of the present invention can be best understood from the following specification and drawings, the following of which is a brief description.

BRIEF DESCRIPTION OF THE DRAWINGS

Figure 1A is a side view of a turbine blade assembly according to this invention.

Figure 1B is a cross-section view of a portion of the turbine blade assembly.

Figure 2 is a prospective view of an airfoil assembly.

Figure 3 is a prospective view of a portion of a core assembly according to this invention.

Figure 4 is a prospective view of an airfoil assembly according to this invention with a portion broken away to illustrate the cooling air passage.

Figure 5 is a prospective view of a core assembly according to this invention.

Figure 6 is a view of an exterior surface of a cooling passage.

Figure 7 is a plan view of a side of a core assembly according to this invention.

Figure 8 is a plan view of the other side of a core assembly as shown in Figure 7.

Figure 9 is a view of one side of a core assembly according to this invention.

Figure 10 is a view of an opposite side of a core assembly illustrated in Figure 9.

DETAILED DESCRIPTION OF THE PREFERRED EMBODIMENT

Referring to Figures 1A and 1B, turbine blade assembly 10 includes an airfoil section 12, a root section 14, and a platform section 16. The root section 14 extends into a hub portion (not shown) as is known in the art. The root section 14 extends to the platform section 16. The airfoil 12 extends upwardly from the platform section 16. Turbine airfoil section 12 extends from the platform section 16 to a tip 18. The turbine blade assembly 10 includes a leading edge 20 and a trailing edge 22. Between the leading edge 20 and the trailing edge 22 is the exterior surface 24. The exterior surface 24 is shaped to provide the desired transition or conversion

of gas stream flow to rotational mechanical energy. As should be understood, the turbine blade assembly 10 as is shown in Figure 1A is as is known to a worker skilled in the art. A worker skilled in the art with the benefit of this disclosure would understand that other airfoil configurations utilized in different applications would benefit from the disclosures and cooling passages of this invention.

The turbine blade assembly 10 includes a cooling passage 30. The cooling passage 30 is disposed within the turbine blade assembly 10. Cooling air enters the turbine blade assembly 10 through passages 26 within the root section 14. Cooling air enters through the passages 26 into a main core 28 (Figure 1B). Main core 28 is a hollow portion within the interior of the turbine blade assembly 10. Cooling air communicated through the passages 26 and into the main core 28 enters cooling passages 30 disposed within the turbine blade assembly 10. Cooling air enters the cooling passages 30 from the main core 28 through a plurality of impingement opening 32.

Cooling airflow from the impingement openings 32 flows toward expansion chambers 42 disposed opposite the impingement opening 32. Cooling airflow then proceeds through the walls of the turbine blade assembly 10 through film openings 34. Cooling air exiting the cooling passage 30 through the film openings 34 flows over the exterior surface 24 of the turbine blade assembly 10 to provide a cooling and insulating layer of air.

The turbine blade assembly 10 of this invention includes the cooling passage 30. Each of the cooling passages 30 includes the impingement openings 32. The impingement openings 32 are isolated from each other by channels 36. The channels 36 are formed by a series of separating structures 38. Separation and isolation of each of the impingement openings 32 provides for the separation of cooling flow that is impinged upon an outer surface of the cooling passage 30. Further, isolation of adjacent impingement opening 32 prevents and reduces cross flow problems encountered with typical conventional prior art impingement opening designs. The flow from the impingement openings 32 passes through the channel 36 to the plurality of film holes 34. Film holes 34 are in communication with the expanded chamber 42. The expanded chamber 42 provides a portion of the cooling passage for the accumulation of cooling air that is to be communicated to the film

openings 34. The accumulation of cooling air within the expanded chamber 42 reduces problems associated with back wall strikes corresponding with impingement openings 32.

Referring to Figure 2, a prospective view of the airfoil 12 is shown to illustrate the configuration of the main core 28. The main core 28 provides for communication of cooling air up through the central portion of the turbine blade assembly 10 and to communicate with cooling passages 30. The specific shape and configuration of the turbine blade assembly and the airfoil 12 illustrated in Figure 2 is as known. A worker with the benefit of the disclosure would understand that many different types of airfoil configurations will benefit from this the cooling passage configuration illustrated and described within this disclosure.

Referring to Figure 3, the cooling passage 30 is formed within the turbine blade assembly 10 through the use of core assembly 44. The core assembly 44 provides for the formation of the various structures and configuration including openings, channels of the cooling passage during fabrication of the turbine blade assembly 10. Conventionally, the turbine blade assembly 10 is fabricated through the use of a conventional molding process. The core assembly 44 can be fabricated from known core materials such as specially formulated ceramic and refractory metals. The core assembly 44 is placed within a mold and then surrounded by molten material that will comprise the turbine blade assembly 10. Upon solidification of the material forming the turbine blade assembly 10, the core assembly 44 is removed. Removal of the core assembly 44 is as known and can comprise various processes including leeching or oxidation process where a chemical are used to destroy and leech out the core assembly 44. As appreciated, a worker versed in the art with the benefit of this disclosure would understand that the use of other molding process and materials as are known are within the contemplation and scope of this invention. The type of removal process that is utilized to remove the core 44 from the turbine blade assembly 10 will depend on various factors. These factors include the type of turbine blade material, the type of core material used and the specific configuration of the cooling air passage.

The core assembly 44 utilized to form intricate cooling air passages required to provide the desired cooling properties within the turbine blade assembly 10. The

core assembly 44 includes impingement structures 46 that extend and provide formation of the impingement openings 32 within a completed turbine assembly 10. Core assembly 44 also includes separation structures 48 that form the channels and walls that are required for isolating each of the impingement openings 32 from at least another of the impingement openings 32.

Referring to Figure 4, an airfoil 12 is shown with a portion of the surface removed to illustrate the specific features of the cooling air passage formed therein. The cooling air passage 30 includes the expanded chambers 42 on each side of the cooling air passage 30. The cooling air passage 30 includes a lead edge side 50 and a trailing edge side 52. Each side of the cooling air passage 30 includes an expansion chamber 42. Adjacent impingement openings 32 communicate with an expansion chamber 42 disposed on an opposite side of the cooling air passage 30. No two adjacent impingement openings communicate cooling air to a common expansion chamber 42. In this way the specific cooling flow can be controlled and tailored to provide cooling to specific areas and features of the airfoil 12.

Referring to Figure 5, an example core assembly 44 is shown and includes the impingement structures 46 utilized to form the impingement openings 32 within the airfoil 12. The impingement openings 32 communicate cooling air from the main core 28 into the cooling passage 30. The core assembly 44 also includes the separation structures 48 that utilize and provide for the separation of cooling air through each adjacent impingement opening 32. The core assembly 44 includes a reverse structure from that which will be formed within the completed turbine blade airfoil 12. The impingement structures 46 therefore are extensions that will extend through and provide the openings through the airfoil 12 to the main core 28. The structure and space of the core assembly 44 provides for the open spaces within the completed airfoil 12.

The core assembly 44 also includes a plurality of heat transfer enhancement features 60. These heat transfer enhancement features 60 are formed in the core assembly 44 as openings such that within the completed cooling air passage 30 the heat transfer enhancement features 60 will form a plurality of ridges that extend upward within the various of the cooling air passage 30. A worker with the benefit of this disclosure would understand that different shapes of the heat transfer

enhancement features 60 other than the examples illustrated that disrupt or direct airflow are within the contemplation of this invention.

Referring to Figure 6, an outer side 56 is illustrated. The outer side 56 is cut away from the airfoil 12 illustrated in Figure 4. The outer side 56 is not typically sectioned as is shown in Figure 6 but is an integral portion of the airfoil 12. The outer side 56 is adjacent the exterior surface of the airfoil 12. Figure 4 illustrates an inner side 54 of the cooling passage 30. The inner side is adjacent the main core 28. It is for this reason that the ridges 62 are provided on the outer side 56 illustrated in Figure 6. As appreciated, thermal energy radiates along the exterior surface 24.

The outer side 56 that is adjacent the exterior portion of the airfoil 12 is provided on which cooling air flow can most affect desired heat absorption and transfer. Airflow through the impingement openings 32 strikes the outer sides 56 immediately across from the impingement openings 32. Airflow will then proceed as directed by the channels 36 towards the trailing edge or leading edge side towards the expansion chamber 42. Through the channels 36 air will be controlled and tailored to create turbulent effects that increase heat transfer and absorption properties. Once air has reached the expansion chambers 42 it is accumulated and exhausted out the film holes 34. Through the film holes 34 the air will then be exhausted into the main combustion gas stream. The example core assembly 44 is substantially straight. However, the core assembly 44 may include a curved shape to conform to an application specific airfoil shape.

Referring to Figure 7, a portion of the core assembly 44 is shown that provides for the formation of the outer side 56 of the cooling air passage 30. The core assembly 44 includes the structures that form the channels 36, film holes 34, and separating structures 38. The impingement structures 46 are illustrated in dashed lines to indicate that they do not extend outwardly from this side of the core 44. Instead the impingement openings are formed from extensions or structures 46 that extend from an opposite side of the core. This side of the core assembly 44 produces these features within the outer side 56 of the cooling air passage 30 of the completed airfoil 12. In this example core assembly 44, each impingement structure 46 it opens into a separate channel 36. Therefore each of the impingement openings 32 are isolated from any of the adjacent the impingement openings 32. Within each

of the channels are a plurality of the heat transfer enhancement structures 60 that will form the desired ridges and heat transfer ridges 62 within the completed channels 36. The heat transfer structures 60 illustrated in Figure 7 are cavities that receive material during the molding process to form the outwardly extended ridges.

Referring to Figure 8, an inner side of the core assembly 44 is shown and includes the impingement structures 46. The separation structures 48 are shown in dashed lines to indicate that they would not extend from this side but would extend from the opposite side. Further, the other structures that would be formed on the outer side 56 from the inner side 54 are not shown for clarity purposes. However, as appreciated those features would extend outwardly from the opposite side and may also be represented by dashed lines in this view.

Referring to Figures 9 and 10, another example core assembly 70 according to this invention, includes a plurality of impingement structures 46 disposed within separate channels 36. In this core assembly 70, three impingement structures 46 are disposed within each of the separation channel 36. By providing several impingement openings within each chamber the specific air flow requirements and cooling airflow impingement on a specific area can be tailored to accommodate area specific heat transfer and absorption requirements. Although there are several impingement openings 46 disposed within each channel 36. These are still isolated from at least one impingement opening is isolated from at least another impingement opening. Further, the impingement openings are all disposed about a centerline 40.

Although each of the impingement openings 32 are disposed about a common centerline 40 they are still isolated from at least one other impingement opening. Although it is shown in the example core assembly 70 that the impingement openings and impingement structures 46 are disposed about a centerline 40, other configurations and locations of impingement openings are within the contemplation of this invention. A worker versed in the art will understand that isolation of at least one impingement opening relative to another impingement opening provides the desired benefits of tailoring cooling in a cooling passage.

Referring to Figure 10, the core assembly 70 is shown on the side opposite that shown in Figure 9 and illustrates the side of the core assembly 70 that would

form the outer side 56 of the cooling air passage 30. This side of the core assembly 70 illustrates the film structures 58 that would form the film holes 34 in the completed airfoil 12. Further, heat transfer structures 60 are illustrated that would form the heat transfer ridges 64 in the completed cooling passage 30. Further, as is shown, the impingement structures 46 are shown in dashed lines indicate their location relative to the features formed on the outer side 56. As can be seen by Figure 10 the separation structures 48 and the heat transfer structures 60 provide for the creation of a tailored cooling airflow from the impingement openings to the film openings.

Accordingly, the core assembly 44 and airfoil 12 of this invention provides for the tailoring and improvement of cooling air properties within a turbine blade assembly 10. Further, the core assembly 44 includes a single core that can provide a plurality of individual channels desirable for separating airflow through each of the impingement hole openings. The isolation of the impingement openings provides improved airflow and tailoring capabilities for implementing and optimizing local cooling and flow characteristics within an airfoil.

Although a preferred embodiment of this invention has been disclosed, a worker of ordinary skill in this art would recognize that certain modifications would come within the scope of this invention. For that reason, the following claims should be studied to determine the true scope and content of this invention.

CLAIMS

1. A core assembly for forming cooling passages within an airfoil, said core assembly comprising:

a first side including a plurality of impingement structures for forming a corresponding plurality of impingement openings;

a second side including a plurality of film cooling structures for forming a corresponding plurality of film openings; and

a plurality of separation structures for forming walls separating at least one of said corresponding plurality of impingement openings from another of said corresponding plurality of impingement openings.

2. The assembly as recited in claim 1, wherein said second side includes a plurality of turbulation structures for forming turbulation features for modifying cooling air flow.

3. The assembly as recited in claim 1, wherein each of said plurality of impingement structures forms an impingement opening within the airfoil that is isolated from any other of said corresponding impingement openings.

4. The assembly as recited in claim 1, wherein said core assembly comprises a ceramic material.

5. The assembly as recited in claim 1, wherein said plurality of impingement structures form a corresponding plurality of impingement openings for communicating cooling air between an inner core and the cooling passages.

6. A method of forming cooling passages for an airfoil assembly comprising the steps of:

(a) forming a first core including impingement structures for forming impingement openings and separation structures for forming channels isolating each of the impingement openings from any other impingement openings;

(b) casting the airfoil assembly with the core of step (a) disposed therein; and

(c) removing the core from the cast airfoil.

7. The method as recited in claim 6, wherein said step (a) includes the forming a plurality of film hole structures for forming a corresponding plurality of film holes in the airfoil assembly.

8. The method as recited in claim 6, wherein said step (a) includes forming the separation structures for forming the channels such that a portion of each channel interfits within another of the channels.

9. The method as recited in claim 6, including the step of forming a second core for forming a main cavity within the airfoil for receiving and communicating cooling air to the cooling passages formed by the first cavity.

10. The method as recited in claim 6, wherein said step (a) includes forming a plurality of turbulation structures for forming a corresponding plurality of turbulation features within the cooling passage of the airfoil.

11. An airfoil assembly comprising:

a main core receiving cooling air;

a cooling passage including a plurality of impingement openings in communication with said main core; wherein said cooling passage includes channels isolating at least one of said plurality of impingement openings from another of said plurality of impingement openings.

12. The assembly as recited in claim 11, wherein said each of said channels communicates with an expanded chamber.

13. The assembly as recited in claim 12, including a plurality of film cooling holes communicating cooling air from said expanded chamber to an external surface of said airfoil assembly.

14. The assembly as recited in claim 11, wherein each of said channels includes turbulence features for modifying airflow through said channels.

15. The assembly as recited in claim 11, wherein each of said plurality of impingement openings are disposed adjacent a central plane and said channels interfit with each other such that each of said channels includes a portion intersecting said central plane.

16. The assembly as recited in claim 15, wherein there is at least two impingement openings disposed within each of said channels.

17. The assembly as recited in claim 14, wherein said cooling passage includes an inner side adjacent said main core and an outer side adjacent an exterior surface of said airfoil assembly, wherein said turbulence features are disposed on said outer side.

18. The assembly as recited in claim 17, wherein said channels comprise a wall extending between said inner side and said outer side.

19. The assembly as recited in claim 18, wherein air flows from said main core through said impingement openings and upward against said outer side.

20. The assembly as recited in claim 17, wherein said cooling passage includes a leading edge side and a trailing edge side and said channels extend transverse to said leading edge side and said trailing edge side.

21. The assembly as recited in claim 20, wherein said cooling passage includes a leading edge expanded chamber adjacent said leading edge side and a trailing edge expanded chamber adjacent said trailing edge side and adjacent ones of said channels communicate with different ones of said trailing edge side and said leading edge side expanded chambers.

1. ABSTRACT

ABSTRACT OF THE DISCLOSURE

A turbine blade airfoil assembly includes a cooling air passage. The cooling air passage includes a plurality of impingement openings that are isolated from at least one adjacent impingement opening. The cooling air passage is formed and cast within a turbine blade assembly through the use of a single core. The single core forms the features required to fabricate the various separate and isolated impingement openings. The isolation and combination of impingement openings provides for the augmentation of convection and film cooling and provide the flexibility to tailor airflow on an airfoil to optimize thermal performance of an airfoil.

2. REPRESENTING DRAWING F I G. 1 a

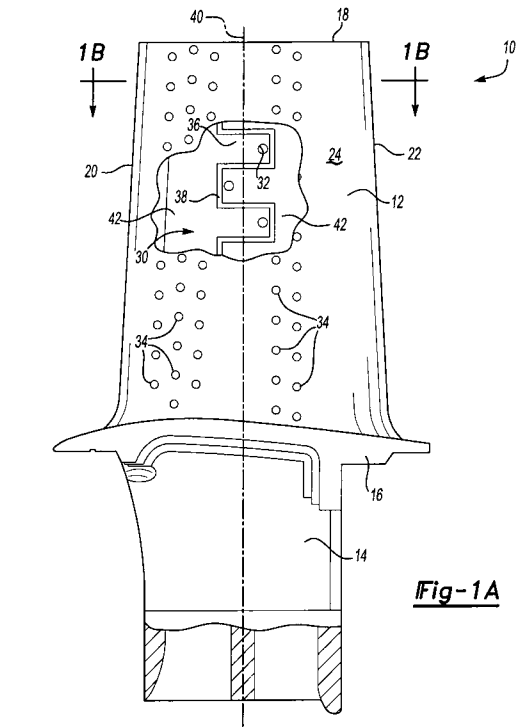


Fig-1A

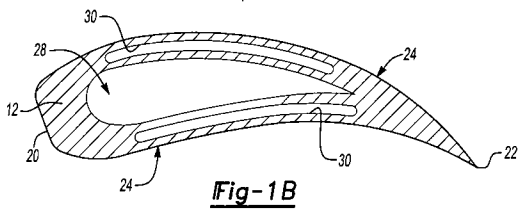


Fig-1B

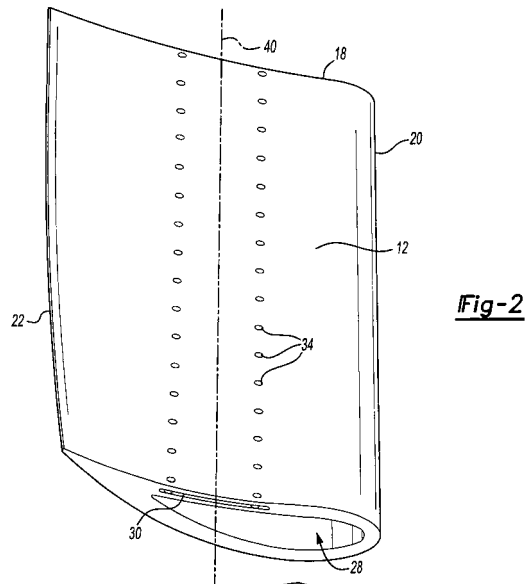


Fig-2

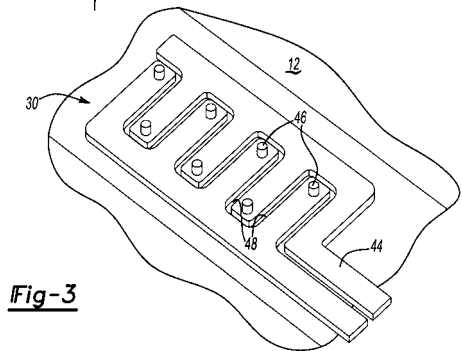


Fig-3

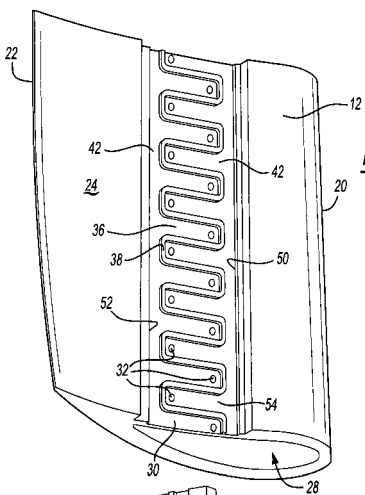


Fig-4

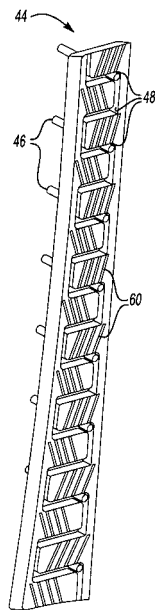


Fig-5

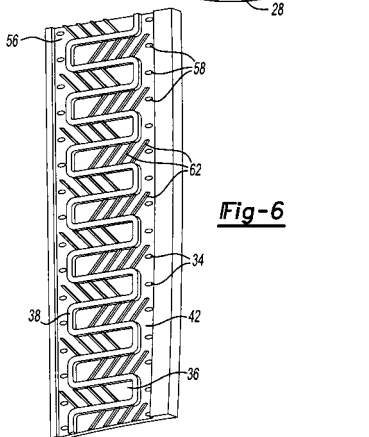


Fig-6

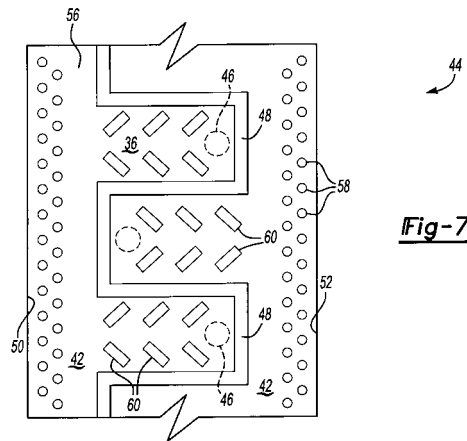


Fig-7

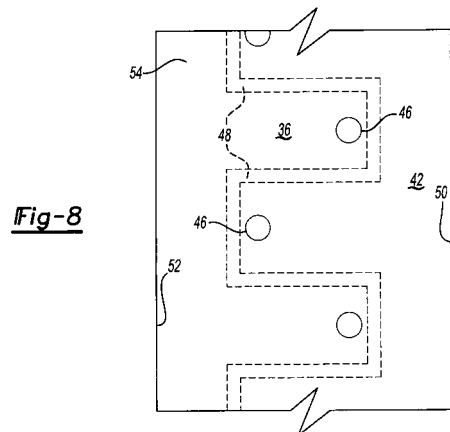


Fig-8

