

ディンプルの敷設および脈動冷却流によるガスタービン翼後縁部 カットバック面上フィルム冷却の高性能化

徳 武 太 郎

東京農工大学大学院工学府機械システム工学専攻

1. はじめに

航空用・産業用ガスタービンの熱効率向上のためには、より少量の空気量でタービン翼等の構造部材を所定温度まで冷却することが重要である。ガスタービン翼後縁部は形状が薄いうえに、翼表裏面からの入熱が存在するため、冷却が最も困難な部位の一つである。本課題では翼後縁部のカットバック面フィルム冷却技術（冷却空気をカットバック面上に吹き出し、熱遮蔽と対流冷却を同時に行う手法）を対象に、冷却効率の高性能化を目的とする。

図1にカットバック面上フィルム冷却の模式図を示す。カットバック面上フィルム冷却の性能は、熱遮蔽性能としてフィルム冷却効率 η ($= (T_{main} - T_{aw}) / (T_{main} - T_{cool})$)、熱伝達性能として熱伝達率 h ($= q / (T_q - T_{aw})$) を無次元化したヌセルト数 Nu ($= hDe / k$) によって表される。ここで T は温度 [K]、 q は熱流束 [W/m²]、 De は等価直径 [m]、 k は熱伝導率 [W/mK]、添え字の main は主流、cool は冷却流、aw は断熱壁、 q は加熱壁である。平滑面上カットバック面のフィルム冷却では、主流と冷却流の質量流速比が Martini ら[1]による実験では 0.8 付近のときに、Schneider ら[2]による計算では 0.95 近傍のときに、主流と冷却流の隔壁端部から大規模渦が周期的に発生することで主流と冷却流の混合が促進され、フィルム冷却効率が低下することが報告されている（図2に数値解析により可視化した大規模渦を示す）。筆者のグループでは大規模渦の発生周波数に対して離調周波数の脈動をフィルム冷却流へ付与することでのフィルム冷却効率向上[3][4][5]、およびカットバック面上にディンプル（凹み形状）を敷設し乱流促進させることによるカットバック面上ヌセルト数の向上[6][7][8]について研究を実施している。本課題では脈動冷却流の付与およびディンプルの敷設によるフィルム冷却効率、ヌセルト数向上効果の考察のため複数条件/形状のカットバック面上非定常温度場、流れ場を LES (Large Eddy Simulation) によって解析した。以下にその概要を記載する。

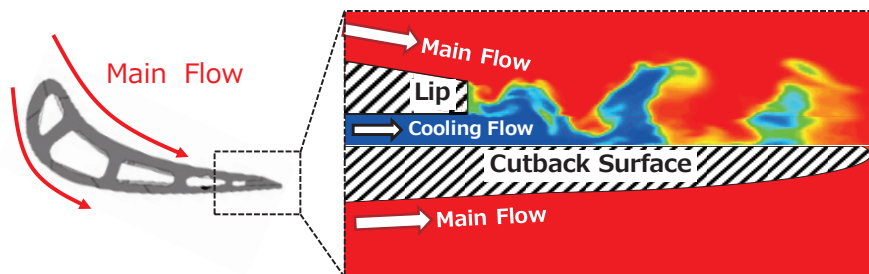


図1 ガスタービン翼後縁部カットバック面上フィルム冷却流の模式図

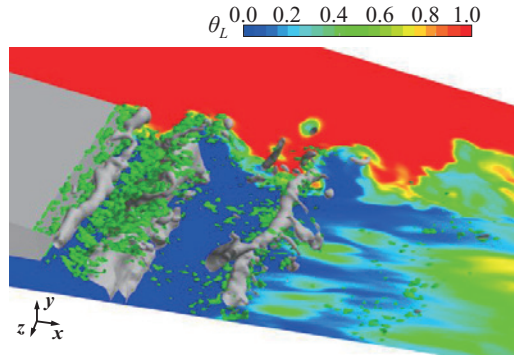


図2 カットバック面上大規模放出渦の可視化（灰色：圧力変動の等値面、緑色：変形速度テンソルの第二不変量 Q 値の等値面、カラーコンター：無次元温度をそれぞれ表す）

2. 数値解析方法

数値解析は Oakforest-PACS システムにて、OpenFOAM-2.4.x の有限体積法ソルバによって実行した。非圧縮の連続の式(式(1))、Navier-Stokes 方程式(式(2))を PIMPLE 法で解いた。ここでパップスカラーのエネルギー方程式(式(3))を同時に解くようソースコードを編集した。LES の Sub-Grid-Scale(SGS)モデルには Lagrangian Dynamic Smagorinsky モデルを使用した。

$$\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\tilde{p}}{\rho} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (v + v_{SGS}) \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \right\} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \tilde{T}}{\partial t} = -\frac{\partial}{\partial x_j} (\tilde{T} \tilde{u}_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left(\frac{v}{Pr} + \frac{v_{SGS}}{Pr_{SGS}} \right) \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} \right\} \quad (3)$$

ここで、上付きの $\tilde{\cdot}$ は空間フィルタ平均を表し、 u [m/s]は速度、 p [Pa]は圧力、 ρ [kg/m³]は密度、 ν [m²/s]は動粘性係数、 ν_{SGS} は SGS 渦粘度で

$$\nu_{SGS} = C\Delta^2 \sqrt{2 \tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij}} \quad (4)$$

$$\tilde{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

となる。また、 T [K]は温度、 Pr (=0.70) はプラントル数、 Pr_{SGS} (=0.90) は乱流プラントル数で、 C は Lagrangian Dynamic Smagorinsky モデルで導かれる係数 C_s の二乗、 Δ はフィルタサイズであり格子体積の三乗根とした。なお、フィルム冷却効率とヌセルト数を同一の流れ場に対して評価するため、2つの異なる温度配列 T_{aw} (カットバック面が断熱条件) と T_q (カットバック面が加熱条件) を用いたエネルギー方程式を同時に解いた。

解析形状は図3に示すカットバック面上フィルム冷却を模した扁平通路であり、寸法は冷却通路高さ H 、主流通路高さ $4H$ 、カットバック面長さ $11.3H$ である。冷却流の噴出角度は主流に対して 10° である。解析条件は主流レイノルズ数 $Re_{main}(=U_{main}8H/\nu)=25000$ 、主流と冷却流の質量流束比であるブロー比 $M(=(\rho U)_{main}/(\rho U)_{cool})=1.0$ とした。ここで U は時間平均流速の絶対値[m/s]を表す。幅方向の境界条件には周期境界を適用した。壁面はすべて滑りなし境界とした。主流、冷却流の入口境界には速度場においてリサイクル境界 (mappedFixedValue 関数) を適用し、流れを発達させた。

脈動冷却流を適用した解析は、冷却流の入口境界にリサイクル境界を適用したうえで、その領域平均速度を時間方向に脈動させた。脈動冷却流の式は以下で表される。

$$U_{cool,pulse} = U_{cool}A\sin(2\pi f(t + t_0)) \quad (7)$$

$U_{cool,pulse}$ [m/s]は脈動補正後の冷却流バルク流速、 A [m/s]は脈動流速片振幅、 f は周波数[Hz]、 t_0 [s]は位相調整のための時刻を表す。

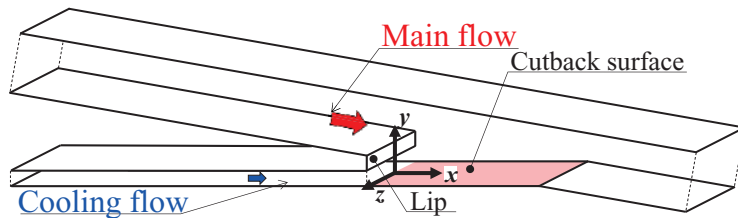


図3 解析形状 (カットバック面上フィルム冷却)

平滑カットバック面の解析格子は構造6面体格子で、ディンプル付きカットバック面の解析格子は非構造6面体格子で作成した。平滑カットバック面における代表格子解像度は $\Delta x^+=13.0$ 、 $\Delta y^+=0.8\sim 8.0$ 、 $\Delta z^+=11.5$ であり、時間刻みは $\Delta t^+=0.057$ である。統計時間は冷却流流速で流体がカットバック面上を 43sweep する時間 ($t^+=8,500$ 、 $t^*=450$) とした。格子解像度の収束状況は別途の解析で求めており、本格子解像度において物理量への影響が小さいことを確認した。

本解析ではディンプル粗面の複雑形状上の非定常乱流解析に多数の速度ベクトル配列、温度配列、乱れ度算出用のテンソル配列を取り扱ったことから、膨大な実行メモリとディスク容量を要した。また位相平均値を取得する解析を実施したため、統計定常を取得するまでに通常より多くの解析時間を要した。上記の2点において Oakforest-PACS システムの使用および若手・女性利用者推薦制度による計算機資源が大変有益なものとなった。

3. 結果

図4にカットバック面上フィルム冷却流の瞬时无次元温度 $\theta'_L(=(T_{main}-T'_{aw})/(T_{main}-T_{cool}))$ 、および時間平均無次元温度 $\theta_L(=(T_{main}-T_{aw,mean})/(T_{main}-T_{cool}))$ の分布を示す (時間平均無次元温度はフィルム冷却効率 η と同定義である)。(a)は平滑カットバック面上定常冷却流での解析結果を、(b)はディンプル付きカットバック面上定常冷却流での解析結果を、(c)は平滑カットバック面上脈動

冷却流での解析結果をそれぞれ示す。(c)の条件では、大規模渦の発生周波数に対して離調する周波数での脈動を冷却流に付与している。(a)の瞬时无次元温度場から大規模渦による主流と冷却流の温度混合が確認できる。(b)のディンプル付きカットバック面上流れ場ではディンプルによる冷却流の乱流促進効果が大規模渦に干渉し、渦構造が(a)と比べて縮小している様子が分かる。これによりカットバック面上時間平均無次元温度（フィルム冷却効率）は(a)に対して向上した。さらに、(b)においてはディンプルによるカットバック面上の流れの剥離/再付着が生じ、ヌセルト数が大幅に向上した（図省略）。

(c)の脈動冷却流条件では(a)に比べて渦構造の周期性が弱く、比較的小規模の温度混合が生じていることが分かる。(c)においても(b)と同様、上記の理由でフィルム冷却効率は(a)に対して向上した。

以上のように、ディンプルの敷設および脈動冷却流の付与はカットバック面上フィルム冷却性能を向上できる。

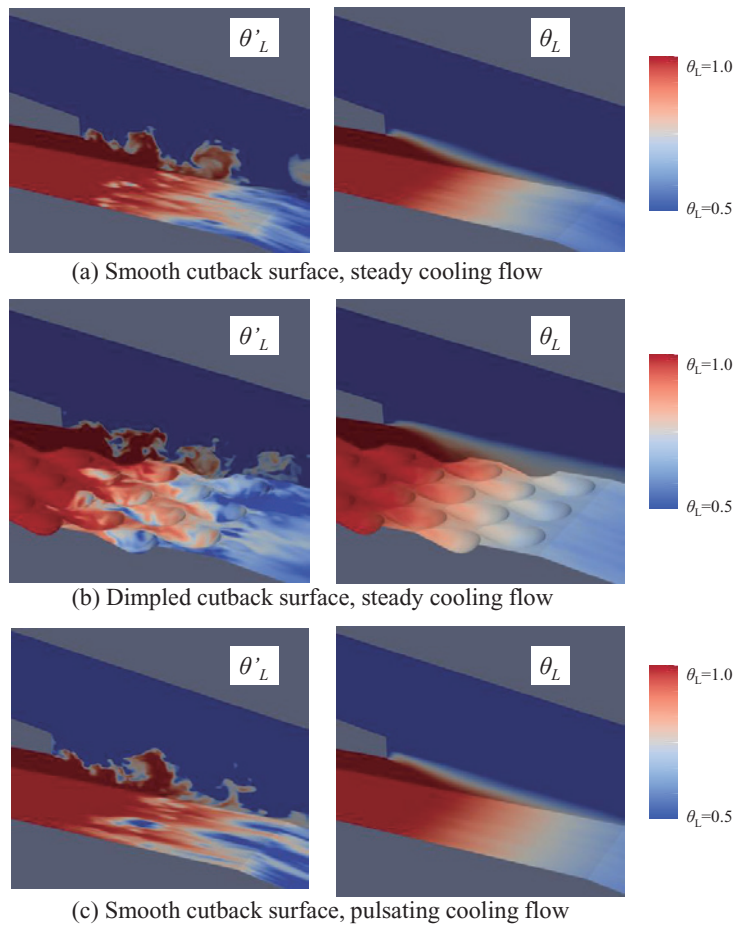


図4 カットバック面上無次元温度分布の比較

(左； θ'_L は瞬時温度、右； θ_L は時間平均温度)

- ((a)：平滑カットバック面の定常冷却流、(b)：ディンプル付きカットバック面の定常冷却流、
- (c)：平滑カットバック面の脈動冷却流)

謝 辞

本研究の解析は東京大学情報基盤センター若手・女性利用者推薦制度および科研費 20K04321 の援助を受け、Oakforest-PACKS システムを利用しました。ここに記載し感謝申し上げます。

参 考 文 献

- [1] Martini, P.: Filmkühlung hoch-beanspruchter Turbinen-schaufel-hinter-kanten: Wärmeübergang und Strömung im Nahfeld praxis-bezogener Ausblase-spalte. Dissertation, University of Karlsruhe, Karlsruhe, Germany (2008).
- [2] Schneider, H., von Terzi, D., Bauer, H-J., “Turbulent Heat Transfer and Large Coherent Structures in Trailing-edge Cutback Film Cooling”, Flow Turbulence Combust, Vol. 88(2012), pp.101-120.
- [3] Murata, A., Nishida, S., Saito, H., Iwamoto, K., Okita, Y., and Nakamata, C., 2012, “Effects of Surface Geometry on Film Cooling Performance at Airfoil Trailing Edge”, J. of Turbomachinery, 134(5), 051033.
- [4] Murata, A., Yano, K., Hanai, M., Saito, H., and Iwamoto, K., 2017, “Arrangement Effects of Inclined Teardrop-Shaped Dimples on Film Cooling Performance of Dimpled Cutback Surface at Airfoil Trailing Edge”, Int. J. of Heat and Mass Transfer, 107, pp. 761-770.
- [5] Murata, A., Mori, E., and Iwamoto, K., 2014, “Effects of Surface Geometry And Blowing Ratio on Film Cooling Performance At Airfoil Trailing Edge Investigated By Using Large Eddy Simulation”, Proc. of the 15th Int. Heat Transfer Conference, Kyoto, IHTC15-8914.
- [6] Yamamoto, S., Murata, A., Hayakawa, S., and Iwamoto, K., “Three-Component PTV Measurements of Pulsating Film-Cooling Flow over Smooth Cutback Surface at Trailing Edge of Gas Turbine Airfoil”, Proc. Asian Congress on Gas Turbines 2018, Iwate, 86.
- [7] Yamamoto, S., Murata, A., Taniguchi, H., Hayakawa, H., and Iwamoto, K., 2019, “Effects of Cooling Flow Pulsation on Film Cooling Performance Over Smooth Cutback Surface at Airfoil Trailing Edge Measured by Transient Technique with Compensation of Three-Dimensional Heat Conduction”, Proc. of Int. Gas Turbine Congress 2019, Tokyo, 97.
- [8] Tokutake, T., Murata, A., Nakajima, D., Yamamoto, H., and Iwamoto, K., 2019, “Large Eddy Simulation of Film Cooling Performance of Smooth Cutback Surface at Airfoil Trailing Edge Improved by Pulsating Cooling Flow”, Proc. of Int. Gas Turbine Congress 2019, Tokyo, 47.
- [9] Yamamoto, S., Murata, A., Oho, K., Hayakawa, C., Hayakawa S., and Iwamoto, K., 2021, “Pulsating Film-Cooling Flow Over Smooth Cutback Surface at Airfoil Trailing Edge Measured by 2D3C-PTV”, J. of Heat Transfer, 143(9), 092101.