

【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20年3月27日 (2008.3.27)

【公開番号】特開2007-198377(P2007-198377A)

【公開日】平成19年8月9日 (2007.8.9)

【年通号数】公開・登録公報2007-030

【出願番号】特願2007-10928(P2007-10928)

【国際特許分類】

F 0 2 C 7/18 (2006.01)

F 0 2 C 7/00 (2006.01)

F 0 1 D 5/28 (2006.01)

F 0 1 D 5/18 (2006.01)

F 0 1 D 9/02 (2006.01)

F 0 1 D 25/00 (2006.01)

【 F I 】

F 0 2 C 7/18 E

F 0 2 C 7/18 A

F 0 2 C 7/18 C

F 0 2 C 7/00 C

F 0 2 C 7/00 D

F 0 1 D 5/28

F 0 1 D 5/18

F 0 1 D 9/02 1 0 2

F 0 1 D 25/00 L

【手続補正書】

【提出日】平成20年2月13日 (2008.2.13)

【手続補正 1】

【補正対象書類名】特許請求の範囲

【補正対象項目名】全文

【補正方法】変更

【補正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

被冷却鑄造タービンエンジンエアフォイル構成要素であって、

外側表面と、

少なくとも 1 つの入口ポートから複数の出口ポートまで延びる冷却通路システムと、

を含み、

前記通路システムは、

前縁側冷却プレナムである第 1 の通路であって、前記複数の出口のうち少なくとも第 1 の出口まで延びるとともに、少なくとも 1 つの支柱部分を取り囲み、かつ翼幅方向に配列された少なくとも 5 つの支柱部分を含む第 1 の通路と、

前記複数の出口のうち少なくとも第 2 の出口まで延びるとともに、前記少なくとも 1 つの支柱部分を貫通する第 2 の通路と、

を含む被冷却鑄造タービンエンジンエアフォイル構成要素。

【請求項 2】

前記部品は、実質的にコーティングされた鑄造物からなることを特徴とする請求項 1 に記載のタービンエンジンエアフォイル構成要素。

【請求項 3】

ガスタービンエンジンのベーン、
ガスタービンエンジンのブレード、
ガスタービンエンジンの燃焼器の構成部品、
のうちの１つであることを特徴とする請求項１に記載のタービンエンジンエアフォイル
構成要素。

【請求項４】

前記部品は、ニッケルベースの超合金鑄造物からなることを特徴とする請求項１に記載
のタービンエンジンエアフォイル構成要素。

【請求項５】

被冷却部品を製造する方法であって、
複数の供給通路を形成することと、
前記供給通路の少なくとも１つと連通するとともに、複数の支柱部分を有するプレナム
を形成することと、
前記複数の支柱部分を貫通するとともに、少なくとも１つの供給通路と連通する出口通
路を形成することと、
を含む被冷却部品製造方法。

【請求項６】

コアアッセンブリを覆って鑄造することと、
前記コアアッセンブリを破壊的に取り外すことと、
を含み、
前記コアアッセンブリの第１の部分により、基本的に前記供給通路が形成され、
前記コアアッセンブリの第２の部分により、前記支柱部分を取り囲む前記プレナムの少
なくとも一部分が形成されることを特徴とする請求項５に記載の被冷却部品製造方法。

【請求項７】

前記出口通路の形成は、前記支柱部分を通してドリル加工することを含む請求項５に記
載の被冷却部品製造方法。

【請求項８】

前記プレナムの形成は、前記支柱部分を画定する開口部を備えた耐熱金属ベースのコア
を用いて鑄造することを含む請求項５に記載の被冷却部品製造方法。

【請求項９】

前記出口通路の形成は、前記支柱部分を通してドリル加工することを含む請求項８に記
載の被冷却部品製造方法。

【請求項１０】

前記出口通路の形成は、前記開口部を通して延びる歯部を備えた第２の耐熱金属コアを
用いて鑄造することを含む請求項８に記載の被冷却部品製造方法。

【請求項１１】

タービンエンジンのエアフォイル構成要素の鑄造に用いられ、
前記プレナムの形成が、前縁側プレナムとして前記プレナムを位置決めすることを含む
ことを特徴とする請求項５に記載の被冷却部品製造方法。

【請求項１２】

ガスタービンエンジンのエアフォイル構成要素であって、
第１の端部および第２の端部と、
前縁および後縁と、
正圧側および負圧側と、
複数の第１の出口を有する前縁側プレナムを含んだ内部冷却通路システムと、
を有するエアフォイルを備え、さらに、
前記前縁側プレナムを横切って延びる少なくとも１つの支柱部分と、
前記少なくとも１つの支柱部分を貫通して少なくとも１つの第２の出口まで延びる少な
くとも１つの出口通路と、
を備え、

前記支柱部分を複数備え、該支柱部分の各々が対応する前記出口通路を有することを特徴とするガスタービンエンジンエアfoil構成要素。

【請求項 13】

前記構成要素は、ベーンであり、

前記第1の端部および第2の端部は、内側シュラウドセグメントおよび外側シュラウドセグメントにそれぞれ位置することを特徴とする請求項 12 に記載のガスタービンエンジンエアfoil構成要素。

【請求項 14】

前記複数の支柱部分が翼幅方向に配列されることを特徴とする請求項 12 に記載のガスタービンエンジンエアfoil構成要素。

【請求項 15】

鑄造部品の表面を冷却する方法であって、

前記鑄造部品のチャンバ内の1つまたは複数の支柱部分の周囲を通して、1つまたは複数の第1の出口から流出するように、前記チャンバ内を通して第1の冷却流を流すことと、

1つまたは複数の第2の出口から流出し、前記部品の表面に沿ってフィルム冷却をもたらすように、前記1つまたは複数の支柱部分を通して第2の冷却流を流すことと、

を含む方法。

【請求項 16】

前記第1および第2の冷却流は、単一の通路から送られることを特徴とする請求項 15 に記載の鑄造部品表面冷却方法。

【請求項 17】

前記第1および第2の冷却流は、タービンエンジンのブレードまたはベーンのインピンジメント通路または供給通路の一方である単一の通路から送られることを特徴とする請求項 15 に記載の鑄造部品表面冷却方法。

【請求項 18】

前記チャンバはエアfoilの前縁部分に沿ったプレナムであり、

前記第2の冷却流が通流する複数の支柱部分を含むことを特徴とする請求項 15 に記載の鑄造部品表面冷却方法。

【請求項 19】

前記第1および第2の冷却流は、タービンエンジンのブレードまたはベーンのインピンジメント通路または供給通路の一方である単一の通路から送られることを特徴とする請求項 18 に記載の鑄造部品表面冷却方法。

【請求項 20】

前記第1の冷却流は、エアfoilの正圧側から負圧側へと前記支柱部分の周囲を流れることを特徴とする請求項 18 に記載の鑄造部品表面冷却方法。