

【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る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