

【公報種別】特許法第17条の2の規定による補正の掲載

【部門区分】第5部門第1区分

【発行日】平成30年9月20日(2018.9.20)

【公表番号】特表2017-534791(P2017-534791A)

【公表日】平成29年11月24日(2017.11.24)

【年通号数】公開・登録公報2017-045

【出願番号】特願2017-515126(P2017-515126)

【国際特許分類】

F 0 2 C	7/00	(2006.01)
F 0 1 D	5/18	(2006.01)
F 0 1 D	9/02	(2006.01)
F 0 2 C	7/18	(2006.01)
F 0 1 D	25/12	(2006.01)
F 0 1 D	25/00	(2006.01)

【F I】

F 0 2 C	7/00	D
F 0 1 D	5/18	
F 0 1 D	9/02	1 0 2
F 0 2 C	7/18	A
F 0 1 D	25/12	E
F 0 1 D	25/00	X

【誤訳訂正書】

【提出日】平成30年8月7日(2018.8.7)

【誤訳訂正1】

【訂正対象書類名】明細書

【訂正対象項目名】全文

【訂正方法】変更

【訂正の内容】

【発明の詳細な説明】

【発明の名称】一体の前縁及び先端の冷却流体通路を有するガスタービン翼及びこのような翼を形成するために使用されるコア構造体

【技術分野】

【0001】

本発明は、タービンエンジンの翼内で使用される冷却システムに関し、より詳細には、一体の前縁及び先端の冷却流体通路及び冷却流体通路を形成するために使用されるコアに関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンでは、圧縮機セクションから放出された圧縮空気と、燃料源から導入された燃料とが燃焼セクションで混合されて燃焼され、高温の作動ガスを形成する燃焼生成物を生成する。作動ガスは、エンジンのタービンセクション内で高温ガス路により方向付けられ、そこで膨張してタービンロータを回転させる。タービンロータは発電機に接続することができ、タービンロータの回転を利用して発電機で電力を生成することができる。

【0003】

現代のエンジンで生じる高い圧力比及び高いエンジン燃焼温度を考慮すると、タービンセクション内の翼アッセンブリ、例えば固定ベーン、回転ブレードなどのいくつかの構成部材は、構成部材の過熱を防止するために、圧縮機セクション内の圧縮機から排出される

空気のような冷却流体によって冷却されなければならない。

【発明の概要】

【課題を解決するための手段】

【0004】

本発明の第1の態様によれば、ガスタービンエンジン翼内の冷却構造を形成するために使用されるコア構造体が提供される。以後、コアとも呼ばれるこのコア構造体は、第1のコアエレメントを有しており、この第1のコアエレメントは、前縁区分と、前縁区分に一体の先端区分と、前縁区分及び先端区分に一体であり、前縁区分と先端区分とを接続するターン区分と、を含む。第1のコアエレメントは、ガスタービンエンジン翼内に前縁冷却回路を形成するために使用されるように適合されている。前縁冷却回路は、冷却流体通路を含み、この冷却流体通路は、第1のコアエレメント前縁区分によって形成される前縁部分と、第1のコアエレメント先端区分によって形成される先端部分と、第1のコアエレメントターン区分により形成されるターン部分と、を有している。前縁部分は、翼の前縁に隣接して翼を半径方向で通って延在しており、先端部分は、翼の前縁に隣接するところから、翼の後縁に隣接するところまで翼弦方向に延在しており、ターン部分は、前縁部分と先端部分との間の流体連通を容易にする。冷却流体通路の前縁部分、先端部分、ターン部分のそれぞれは、第1のコアエレメントによって翼に同時に形成されるように適合されている。

【0005】

第1のコアエレメントの前縁区分は、前縁区分の半径方向軸線に対して周方向かつ半径方向に延在する複数の螺旋状隆起部を備えていてよく、隆起部は、冷却通路の前縁部分の外側境界を画定する翼の面に延在する対応する螺旋溝を形成しており、螺旋溝は、冷却通路の前縁部分を通って半径方向外側に向かって流れる冷却流体に螺旋状の流れパターンを形成する。

【0006】

第1のコアエレメントのターン区分は、冷却流体通路のターン部分を、前縁部分と先端部分との間の角度が90°～130°の範囲内にあるように形成することができる。

【0007】

コア構造体はさらに、第1のコアエレメントと一体の第2のコアエレメントを有していてよく、第2のコアエレメントは、前縁冷却回路を形成する第1のコアエレメントと同時に、翼内に翼弦中央冷却回路を形成するために使用される翼弦中央区分を含む。翼弦中央区分は、少なくとも2つの半径方向翼弦中央エレメントを備えていてよく、これら半径方向翼弦中央エレメントは、翼弦中央冷却回路内に対応する翼弦中央通路を形成し、翼弦中央通路は、翼の翼弦中央部分をほぼ半径方向で通って延在している。第2のコアエレメントはさらに、翼弦中央区分と一体の後縁区分を備えていてよく、後縁区分は、翼弦中央冷却回路を形成する翼弦中央区分と同時に、翼内に後縁冷却回路を形成するために使用される。

【0008】

第1のコアエレメントの前縁区分は、第1及び第2の半径方向前縁エレメントを備えていてよく、これら半径方向前縁エレメントは、前縁冷却回路内に対応する第1及び第2の前縁通路を形成する。コア構造体はさらに、第1及び第2の半径方向前縁エレメントの間に延在する複数の移行エレメントを有していてよく、移行エレメントは、第1の前縁通路から第2の前縁通路への流体連通を提供する、翼内の複数の移行通路を形成するために使用され、第1の前縁通路から移行通路を通って第2の前縁通路に入る冷却流体は、第2の前縁通路の外側境界を画定する翼の面に衝突して、翼面のインピングメント冷却を提供する。移行エレメントは、移行通路が、翼の正圧面及び負圧面のうちの一方に対して、その他方に対してよりも近くに位置するように、第2の半径方向前縁エレメントの第1の側方部分及び第2の側方部分のうちの一方により近く位置していてよい。

【0009】

コア構造体はさらに、ターン区分の反対側にある、第1のコアエレメントの前縁区分の

端部へと延在する入口エレメントを有していてよく、入口エレメントは、結果として生じる翼に形成される入口通路が、冷却通路の前縁部分内へ冷却流体を、前縁部分の半径方向軸線に対して $25^{\circ} \sim 65^{\circ}$ の角度で導入するように、前縁区分に対して配置されている。

#### 【0010】

本発明の第2の態様によれば、ガスタービンエンジン内に翼が設けられる。この翼は、外壁を有しており、外壁は、前縁と、後縁と、正圧面と、負圧面と、半径方向内側端部と、半径方向外側端部とを備え、前縁と後縁との間に翼弦方向が規定されている。翼はさらに、外壁内に画定された前縁冷却回路を有しており、前縁冷却回路は、外壁を冷却する冷却流体を受け取り、前縁冷却回路は、冷却流体通路を有しており、冷却流体通路は、前縁に隣接して翼を半径方向に通って延在する前縁部分と、前縁に隣接するところから後縁に隣接するところまで翼弦方向に延在する先端部分と、前縁部分と先端部分との間の流体連通を容易にするターン部分と、を備えている。冷却流体通路の前縁部分は、前縁部分を通って半径方向外側に向かって流れる冷却流体に螺旋状の流れパターンを形成する、複数の流れ方向付け特徴を備えている。

#### 【0011】

冷却通路の各部分、即ち、前縁部分と、先端部分と、ターン部分とは、コア構造体の第1のコアエレメントを使用して同時に形成することができる。

#### 【0012】

翼はさらに、第1のコアエレメントに一体のコア構造体の翼弦中央区分によって形成される翼弦中央冷却回路であって、前縁冷却回路を形成する第1のコアエレメントと同時に形成される翼弦中央冷却回路と、翼弦中央区分と一体のコア構造体の後縁区分によって形成される後縁冷却回路であって、前縁冷却回路を形成するコア構造体と同時に形成される後縁冷却回路と、を備えていてよい。

#### 【0013】

冷却流体通路の前縁部分は、翼をほぼ半径方向で通って延在する第1及び第2の前縁通路を備えているよく、翼はさらに、第1の前縁通路から第2の前縁通路への流体連通を提供する複数の移行通路を有しているよく、第1の前縁通路から移行通路を通って第2の前縁通路へ入る冷却流体は、第1の前縁通路の外側境界を画定する翼の面に衝突して、翼面のインピングメント冷却を提供する。移行通路は、翼の正圧面及び負圧面のうちの一方に対して、他方に対してよりも近くに位置しているよい。

#### 【0014】

流れ方向付け特徴は、前縁部分の外側境界を画定する翼の面に延在する溝を有しているよく、この溝は、前縁部分の半径方向軸線に対して周方向かつ半径方向に延在している。溝は、前縁部分の外側境界を画定する翼の面のまわりに、前縁部分の内側端部から、前縁部分の外側端部まで延在しているよい。

#### 【0015】

翼はさらに、入口通路を有しているよく、入口通路は、前縁部分の半径方向軸線に対して $25^{\circ} \sim 65^{\circ}$ の角度で、冷却通路の前縁部分の内側端部内に冷却流体を導入する。

#### 【0016】

本発明の第3の態様によれば、ガスタービンエンジン内に翼が設けられる。この翼は、外壁を有しており、外壁は、前縁と、後縁と、正圧面と、負圧面と、半径方向内側端部と、半径方向外側端部とを備えており、前縁と後縁との間に翼弦方向が規定されている。翼はさらに、外壁内に画定された前縁冷却回路を有しており、前縁冷却回路は、外壁を冷却する冷却流体を受け取り、前縁冷却回路は、冷却流体通路を有しており、冷却流体通路は、前縁に隣接して翼を半径方向に通って延在する前縁部分を有しており、前縁部分は、翼をほぼ半径方向で通って延在する第1及び第2の前縁通路を含み、前縁に隣接するところから後縁に隣接するところまで翼弦方向に延在する先端部分を有しており、前縁部分の第2の前縁通路と先端部分との間の流体連通を容易にするターン部分を有しており、第1の前縁通路から第2の前縁通路への流体連通を提供する複数の移行通路を有している。第1

の前縁通路から移行通路を通って第2の前縁通路に入る冷却流体は、第2の前縁通路の外側境界を画定する翼の面に衝突して、翼面のインピングメント冷却を提供する。

#### 【0017】

第2の前縁通路は、第2の前縁通路の外側境界を画定する翼の面に延在する複数の溝を有していてよく、溝は、第2の前縁通路を通って半径方向外側に流れる冷却流体に螺旋状の流れパターンを形成するために、前縁部分の半径方向軸線に対して周方向かつ半径方向に延在している。

#### 【0018】

明細書は、本発明を特に指摘し、かつ本発明を明瞭に請求する請求項によって結論づけるが、本発明は、同じ参照符号が同じ要素を表している添付の図面に関連した以下の説明からよりよく理解されると考えられる。

#### 【図面の簡単な説明】

#### 【0019】

【図1】ガスタービンエンジン用の翼アッセンブリを形成するために使用される、本発明の1つの実施形態によるコアの側方断面図である。

【図2】図1のコアの下方左側部分を拡大して示す図である。

【図3】図2に示したコアの下方左側部分を異なる角度から見た拡大斜視図である。

【図4】図2に示したコアの下方左側部分を異なる角度から見た拡大斜視図である。

【図5】図1のコアを使用して形成した、本発明の1つの態様による翼アッセンブリを側方から見た断面図である。

【図6】図5の翼アッセンブリの下方左側部分を拡大して示す図である。

【図7】図5に示した翼アッセンブリの前縁に対応する、翼の左側部分で半径方向内側に向かって見た断面図である。

#### 【発明を実施するための形態】

#### 【0020】

好適な実施の形態の以下の詳細な説明では、その一部を形成する添付の図面が参照され、図面には、例として、限定としてではなく、発明を実施することのできる特定の好適な実施の形態が示されている。本発明の思想及び範囲から逸脱することなく、その他の実施の形態が使用されてもよく、変更がなされてもよいことが理解されるべきである。

#### 【0021】

図1～図4を参照すると、本明細書ではガスタービンエンジン翼とも呼ばれる翼アッセンブリ100（図5～図7に示されている）内に冷却構造を形成するために使用される、本明細書ではコア構造体とも呼ばれるコア10が、本発明の1つの態様により示されている。図示した実施形態では、コア10は、ガスタービンエンジン（図示せず）内にブレードアッセンブリを形成するために使用されるが、本明細書に開示されたコンセプトは、固定ベーンアッセンブリの形成にも使用できることがわかる。

#### 【0022】

図5及び図7に示すように、翼アッセンブリ100は外壁101を備えており、この外壁101は、前縁 $L_E$ と、後縁 $T_E$ と、正圧面（pressure side） $P_S$ と、負圧面（suction side） $S_S$ と、半径方向内側端部101Aと、半径方向外側端部101Bとを有している。翼弦方向 $C_D$ は前縁 $L_E$ と後縁 $T_E$ との間に規定され、半径方向 $R_D$ は内側端部101Aと外側端部101Bとの間に規定される。

#### 【0023】

当業者には公知であるように、ガスタービンエンジンは、圧縮機セクションと、燃焼器セクションと、タービンセクションとを有する。圧縮機セクションは圧縮機を備え、圧縮機は周囲の空気を圧縮し、少なくともその一部は燃焼器セクションへと搬送される。燃焼器セクションは1つ以上の燃焼器を備え、燃焼器は、圧縮機セクションからの圧縮空気を燃料と混合し、この混合物に点火して、高温の作動ガスを形成する燃焼生成物を発生させる。作動ガスは、タービンセクションへと移動し、タービンセクションで作動ガスは1つ以上のタービン段を通過する。各タービン段は、1列の固定ベーンと1列の回転ブレード

とを有している。タービンセクション内のペーンとブレードは、作動ガスがタービンセクションを通過するとき作動ガスにさらされる。

#### 【0024】

図1に戻り、コア10は翼区分12とプラットフォーム／根元区分14とを含む。コア10の翼区分12は、コア10の前縁18及び先端20に向かって位置している第1のコアエレメント16と、コア10の後縁24及び翼弦中央領域26に向かって位置している第2のコアエレメント22と、を有している。コア10のプラットフォーム／根元区分14は、任意の適切な構造を有していてよく、翼アッセンブリ100のプラットフォーム／根元部分P／R<sub>P</sub>を形成するように設けられている。

#### 【0025】

第1のコアエレメント16は、前縁区分30（本明細書では第1のコアエレメント前縁区分とも呼ぶ）と、この前縁区分30に一体の先端区分32（本明細書では第1のコアエレメント先端区分とも呼ぶ）と、これら前縁区分30及び先端区分32に一体のターン区分34（本明細書では第1のコアエレメントターン区分とも呼ぶ）とを含む。ターン区分34は、前縁区分30と先端区分32との間の分岐部36に形成されており、前縁区分30と先端区分32とを結合している。

#### 【0026】

本発明の態様によれば、図1及び図5に示したように、第1のコアエレメント16は、翼アッセンブリ100の前縁冷却回路102を形成するために使用される。図5に示すように、前縁冷却回路102は冷却流体通路104を有している。この冷却流体通路104は、第1のコアエレメント前縁区分30によって形成される前縁部分106と、第1のコアエレメント先端区分32によって形成される先端部分108と、第1のコアエレメントターン区分34により形成されるターン部分110と、を有しており、このターン部分110は、前縁部分106と先端部分108との間に流体連通を形成する。

#### 【0027】

冷却流体通路104の前縁部分106は、図5に示すように、翼アッセンブリ100を半径方向R<sub>D</sub>で通って延在して、翼アッセンブリ100の前縁L<sub>E</sub>に隣接している。先端部分108は、図5に示すように、翼アッセンブリ100の前縁L<sub>E</sub>に隣接するところから、翼アッセンブリ100の半径方向外側端部101B近くの翼アッセンブリ100の後縁T<sub>E</sub>に隣接するところまで、翼弦方向C<sub>D</sub>に延在している。冷却流体通路104のターン部分110は、好適には第1のコアエレメントターン区分34により形成されており、前縁部分106と先端部分108との間の角度θは、90°～130°の範囲内にある（図5参照）。本発明の1つの態様によれば、冷却流体通路104の前縁部分106、先端部分108、ターン部分110は、コア10の第1のコアエレメント16によって翼アッセンブリ100内に同時に形成される。

#### 【0028】

図1及び付加的に図2～図7を参照すると、第1のコアエレメント前縁区分30は、第1及び第2の半径方向前縁エレメント38, 40を備えており、これら半径方向前縁エレメントは、前縁冷却回路102内に対応する第1及び第2の前縁通路130, 132を形成する（図5～図7参照）。第1のコアエレメント前縁区分30はさらに、第1及び第2の半径方向前縁エレメント38, 40の間にほぼ翼弦方向に延在する複数の移行エレメント42を含む。移行エレメント42は、翼アッセンブリ100に複数の移行通路134を形成する。この移行通路134は、第1の前縁通路130から第2の前縁通路132への流体連通を提供する。作動中、第1の前縁通路130から移行通路134を通って第2の前縁通路132に入る冷却流体は、第2の前縁通路132の外側境界を画定する翼アッセンブリ100の面136へと衝突し、面136のインピングメント冷却を提供する（図5～図7参照）。

#### 【0029】

図3及び図7を参照すると、コア10の移行エレメント42は、第2の半径方向前縁エレメント40の第2の側方部分40Bに対してよりも、第2の半径方向前縁エレメント4

0 の第 1 の側方部分 4 0 A から遠く離れて位置している。即ち、移行エレメント 4 2 は、第 2 の半径方向前縁エレメント 4 0 の第 1 の側方部分 4 0 A に対してよりも第 2 の側方部分 4 0 B に対してより近くに位置しており、これにより結果として形成される移行通路 1 3 4 は、翼アッセンブリ 1 0 0 の正圧面  $P_s$  に対してよりも負圧面  $S_s$  に対してより近くに位置している。このような形式の移行通路 1 3 4 の位置により、作動中、第 2 の前縁通路 1 3 2 を通る冷却流体の円形又は螺旋形の流れが形成される。同じ作用は、コア 1 0 の移行エレメント 4 2 を、第 2 の半径方向前縁エレメント 4 0 の第 2 の側方部分 4 0 B に対してよりも第 1 の側方部分 4 0 A に対してより近くに形成することによって得られることを記載しておく。この場合、結果として形成される移行通路 1 3 4 は、翼アッセンブリ 1 0 0 の負圧面  $S_s$  に対してよりも正圧面  $P_s$  に対してより近くに位置しており、したがって本発明のこの態様は、移行エレメント 4 2 とその結果として形成される移行通路 1 3 4 のこのような選択的な配置をも包含することを意図している。

#### 【 0 0 3 0 】

次に、図 2 ~ 図 4 及び図 6、図 7 を参照すると、コア 1 0 はさらに、第 1 のコアエレメント前縁区分 3 0 の内側端部 5 2 へと延在する入口エレメント 5 0 を有している。この内側端部 5 2 は、第 1 のコアエレメント ターン 区分 3 4 の反対側にある。好適には、入口エレメント 5 0 は、前縁区分 3 0 に対して、翼アッセンブリ 1 0 0 に結果として形成される入口通路 1 4 0 が、冷却流体を前縁部分 1 0 6 に、即ち冷却通路 1 0 4 の前縁部分 1 0 6 の第 2 の前縁通路 1 3 2 に、前縁部分 1 0 6 の半径方向軸線  $R_A$  に対して例えば 25° ~ 65° の角度 を成して導入するように配置されている（図 6 参照）。さらに、図 7 に示すように、入口通路 1 4 0 は、翼弦方向  $C_D$  に対して例えば約 25° ~ 65° の角度 で配置されてよい。このような形式の入口通路 1 4 0 の構造により、第 2 の前縁通路 1 3 2 を通る冷却流体の円形又は螺旋形の流れの形成がさらに助成される。

#### 【 0 0 3 1 】

図 1 ~ 図 4 に示すように、第 1 のコアエレメント前縁区分 3 0 、特に第 1 のコアエレメント前縁区分 3 0 の第 2 の半径方向前縁エレメント 4 0 は、前縁区分 3 0 の半径方向軸線  $R_{A_C}$  に対して周方向かつ半径方向に延在する複数の螺旋状隆起部 5 6 を備えている（図 2 参照）。この隆起部 5 6 は、第 2 の半径方向前縁エレメント 4 0 の外面 4 0 A のまわりに連続的に延在していてよい、又は面 4 0 A から外側に向かって延在する個々の断片 5 6 A となるように分割されていてよい（図 2 ~ 図 4 参照）。隆起部 5 6 は、図 5 ~ 図 7 に示すように、螺旋溝 1 4 6 として、対応する流れ方向の特徴を形成する。この螺旋溝 1 4 6 は、冷却通路 1 0 4 の前縁部分 1 0 6 の第 2 の前縁通路 1 3 2 の外側境界を画定する、翼アッセンブリ 1 0 0 の面 1 4 8 内に延在している。溝 1 4 6 は、翼アッセンブリ 1 0 0 の面 1 4 8 のまわりに、前縁部分 1 0 6 の内側端部 1 0 6 A から前縁部分 1 0 6 の外側端部 1 0 6 B まで延在している（図 5 参照）。作動中、溝 1 4 6 は、冷却通路 1 0 4 の前縁部分 1 0 6 を通って半径方向外側に流れる冷却流体に、円形又は螺旋形の継続的な流れパターンを与える。

#### 【 0 0 3 2 】

図 1 及び図 5 を再び参照して、コア 1 0 の ターン 区分 3 4 及び先端区分 3 2 は、コア 1 0 の外側端部に向かって、翼アッセンブリ 1 0 0 の外側端部 1 0 1 B において、翼アッセンブリ 1 0 0 の先端部分 1 0 8 及び ターン 部分 1 1 0 を形成するように位置している。コア 1 0 の先端区分 3 2 は出口構造体 6 0 を有しており、この出口構造体 6 0 は、翼アッセンブリ 1 0 0 の先端部分 1 0 8 内に対応する冷却流体出口 1 5 0 を形成する。冷却流体出口 1 5 0 は、作動中、翼アッセンブリ 1 0 0 から冷却流体を排出するために設けられている。

#### 【 0 0 3 3 】

図 1 及び図 5 をさらに参照して、本発明の態様によれば、第 1 のコアエレメント 1 6 に一体の第 2 のコアエレメント 2 2 は、翼弦中央区分 6 6 と後縁区分 6 8 とを備えている。第 2 のコアエレメント 2 2 の翼弦中央区分 6 6 と後縁区分 6 8 とは、任意の適切な形状と構造とを有していてよい。図 1 に示した翼弦中央区分 6 6 は、配置された第 1 及び第 2 の

半径方向翼弦中央エレメント 70, 72 を備えており、後縁区分 68 は翼形状の冷却構造体 74 を備えている。

【0034】

第 2 のコアエレメント 22 の翼弦中央区分 66 と後縁区分 68 とは、前縁冷却回路 102 の各構成要素、例えば、冷却流体通路 104 の前縁部分 106 の第 1 及び第 2 の前縁通路 130, 132 と、冷却流体通路 104 の先端部分 108 及び ターン 部分 110 と、を形成する第 1 のコアエレメント 16 と同時に、翼アッセンブリ 100 内に対応する翼弦中央冷却回路 156 と後縁冷却回路 158 とを形成するために使用される。従って、翼アッセンブリ 100 内に前縁冷却回路 102、翼弦中央冷却回路 156、後縁冷却回路 158 を形成するために、別個のコア構造体は必要ない。

【0035】

図 5 に示すように、第 2 のコアエレメント 22 の第 1 及び第 2 の半径方向翼弦中央エレメント 70, 72 は、翼弦中央冷却回路 156 内に対応する翼弦中央通路 160, 162 を形成する。この翼弦中央通路 160, 162 は、翼アッセンブリ 100 の翼弦中央部分  $M_c$  を通ってほぼ半径方向に蛇行構造で延在している。さらに図 5 には、コア 10 の翼形状の冷却構造体 74 により後縁冷却回路 158 に形成された翼形状の冷却通路 164 が示されている。上述したように、図 5 に示された翼弦中央冷却回路 156 及び後縁冷却回路 158 の構成要素は例示的なものであり、本発明は、図 5 に示したような翼弦中央冷却回路 156 及び後縁冷却回路 158 の構造に限定することを意図するものではない。

【0036】

先端部分 108 と、前縁冷却回路 102、翼弦中央冷却回路 156、後縁冷却回路 158 のいずれか又は全てとの間に、翼アッセンブリ 100 には小さな穴 170 が形成されてよいことを記載しておく（図 5 参照）。穴 170 は、コア 10 に形成された対応する脚部 80（図 1 参照）の結果として生じ得るもので、この脚部 80 は、コア 10 に構造上の保全性を提供するものである。穴 170 は、先端部分 108 と、前縁冷却回路 102、翼弦中央冷却回路 156、後縁冷却回路 158 のうちのいずれか又は全てとの間に少量の冷却流体の漏れをもたらすであろうが、それは多量の冷却流体であるとは考えられず、翼アッセンブリ 100 を通って流れる冷却流体の冷却特性に大きな影響を与えないと考えられる。

【0037】

コア 10 の部分は、作動中、翼アッセンブリを通って流れる冷却流体によって得られる冷却を向上させる、翼アッセンブリ内の対応する冷却特徴を形成する、例えば、トリップストリップ、凸部、凹部等の乱流特徴部のような従来の冷却向上構造を有していてよいことをさらに補足しておく。

【0038】

上述したように、冷却流体通路 104 の前縁部分 106、先端部分 108、ターン 部分 110 のそれぞれは、コア 10 の第 1 のコアエレメント 16 によって翼アッセンブリ 100 内に同時に形成され、翼弦中央冷却回路 156、後縁冷却回路 158 もこのときに形成される。翼アッセンブリ 100 のプラットフォーム / 根元部分  $P / R_p$  も付加的に、このとき形成することができる。鋳造工程のように、1 つの成形工程で、1 つの共通のコア 10 により翼アッセンブリ 100 のこれらのパートを形成することは、翼アッセンブリの別個のパートを、別個のコアにより、別個の複数の工程で形成する従来の方法に対して有利であると考えられる。

【0039】

作動中、翼アッセンブリ 100 の前縁冷却回路 102 の冷却流体通路 104 の前縁部分 106 は、例えば翼アッセンブリ 100 のプラットフォーム / 根元部分  $P / R_p$  からの圧縮機排出空気のような冷却流体を受け取る（図 5 参照）。冷却流体は第 1 の前縁通路 130 を通って半径方向外側に向かって流れるので、翼アッセンブリ 100 には対流冷却が提供される。

【0040】

第1の前縁通路130を通って流れる冷却流体の部分は、入口通路140と移行通路134とを通って第2の前縁通路132に入る。上述したように、入口通路140と移行通路134とは、好適には、第2の前縁通路132を通る冷却流体の円形又は螺旋形の流れを発生させるように形成されており、溝146は、第2の前縁通路132を通る連続的な円形又は螺旋形の流れを発生させる。冷却流体は第2の前縁通路132を通って半径方向外側に向かって流れるので、翼アッセンブリ100には前縁 $L_E$ でさらなる冷却が提供される。さらに、上述したように、第1の前縁通路130から移行通路134を通って第2の前縁通路132に入る冷却流体は、翼アッセンブリ100の面148へと衝突し、前縁 $L_E$ で面148のインピングメント冷却を提供する。

【0041】

第2の前縁通路132を通って半径方向外側に向かって流れた後、冷却流体は冷却流体通路104のターン部分110に入り、このターン部分110は、冷却流体通路104の第2の前縁通路132と先端部分108との間に流体連通を提供する。冷却流体が先端部分108を通って流れるとき、冷却流体は、翼アッセンブリ100の半径方向外側端部101Bに冷却を提供する。冷却流体は次いで、冷却流体出口150から翼アッセンブリ100を出ていく。

【0042】

付加的な冷却流体は、プラットフォーム/根元部分P/R<sub>P</sub>から翼アッセンブリ100の翼弦中央冷却回路156及び後縁冷却回路158に入り、この冷却流体が、翼アッセンブリ100のこれらの領域に冷却を提供することは、当業者には理解されるであろう。

【0043】

本発明の特定の実施の形態が例示及び説明されているが、本発明の思想及び範囲から逸脱することなく様々なその他の変更及び改変をなし得ることは当業者に明らかであろう。従って、本発明の範囲に包含される全てのこのような変更及び改変を添付の請求項において網羅しようとするものである。

【誤訳訂正2】

【訂正対象書類名】特許請求の範囲

【訂正対象項目名】全文

【訂正方法】変更

【訂正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項1】

ガスタービンエンジン翼(100)内の冷却構造を形成するために使用されるコア構造体(10)であって、

第1のコアエレメント(16)を備え、該第1のコアエレメントは、前縁区分(30)と、該前縁区分(30)に一体の先端区分(32)と、前記前縁区分(30)と前記先端区分(32)とに一体であって、前記前縁区分(30)と前記先端区分(32)とを接続するターン区分(34)と、を有し、前記第1のコアエレメント(16)は、ガスタービンエンジン翼(100)内の前縁冷却回路(102)を形成するために使用されるように適合されており、前記前縁冷却回路(102)は冷却流体通路(104)を有しており、該冷却流体通路(104)は、

前記第1のコアエレメント前縁区分(30)によって形成される前縁部分(106)を有しており、該前縁部分(106)は、前記翼(100)の前縁( $L_E$ )に隣接して前記翼(100)を半径方向で通って延在しており、

前記第1のコアエレメント先端区分(32)によって形成される先端部分(108)を有しており、該先端部分(108)は、前記翼(100)の前縁( $L_E$ )に隣接するところから前記翼(100)の後縁( $T_E$ )に隣接するところまで翼弦方向に延在しており、

前記第1のコアエレメントターン区分(34)によって形成されるターン部分(110)を有しており、該ターン部分(110)は、前記冷却流体通路(104)の前記前縁

部分(106)と前記先端部分(108)との間の流体連通を容易にしており、

前記冷却流体通路(104)の前記前縁部分(106)、前記先端部分(108)、前記ターン部分(110)のそれぞれは、前記第1のコアエレメント(16)によって前記翼(100)に同時に形成されるように適合されており、

前記第1のコアエレメント(16)の前記前縁区分(30)は、前記前縁区分(30)の半径方向軸線( $R_{Ac}$ )に対して周方向かつ半径方向に延在する複数の螺旋状隆起部(56)を有し、該隆起部(56)は、前記冷却流体通路(104)の前記前縁部分(106)の外側境界を画定する前記翼(100)の面(148)に延在する対応する螺旋溝(146)を形成しており、該溝(146)は、前記冷却流体通路(104)の前記前縁部分(106)を通って半径方向外側に向かって流れる冷却流体に螺旋状の流れパターンを形成する、

コア構造体(10)。

#### 【請求項2】

前記第1のコアエレメント(16)の前記ターン区分(34)は、前記冷却流体通路(104)の前記ターン部分(110)を、前記前縁部分(106)と前記先端部分(108)との間の角度が90°～130°の範囲内にるように形成する、請求項1記載のコア構造体(10)。

#### 【請求項3】

前記第1のコアエレメント(16)に一体の第2のコアエレメント(22)をさらに備え、該第2のコアエレメント(22)は、前記前縁冷却回路(102)を形成する前記第1のコアエレメント(16)と同時に、前記翼(100)内に翼弦中央冷却回路(156)を形成するために使用される翼弦中央区分(66)を含む、請求項1記載のコア構造体(10)。

#### 【請求項4】

前記翼弦中央区分(66)は、少なくとも2つの半径方向翼弦中央エレメント(70, 72)を含み、これら半径方向翼弦中央エレメントは、前記翼弦中央冷却回路(156)内に対応する翼弦中央通路(160, 162)を形成し、該翼弦中央通路(160, 162)は、前記翼(100)の翼弦中央部分( $M_c$ )をほぼ半径方向で通って延在している、請求項3記載のコア構造体(10)。

#### 【請求項5】

前記第2のコアエレメント(22)はさらに、前記翼弦中央区分(66)と一体の後縁区分(68)を備え、該後縁区分(68)は、前記翼弦中央冷却回路(156)を形成する前記翼弦中央区分(66)と同時に、前記翼(100)内に後縁冷却回路(158)を形成するために使用される、請求項3記載のコア構造体(10)。

#### 【請求項6】

前記第1のコアエレメント(16)の前記前縁区分(30)は、第1及び第2の半径方向前縁エレメント(38, 40)を備え、これら半径方向前縁エレメントは、前記前縁冷却回路(102)内に対応する第1及び第2の前縁通路(130, 132)を形成する、請求項1記載のコア構造体(10)。

#### 【請求項7】

前記第1及び第2の半径方向前縁エレメント(38, 40)の間に延在する複数の移行エレメント(42)をさらに備え、該移行エレメント(42)は、前記第1の前縁通路(130)から前記第2の前縁通路(132)への流体連通を提供する、前記翼(100)内の複数の移行通路(134)を形成するために使用され、前記第1の前縁通路(130)から前記移行通路(134)を通って前記第2の前縁通路(132)へ入る冷却流体は、前記第2の前縁通路(132)の外側境界を画定する前記翼(100)の面(136)に衝突して、該面(136)のインピングメント冷却を提供する、請求項6記載のコア構造体(10)。

#### 【請求項8】

前記ターン区分(34)の反対側にある、前記第1のコアエレメント(16)の前記前

縁区分(30)の端部(52)へと延在する入口エレメント(50)をさらに備え、該入口エレメント(50)は、結果として生じる前記翼(100)に形成される入口通路(140)が、前記冷却流体通路(104)の前記前縁部分(106)内へ冷却流体を、前記前縁部分(106)の半径方向軸線( $R_A$ )に対して25°~65°の角度で導入するよう、前記前縁区分(30)に対して配置されている、請求項1記載のコア構造体(10)。

#### 【請求項9】

ガスタービンエンジン内の翼(100)であって、

前縁( $L_E$ )と、後縁( $T_E$ )と、正圧面( $P_S$ )と、負圧面( $S_S$ )と、半径方向内側端部(101A)と、半径方向外側端部(101B)とを有する外壁(101)を備え、前記前縁( $L_E$ )と前記後縁( $T_E$ )との間に翼弦方向( $C_D$ )が規定されており、

前記外壁(101)を冷却する冷却流体を受け取る、該外壁(101)内に画定された前縁冷却回路(102)を備え、該前縁冷却回路(102)は、

前記前縁( $L_E$ )に隣接して前記翼(100)を半径方向に通って延在する前縁部分(106)と、

前記前縁( $L_E$ )に隣接するところから前記後縁( $T_E$ )に隣接するところまで翼弦方向に延在する先端部分(108)と、

前記前縁部分(106)と前記先端部分(108)との間の流体連通を容易にするターン部分(110)と、

を備える冷却流体通路(104)を有し、

前記冷却流体通路(104)の前記前縁部分(106)は、前記前縁部分(106)を通って半径方向外側に向かって流れる冷却流体に螺旋状の流れパターンを形成する、複数の流れ方向付け特徴(146)を備えている、ガスタービンエンジン内の翼(100)。