

トランスピレーション冷却を有するタービン翼列内の流れの数値解析

Numerical Analysis of Flow within Turbine

Cascade with Transpiration Cooling

伏見 雄一¹⁾ 水木 新平²⁾ 辻田 星歩²⁾ 平野 利幸³⁾
Yuichi Fushimi, Shimpei Mizuki, Hoshio Tsujita, Toshiyuki Hirano

¹⁾ 法政大学工学部機械工学科

²⁾ 法政大学工学部機械工学科

³⁾ 都立産業技術高等専門学校

The further improvement of gas turbines requires the development of cooling technique with reduction of cooling air mass flow rate as well as the increase of the turbine inlet temperature. The theoretically most effective air cooling method is the transpiration cooling, which will be expected to reduce the cooling air mass flow rate. In the present study, the two-dimensional flow within the turbine cascade made by the porous media was analyzed numerically by the CFD code. The calculations were performed in order to examine the influence of the porosity of the porous media on the cooling efficiency. The results revealed that the cooling efficiency was strongly influenced by the porosity of porous media.

Key words : Transpiration Cooling, Porous Media, Turbine Blade, Numerical Investigation,

1. 緒論

ガスタービンの効率向上には、タービン入口温度(TIT)の上昇は必要不可欠であるが、タービン翼を冷却せずに TIT をその材料の耐熱温度以上に上げることはできない。高温ガス流中のタービン翼の表面の温度を下げる方法で最も一般的なのは空気冷却法である。

タービンの冷却空気は圧縮機から供給されるため、この供給は燃焼器を通る流量を低下させて効率の低下を招き、外部冷却用の空気は主流ガス温度を下げて主流との混合損失も生じる。したがって、TIT の

増加だけでなく冷却空気流量の低減を実現しうる冷却技術の開発が重要である。理論的に最も有効な空気冷却法は多孔質材料を利用したトランスピレーション冷却であり、冷却空気流量の低減が可能である。本研究では汎用の CFD コードを用いて多孔質材料で形成されたタービン翼モデル流路内の二次元流れを解析し、多孔質材料の空隙率の冷却効率への影響について調べた。

2. タービン翼モデル

解析対象となるタービン翼モデル(TBM)の形状寸法と計算格子およびその前縁部の拡大図を図 1 に示す。本研究では翼弦長の軸方向長さ C_{ax} を 81.5mm^[1] に設定した。翼は翼表面側の PM1(0.25mm)と内側の PM2(2.15mm)の 2 種類の多孔質材料で形成されている。解析領域全体のセル数は 31026 である。すべて

原稿受付 2008 年 2 月 29 日

発行 2008 年 3 月 31 日

法政大学情報メディア教育研究センター

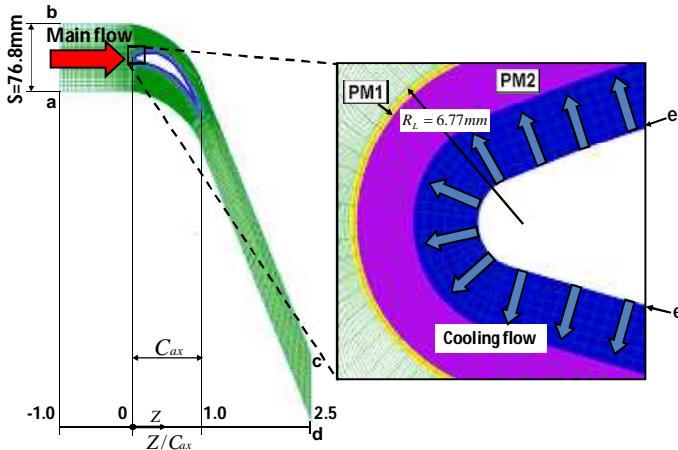


Fig.1 Model configuration and computational grid

の解析において PM2 の空隙率 ε_2 を 0.5 , 平均粒子径 D_{p2} を 0.5mm に固定した .

3. 数値解析法

3.1 多孔質材料内を除く流れ場の基礎方程式

Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式とエネルギー方程式を多孔質材料内を除く流れ場に対して解いた . 乱流モデルは標準 $k-\varepsilon$ モデル , 対流項の評価は二次風上差分法 , 解法のアプローチは SIMPLE 法である .

3.2 多孔質材料内の流れ場の基礎方程式

本研究では多孔質材料は等方性であると仮定し , Darcy の法則より , 次式に示す巨視的な流れの支配方程式を用いた .

$$-Ku_i = \frac{\partial P_s}{\partial \xi_i} \quad (1)$$

ここで , K は多孔質材料内での流体の透過性を表す係数 , P_s は静圧および u_i は座標軸 ξ_i 方向の表面速度である . 透過係数 K は Ergun 方程式^[2]により設定した .

本研究では透過係数 K の係数 α と β は定数と仮定し , 冷却空気の入口特性から見積もった . 多孔質材料内の温度分布は有効熱伝導率 k_{eff} ^[3]を用いてエネルギー方程式を解くことにより決定され , また , 乱流値は乱流強度および長さスケールを仮定することにより代数方程式から算出された .

3.3 境界条件

各種の境界条件とその設定位置を図 1 および表 1

に示す . 主流の入口境界条件としては全圧 P_{tm} を 2.0MPa , 全温 T_{tm} を 1566K および流入速度 C_m を 79.4m/s とし , すべての計算において一定とした . 冷却空気の入口境界条件としては全温 T_{tc} を 723K とした . 冷却空気圧の最適値を主流の入口全圧の 1.005 倍と仮定した .

Table 1 Boundary conditions

Boundary conditions	Location in Fig 1
Main flow inlet	a-b
Cooling flow inlet	e
Outlet	c-d
Cyclic	b-c, a-d

4. 計算結果および考察

粒子群で構成される多孔質材料の層を横切る流れの圧力降下を決定する因子には , 多孔質材料の空隙率 , 平均粒子径 , および式(2)で定義される冷却空気吹出し流量比 M などが考えられる .

$$M = \frac{\rho_c C_c}{\rho_m C_m} \quad (2)$$

ここで ρ_c は冷却空気の密度 , ρ_m は主流ガスの密度 , C_c は冷却空気の入口境界での流速および C_m は主流ガスの入口境界での流速である .

4.1 PM1 の空隙率 ε_1 の効果

本研究においては , 表 2 に示すように PM1 の ε_1 をパラメータとして吹出し流量比 $M=0.015$, 平均粒子径 $D_{p1}=0.05\text{mm}$ に対して計算を行い , 多孔質材料の空隙率による TBM の冷却効率への影響を調べた . 図 2 に式(3)で定義される翼面静圧差係数 C_{ps} の Z/C_{ax} 方向(図 1)の分布を示す .

$$C_{ps} = (P_{sc} - P_s) / P_{tm} \quad (3)$$

ここで , P_{sc} は冷却空気圧 , P_s は翼面静圧である . PM1 に対する冷却効率 η_{p1} の翼表面に沿った分布を図 3 に示す . 冷却効率は式(4)で定義した .

$$\eta_{p1} = (T_{tm} - T_{sp1}) / (T_{tm} - T_{tc}) \quad (4)$$

ここで , T_{sp1} は PM1 の翼表面に沿った温度である . Case1 では C_{ps} が常に正の値を , Case2,3 は前縁表面と圧力面の大部分で負の値を示している (図 2) . Case1 の C_{ps} は翼の全表面で正の値をとっているため , η_{p1} も全表面で高くなっている(図 3) . 一方 , Case2,3

では C_{ps} が前縁および圧力面の大部分で負の値を示しているため、対応する部分の η_{p1} もほぼ 0 になっている。

図 3 および図 4 において翼面静圧差係数が最大値になるのは 3 種類の空隙率とも $Z/C_{ax}=0.65$ 付近の負圧面であるが、冷却効率が最大値になるのはさらに後縁側の $Z/C_{ax}=0.8$ 付近であり、空隙率が小さければさらに後縁側に移動している。これは、主流の影響により、翼の後縁部では主流が剥離して冷却空気が吹き出しやすくなるためであると考えられる。また、空隙率が小さければ冷却効率の最大値がさらに後縁側へ移動するのは、大きい空隙率では、吹き出し流量が大きいため、より上流側で主流との混合を引き起こすためであると考えられる。

Table 2 Calculation condition for effect of ε_1
($M=0.015, D_{p1}=0.05\text{mm}$)

Case	1	2	3
ε_1	0.1	0.2	0.3

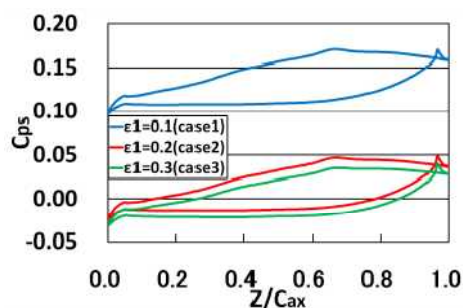


Fig.2 Static pressure difference coefficient distribution

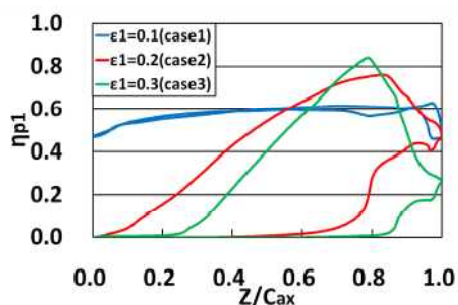


Fig.3 Cooling efficiency distribution on turbine blade surface

5. 結論

翼面静圧差係数および冷却効率は同じ冷却空気吹き出し流量比に対し多孔質材料の空隙率に強く影響を受ける。

参考文献

- [1] A.Yamamoto, Production and Development of Secondary Flows and Losses in Two Types of Straight Turbine Cascades: Part 1-A Stator Case, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.109, (1987), 186-193.
- [2] Ergun,S., Fluid Flow through Packed Columns, *Chem.Eng.Prog.*,**48**-2 (1952),89-94.
- [3] Dagan,G., *Flow and Transport in Porous Formations*, (1989),76-88,Springer-Verlag.