

# 脈動冷却流がガスタービン翼後縁部カットバック面上

## フィルム冷却性能に与える影響の LES 解析

中嶋大智

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

航空機や発電において中心的な役割を担うガスタービンは、昨今のエネルギー資源枯渇問題から更なる高効率化が求められており、タービン入口温度（TIT）の高温化が進んでいる。2000年代には TIT/1,600°C級のガスタービンが、現在では TIT/1,700°C級プロジェクトが進められており、TIT の高温化が進んでいる。一方、翼材料の耐熱温度は約 1000°C程度となっており、高い TIT を実現できる背景には冷却技術、低 NO<sub>x</sub> 燃焼技術、運転保守システム、制御技術などがある。中でも冷却技術の寄与は大きく、翼材料の高温強度を保つためにもタービン翼の冷却が必須である。

### 2. フィルム冷却と冷却流への脈動付与

タービンは高温高圧ガスの熱エネルギーを動力に変換する機能を持ち、静止部（静翼とそれを保持する車室等、図 1(a)) と回転部（動翼とそれを保持するタービン円板、車軸等、ロータとも呼ばれる）から構成される。高温高圧ガスを最初に受けるタービン入口静翼は非常に高温にさらされるため、圧縮機の一部から取り出した冷却空気を利用して翼を内部から冷却するとともに翼内部から冷却空気を出して翼面を空気の膜で覆い、高温ガスが翼に直接触れないようにするフィルム冷却が行われている。

ガスタービン静翼は翼内部、および翼前縁部、凹面、凸面部で冷却が行われており、中でも翼後縁部（図 1(b)) は厚さが薄く、かつ表裏両面からの熱流入がある熱負荷の高い場所であり、片側壁を除去したカットバック面（冷却面）上ではスロット吹き出しによるフィルム冷却が行われている。

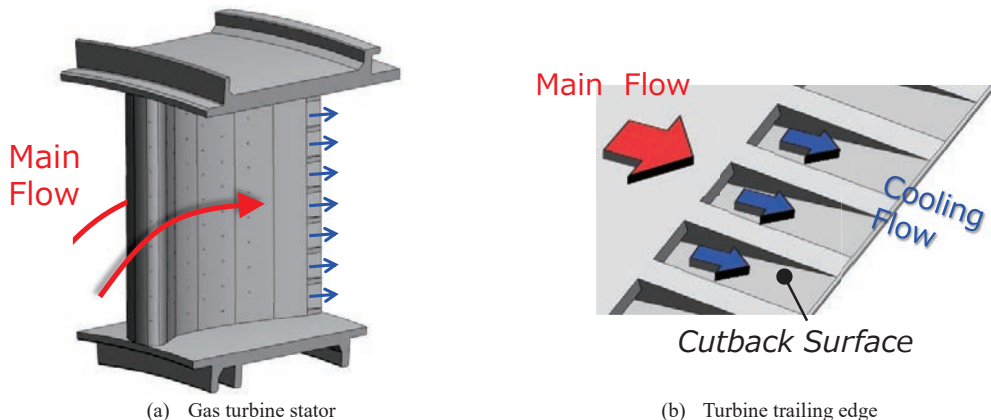


Fig.1 Schematic of a gas turbine blade.

この翼後縁部フィルム冷却では冷却空気膜形成による高温主流ガスからの熱遮蔽、およびカットバック壁の強制対流冷却が行われ、高い熱遮蔽性能維持下での対流冷却性能の向上が求められる。

主流と冷却流の隔壁側端部（リップ、図 2 参照）と主流、および冷却流の間では混合層が生じ、ガスタービン翼後縁部ではこの混合層とカットバック面上の流れが相互に干渉しあう流れ

となる．そのため，カットバック面上乱流促進による対流冷却性能の向上は冷却空気膜の崩壊による熱遮蔽性能低下を招き，熱遮蔽性能維持下での対流冷却性能の向上は相反する要求となる点がガスタービン翼後縁部の流れ場の特徴である．

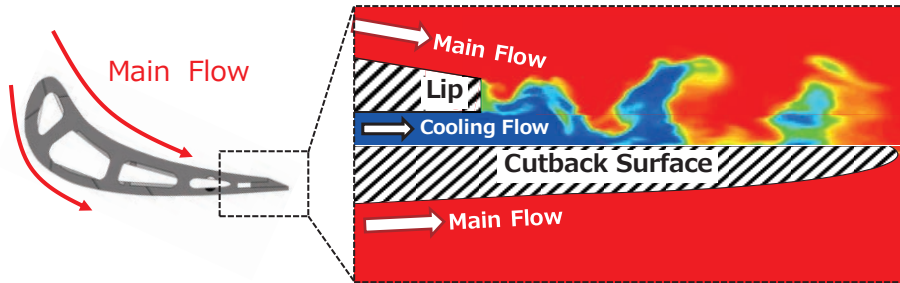


Fig.2 Schematics of a film cooling at airfoil trailing edge.

平滑カットバック面において，2008年の martini ら<sup>[2]</sup>による実験では主流と冷却流の質量流束比が 0.80 近傍のときに，2012年の schnider ら<sup>[3]</sup>による計算では 0.95 近傍のときに，リップ端から大規模非定常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，熱遮蔽性能が低下することが報告された．この傾向は質量流束比を 0.5 から 2.0 まで 0.5 ずつ変化させて平滑カットバック面上フィルム冷却性能の調査を行った小西ら<sup>[4]</sup>による実験，および伊藤ら<sup>[5]</sup>による計算でも質量流束比 1.0 で熱遮蔽性能が極小値をとるという結果が出ており，確かに質量流束比 0.8 から 1.0 の間で主流と冷却流の隔壁端部から大規模非定常渦が周期的に発生していることがいえる．

下図に質量流束比 1.0 のときの瞬時渦の可視化結果を示す．図中のカラーコンターは無次元温度であり，白は第 2 不変量  $Q = -2.34 \times 10^7$  おける等値面，黒は圧力変動  $p' = -6.6$  における等値面である．

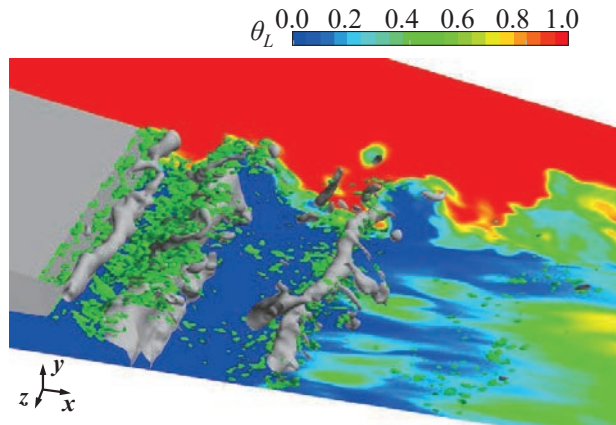


Fig. 3 Large scale vorticities generated at a lip visualized by gray contour of pressure fluctuation ( $p' = -6.6$ ) and small scale vorticities by green contour of deformation tensor ( $Q = -2.34 \times 10^7$ ) for smooth cutback surface (color contour is dimensionless temperature).

リップ端から幅方向に伸びる圧力変動の等値面が 3 つ見える．渦は主流側および冷却流側から交互に発生しており，崩壊せずにカットバック面上の下流まで移流している．この周期的に発生する大規模非定常渦に対し，冷却流脈動化により生成された渦を干渉させることで大規模非定常渦の抑制を試みた．下記では数値計算方法および冷却流への脈動付与の結果を示す．

### 3. 数値計算方法

本研究では有限体積法を用いた OpenFOAM-2.3.0 を用いて計算を行なった。基礎方程式は非圧縮流体の連続の式、Navier-Stokes 方程式、エネルギー方程式であり、空間に対してフィルタリング（トップハットフィルタ）を施し、Large Eddy Simulation(LES)を行った。

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

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

$$\frac{\partial \tilde{T}}{\partial t} = -\frac{\partial}{\partial x_j} (\tilde{T} \tilde{u}_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left( \frac{v}{Pr} + \frac{v_{SGS}}{Pr_{SGS}} \right) \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} \right\} \quad (4)$$

ここで、上付きの  $\tilde{\phantom{x}}$  は空間フィルタ平均を表し、 $u$  [m/s] は速度、 $p$  [Pa] は圧力、 $\rho$  [kg/m<sup>3</sup>] は密度、 $\nu$  [m<sup>2</sup>/s] は動粘性係数、 $\nu_{SGS}$  は SGS 渦粘度で

$$\nu_{SGS} = C\Delta^2 \sqrt{2 \tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij}} \quad (5)$$

$$\tilde{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

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 Smagorinsky 係数  $C_s$  の二乗、 $\Delta$  はフィルタサイズであり格子体積の三乗根とした。Germano ら<sup>[6]</sup>の SGS モデルを用いて得られた  $C$  を流跡線に沿って平均化する Lagrangian Dynamic SGS モデル<sup>[7]</sup>を用い  $C$  を決定した。PISO 法<sup>[8]</sup>により速度場と圧力場を連成させて解いた。空間には TVD 制限付き 2 次中心差分、時間には 2 次精度陰解法を用い離散化を行った。

計算領域（図 4）は翼後縁部を模擬しており、カットバック面は平滑面である。座標系はリップ端を原点とし、カットバック面に沿って流れ方向を  $x$  軸、カットバック面垂直方向を  $y$  軸、幅方向を  $z$  軸とした。リップ端の長さを  $H$  (=0.005m) とし、主流流路は長さ  $25H$  で高さ  $4H$ 、冷却流流路は長さ  $13H$  で高さ  $H$ 、幅は  $5H$ 、吹き出し角  $10^\circ$  の流路であり、カットバック面の長さは  $x$  方向に  $11.3H$  とした。計算格子は六面体の構造格子で作成した。定常冷却流における計算のカットバック面上格子解像度は  $\Delta x^+ = 13.0$ 、 $\Delta y^+ = 0.8 \sim 8.0$ 、 $\Delta z^+ = 11.5$  であり、時間刻みは  $\Delta t^+ = 0.057$ 、統計時間は冷却流流速で流体がカットバック面上を  $17 \sim 35$  sweep する時間 ( $t^+ = 3,450 \sim 6,900$ ) とした。

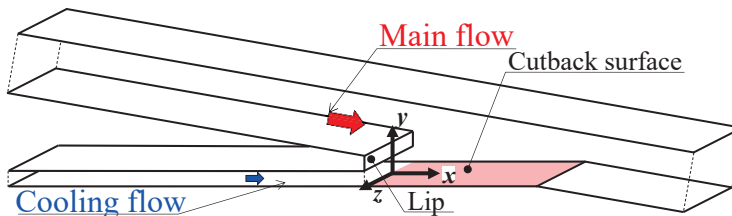


Fig.4 Computational domain.

速度の境界条件は全ての壁面で滑り無し、幅方向に周期境界、出口で対流流出とした。主流、冷却流は入口バルク流速をそれぞれ  $U_h$ 、 $U_c$ （添字  $h$ : 主流,  $c$ : 冷却流）とし、入口から流れ方向にそれぞれ  $22H$ 、 $10H$  の区間で速度場をリサイクルして流れ場を発達させた。冷却流の脈動化はリサイクル後の速度の入口境界値に対してさらに時間的な流量補正をかけて行った。式は以下で表される。

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

$U_{c,pulse}$  [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、 $t_0$  [s] は位相調整のための時刻を表す。

計算条件は主流レイノルズ数  $Re_h (= 8HU_h/\nu)$  を 25,000、ブロー比  $M$  ( $(\rho U)_h / (\rho U)_c$ ) = 1.0 ( $Re_c (= 2HU_c/\nu)$  は 6,250) とし、主流および冷却流の流入温度はそれぞれ  $T_h$ 、 $T_c$  とした。冷却流脈動流速片振幅  $A$  は  $A/U_c = 10\%$  で 1 条件、脈動周波数  $f$  [Hz] は  $M=1.0$ 、定常冷却流でのリップ端

からの大規模非定常渦発生周波数  $f_0$  ( $=496.32\text{Hz}$ ) [Hz] を基準として  $Sr/Sr_0=1.0, 1.5$  の 2 条件での計算を行なった, ただし,  $f$  はストローハル数  $Sr$  ( $=2fH/(U_h + U_c)$ ) として無次元化し, 定常冷却流でのリップ端からの大規模非定常渦発生ストローハル数  $Sr_0$  ( $=0.250$ ) で規格化して与えた. ここで, 渦の輸送速度が主流と冷却流の平均速度として考え, 代表速度は主流と冷却流の平均流速とした.

#### 4. 数値計算結果

図 5 に定常冷却流および片振幅 10% で  $Sr/Sr_0=1.0, 1.5$  におけるカットバック面上時間平均温度分布  $\bar{\theta}_L$  ( $=T-T_c)/(T_h-T_c$ ) を示す. 無次元温度分布の低温領域 ( $\bar{\theta}_L \leq 0.3$ ) がカットバック面上の下流まで伸びているほど冷却空気膜が後流まで維持されたことを示す.  $Sr/Sr_0=1.0$  では  $\bar{\theta}_L=0.2, 0.3$  となる位置が定常冷却流に比べ, それぞれ  $0.5H, 0.6H$  上流となり, 定常冷却流の場合に比べ冷却空気膜がより上流側で崩壊し, 低温度領域 ( $\bar{\theta}_L \leq 0.3$ ) が上流側に移動した. 脈動付与により発生する渦が大規模非定常渦を強めたということが分かる. 一方,  $Sr/Sr_0=1.5$  では  $\bar{\theta}_L=0.2, 0.3$  となる位置が定常冷却流に比べ, それぞれ  $0.9H, 1.5H$  下流となり, 冷却空気膜が崩壊せず, 低温度領域が下流まで拡大した.

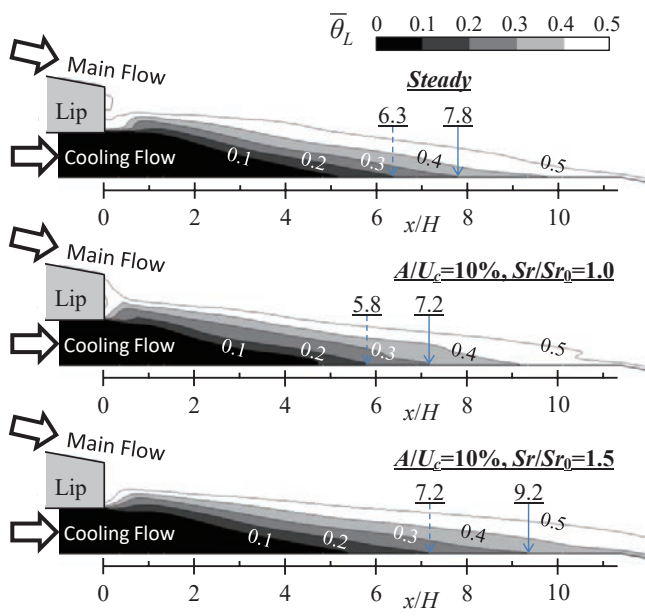
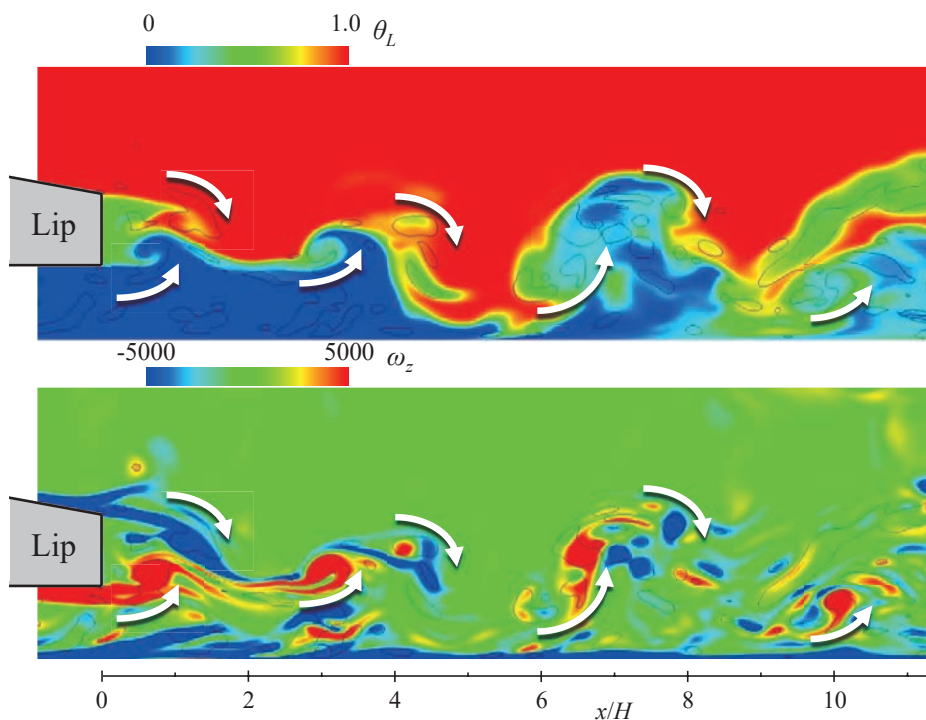
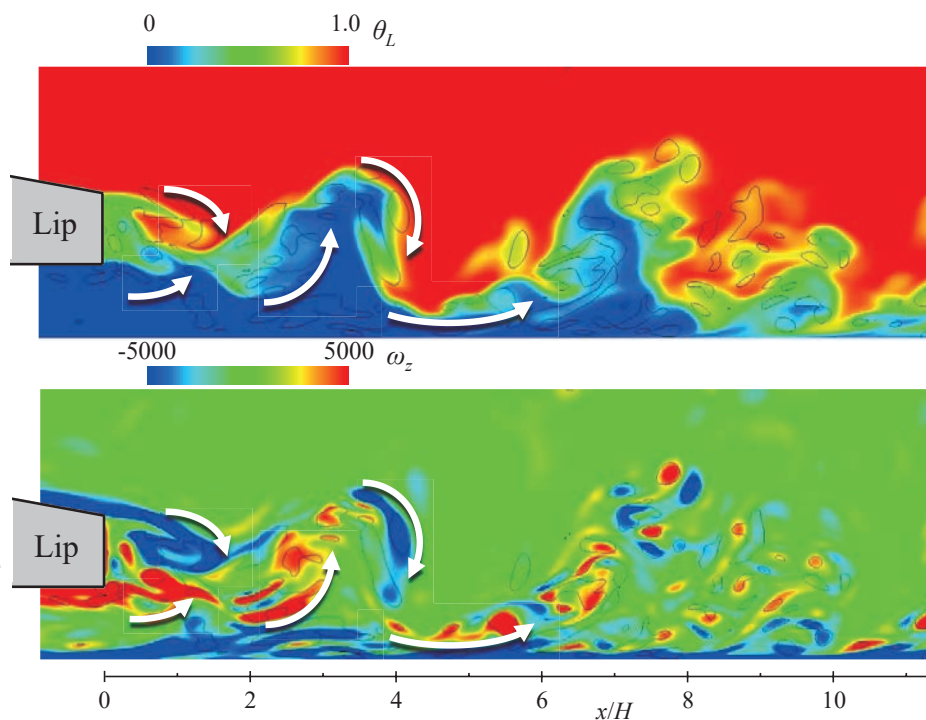


Fig.5 Time-averaged dimensionless temperature profile.

図 6 に定常冷却流および効果が見られた脈動冷却流条件 ( $Sr/Sr_0=1.5$ ) における無次元温度および渦度の瞬時場を示す. 実線は速度勾配の第 2 不変量  $Q$  の等高線である. 定常冷却流 (図 6(a)) では図中の白矢印で示すとおりリップから時計回り, 反時計回りの渦が交互に発生し,  $x/H=10.0$  までその渦が崩壊せずに移流していることが分かる. この傾向は  $Sr/Sr_0=1.0$  でも同様であった.  $Sr/Sr_0=1.5$  の脈動冷却流 (図 6(b)) でも時計回り, 反時計回りの渦の発生が観察できるが, その渦は  $x/H=6.0$  以降で細かい渦に分解されていることが分かる. これは大規模渦放出周波数と相関のない周波数で脈動を付与することで大規模渦が細かい渦に分解され, 冷却空気膜が維持されたためである.



(a) Steady cooling flow



(b) Pulsating cooling flow ( $A/U_c=10\%$ ,  $Sr/Sr_0=1.5$ )

Fig.6 Instantaneous dimensionless temperature profiles (upper figure) and vorticity profile (lower figure) for steady and pulsating flow.

## 5. 結論

ガスタービン翼後縁部フィルム冷却流において、冷却流脈動化の影響の調査を行い、以下の結論を得た。

- (1) リップ端からの大規模非定常渦発生周波数と同じ周波数  $Sr/Sr_0=1.0$  でフィルム冷却流に脈動を付与すると、脈動付与により発生する渦が大規模非定常渦を強め、大規模渦が促進された。
- (2) 大規模渦放出周波数と相関のない周波数 ( $Sr/Sr_0=1.5$ ) で脈動を付与することで大規模渦が小さな渦に分解され、冷却流空気膜の崩壊が抑制された。

## 謝 辞

本研究は東京大学情報基盤センター「若手・女性利用者推薦」平成 30 年度（後期）の課題として行われたものである。また、村田章教授、山本昌平特任助教（東京農工大学大学院工学府機械システム工学専攻）には多くの指導、助言をいただいた。ここに記して謝意を記す。

## 参 考 文 献

- [1] 大北洋治, "航空エンジンにおける冷却技術の動向", 日本ガスタービン学会誌, Vol.38 No.3(2010), p.146.
- [2] 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).
- [3] 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.
- [4] 小西孟, 村田章, 齋藤博史, 岩本薫, 大北洋治, "3次元熱伝導を考慮した過渡応答法によるディンプル付きカットバック面のフィルム冷却性能評価 (球状ディンプルと傾斜有無ティアドロップディンプルの比較)", 日本ガスタービン学会誌, Vol.41, No.5 (2013), pp.401-407.
- [5] 村田章, 伊藤宏典, 岩本薫, "ガスタービン翼後縁部球状ディンプル付きカットバック面の LES 解析 (プロロー比 1 でのディンプル形状の影響)", 日本ガスタービン学会誌, Vol.42, No.1 (2014), pp.55-61.
- [6] Germano, M., Turbulence, the filtering approach, J. Fluid Mech., 238(1992),325-36.
- [7] Meneveau, C., Lund, T. S., and Cabot, W. H., "A Lagrangian Dynamic Subgrid-Scale Model of Turbulence", J. of Fluid Mech., Vol. 319(1996), pp. 353-385.
- [8] Issa, R. I., "Solution of the implicitly discretised fluid flow equations by operator-splitting", J. of Comp., Phys., 62, 40 (1986).