

【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 17 年 8 月 25 日 (2005.8.25)

【公開番号】特開 2003-41902 (P2003-41902A)

【公開日】平成 15 年 2 月 13 日 (2003.2.13)

【出願番号】特願 2002-130304 (P2002-130304)

【国際特許分類第 7 版】

F 0 1 D 5/18

F 0 1 D 9/02

F 0 2 C 7/18

【F I】

F 0 1 D 5/18

F 0 1 D 9/02 1 0 2

F 0 2 C 7/18 A

【手続補正書】

【提出日】平成 17 年 2 月 9 日 (2005.2.9)

【手続補正 1】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】特許請求の範囲

【補正方法】変更

【補正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

翼形部のフィルム冷却効果を向上させるのを助長するために、前縁（48）、後縁（50）、第 1 側壁（44）、及び第 2 側壁（46）を含み、該第 1 及び第 2 側壁が、前記前縁及び後縁において翼弦方向に接合されて空洞を形成し、翼形部根元と翼形部先端の間を半径方向に延びている、ガスタービンエンジン（10）用の翼形部（40）に輪郭を付ける方法であって、

前記翼形部第 1 側壁及び前記翼形部第 2 側壁の少なくとも 1 つの外表面（60、62）に、前記翼形部根元と前記翼形部先端の間で半径方向にある距離だけ延びるように、内曲部（70）を形成する段階と、

それを通して前記翼形部空洞から前記翼形部外表面に冷却流体を受けのために前記内曲部の中に少なくとも 1 つの孔（82）を形成する段階と、
を含むことを特徴とする方法。

【請求項 2】

少なくとも 1 つの孔（82）を形成する前記段階は、前記翼形部外表面（60、62）に対して測定される噴射角（ ）で前記翼形部内曲部（70）を貫通させて各孔を形成する段階をさらに含むことを特徴とする、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

各孔（82）を形成する前記段階は、約 16 度より小さい噴射角（ ）で前記翼形部内曲部（70）を貫通させて各孔を形成する段階をさらに含むことを特徴とする、請求項 2 に記載の方法。

【請求項 4】

各孔（82）を形成する前記段階は、前記翼形部第 1 側壁（44）及び前記翼形部第 2 側壁（46）の少なくとも 1 つへの冷却流量を減少させるために、噴射角（ ）で前記翼形部内曲部（70）を貫通させて各孔を形成する段階をさらに含むことを特徴とする、請求項 2 に記載の方法。

【請求項 5】

外表面（６０、６２）に内曲部（７０）を形成する前記段階は、前記翼形部外表面に複数の内曲部を形成する段階をさらに含むことを特徴とする、請求項１に記載の方法。

【請求項６】

前記翼形部第１側壁（４４）はほぼ凸状であり、また前記翼形部第２側壁（４６）はほぼ凹状であり、複数の内曲部（７０）を形成する前記段階は、

前記翼形部前縁（４８）の直近に少なくとも１つの内曲部を形成する段階と、

前記翼形部第２側壁内に少なくとも１つの内曲部を形成する段階と、

をさらに含むことを特徴とする、請求項５に記載の方法。

【請求項７】

ガスタービンエンジン（１０）用の翼形部（４０）であって、

前縁（４８）と、

後縁（５０）と、

翼形部根元と翼形部先端の間を半径方向スパンにわたって延びており、外表面（６０）を備える第１側壁（４４）と、

前記前縁及び前記後縁において前記第１側壁に接合され、外表面（６２）を備え、前記翼形部根元と前記翼形部先端の間を半径方向スパンにわたって延びている第２側壁（４６）と、を含み、

前記第１側壁及び前記第２側壁の少なくとも１つは、内曲部（７０）をさらに含むことを特徴とする翼形部（４０）。

【請求項８】

前記内曲部（７０）の各々は、それを通して冷却流体を受けるように構成された少なくとも１つの冷却孔（８２）を含むことを特徴とする、請求項７に記載の翼形部（４０）。

【請求項９】

前記冷却孔（８２）の各々は、前記翼形部第１側壁（４４）及び前記第２側壁（４６）の少なくとも１つへの冷却流量を減少できるように構成されていることを特徴とする、請求項８に記載の翼形部（４０）。

【請求項１０】

前記冷却孔（８２）の各々は、前記翼形部外表面（６０、６２）に対して測定される噴射角（ ）で前記内曲部（７０）を貫通することを特徴とする、請求項８に記載の翼形部（４０）。

【請求項１１】

前記冷却孔の噴射角（ ）の各々は、約１６度より小さいことを特徴とする、請求項１０に記載の翼形部（４０）。

【請求項１２】

前記翼形部第２側壁（４６）は複数の内曲部（７０）を含んでおり、該内曲部の少なくとも１つは前記翼形部前縁（４８）の直近に位置していることを特徴とする、請求項７に記載の翼形部（４０）。

【請求項１３】

前記翼形部第１側壁（４４）はほぼ凸状であり、前記翼形部第２側壁（４６）はほぼ凹状であることを特徴とする、請求項１２に記載の翼形部（４０）。

【請求項１４】

請求項７ないし請求項１３のいずれか一項の複数の翼形部（４０）を含むガスタービンエンジン（１０）。

【手続補正２】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】０００４

【補正方法】変更

【補正の内容】

【０００４】

前縁と後縁の間での翼形部の外表面の曲率分布のために、冷却孔の噴射角は、一般的に

25度から40度の範囲にある。大きい噴射角を有する冷却孔から吐出される冷却流体は、翼形部の表面からはく離し、高温の燃焼ガスと混合する可能性がある。このようなはく離は、フィルム冷却の効果を低下させ、また空気力学的混合損失を増大させる。

【特許文献1】特開平11-072006号公報