

上流ウェークの影響を受けるタービン翼面境界層の剥離—再付着現象の LES 解析

大庭 芳則、荒川 忠一、松尾 裕一
IHI、東京大、JAXA

LES of Separation and Reattachment Phenomena of Turbine Blade Boundary Layers Affected by Upstream Wakes

by
Yoshinori OOBA (IHI), Chuichi ARAKAWA (Univ. of Tokyo), Yuichi MATSUO (JAXA)

ABSTRACT

In small gas turbine engines, the boundary layer separation-reattachment phenomena on low pressure turbine blade surfaces are strongly affected by the upstream wakes at low Reynolds number conditions ($O \sim 10^5$). It is well known that it is difficult to predict the phenomena using Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) approach because of the assumptions of the turbulence modeling and of the complicated flow structure. On the other hand, Large Eddy Simulation (LES) will be the powerful tool to predict the phenomena, because LES enables to correctly predict the detailed flow structures that occur in turbulent boundary layers. In the study, LES was carried out to predict the phenomena of a wake blade interaction. The wake was generated by a moving cylinder which interacted periodically with a turbine blade. The flow field was discussed for a Reynolds number of 130,000 based on the chord length of the blade. The LES results were evaluated by comparing with measured data. From the results, it was found that the time averaged static pressure (C_p) profiles on the blade agree with the experimental data. More detailed comparisons using velocity root mean square (RMS) values on the different locations of the blade suction surface were conducted. Accurate prediction of the separation-reattachment phenomena of the boundary layer on the blade suction surface was obtained.

1. はじめに

小型航空機用ガスタービンエンジンの低圧タービンは長さスケールが小さいことから、作動状態のレイノルズ数が低くなり、更に、高空条件では地上条件での半分程度のレイノルズ数の流れ場となることが知られている¹⁾。タービン翼列の境界層流れ場の様子は、レイノルズ数によって異なっており、タービンの性能は大きく影響を受ける。図1はレイノルズ数の変化に対するタービン翼列の性能の変化を示しており、以下の4つの形態に分類できる。

- ① レイノルズ数が比較的高い条件では、タービン翼面境界層は前縁付近で層流—乱流境界層遷移を起こす。この場合、翼面の大部分は乱流境界層に覆われており、タービン翼面に沿って境界層が形成される流れ場となる。タービン性能は翼後縁付近で境界層が乱流剥離を起こすかどうかによって変化するが、圧力損失は比較的低く抑えられる。
- ② レイノルズ数が低くなると、タービン翼面は層流境界層で覆われる領域が大きくなり、翼負圧面の減速領域で層流剥離を起こす。剥離により境界層は層流—乱流遷移(剥離遷移)を起こし、乱流境界層となる。乱流境界層は翼負圧面に再付着して、剥離泡を形成する。この場合、圧力損失は小さい。
- ③ 更にレイノルズ数が低くなると、翼負圧面での剥離泡領域が大きくなり、翼後縁よりも上流位置で再付着することが出来なくなり、境界層は翼負圧面から完全に剥離する流れ場となる。この場合、上記の①、②に比べて著しく圧力損失が増加する。
- ④ レイノルズ数が非常に小さくなると、レイノルズ数が低下するのに従って、タービン性能が大幅に悪化する。

多段で構成されている低圧タービンの場合、上流翼列の後流が下流翼列流路内を通過する。その際、翼列間の相対位置が変わるために、上流翼列の後流は下流翼列の前縁で分断され、下流の翼列流路内を間欠的に通過する(図2参照)。この上流後流は、翼列流路を通過する際に、後流翼列の翼面境界層の剥離—再付着現象に強く影響を与える。このことから、高空条件でのタービン性能の向上には、翼

面境界層の剥離—再付着現象を十分理解する必要がある。この現象の試験・計測による研究では、Hodson らは $Re=2.9 \times 10^5$ の条件での直線タービン翼列試験を行い、翼負圧面の境界層内で発生する剥離—再付着現象を詳細に調べた²⁾。この計測において、Hodson らはレイノルズ数が約半分まで低下する場合 ($Re=1.5 \times 10^5$) では、剥離泡が大きくなり再付着位置が後縁側に移動することも確認している。また、多段タービン翼列における場合では、Volker と Hodson らが上流後流を模擬した移動円柱付直線タービン翼列試験を実施して、翼負圧面の詳細な非定常データを採取することで上流翼列が翼面境界層に与える影響を調査した³⁾。

境界層の挙動を詳細に予測する手法として、RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) を用いた CFD 解析による研究が行われており、乱流モデル制約から翼面の剥離—再付着現象の予測には境界層遷移モデルの導入が必要であることが知られている。Dorney らは2段で構成される低圧タービンの流れ場に対して、Abu-Ghannam、Shaw (ABS) 遷移モデルを導入した Baldwin-Lomax 乱流モデルを用いて RANS による2次元計算を行い、試験結果を用いて境界層分布の比較を行った^{4,5)}。結果は、試験結果を定性的に予測することが可能であるが、境界層パラメータの時間的变化をかなり過大に評価することが示された。これまで、さまざまな遷移モデルが試みられてきたが、上流翼列後流の影響を適切に予測できるものは現れていない。

一方、近年の計算機能力の向上に伴い、Large Eddy Simulation (LES) を用いて、翼面境界層の流れ構造を詳細に予測することが可能となっている。LES は計算格子幅よりも大きい流れ場を直接計算し、格子幅よりも小さい領域にモデル化を導入することから、乱流モデルの特性が流れ場に与える影響が少なく、流れ場の詳細な乱流構造を捉えることが利点である。Fujiwara らは、 $Re=1.76 \times 10^5$ の条件での TL10 タービン直線翼列試験の LES 解析を行い、後縁付近の翼負圧面で境界層が剥離した後に、乱れを生じさせて翼面に再付着する結果を得た⁶⁾。LES 解析結果の翼面静圧分布や境界層の形状係数から、剥離した後の境界層が乱流に近くなっていることから、剥離遷移現象の特徴を捉える結果を示した。また、Ooba らは Re 数を変化させた直線タービン翼列の LES 解析を実施して、 Re 数を減少させた場

合、翼負圧面で発生する剥離泡の大きさが下流方向に大きくなる現象を捉えることを示した⁷⁾。また、上流翼列の後流を考慮するために、Opieiraらは上流移動円柱付き直線タービン翼列のLES解析を実施し、同様の試験結果を用いて境界層厚の比較を行った⁸⁾。結果は、概ね試験結果との一致を得たが、格子解像度が十分でなかったことから、70%コードより下流位置で境界層が著しく発達する現象を捉えていなく、試験結果に比べて、再付着位置が異なる結果を示した。

本研究では、上流翼列の後流が剥離—再付着現象に与える影響の予測精度の確認を目的として、上流に移動円柱を有する直線タービン翼列のLES解析を高解像度の計算格子を用いて実施して、境界層内の詳細な計測結果との比較を行う。

2. 解析対象

本解析で用いたタービン翼列の作動条件を以下に示す。タービン翼弦長とタービン出口流速を基にしたレイノルズ数が 1.3×10^5 の条件で、円柱直径—翼弦長比が0.0128の条件を解析対象とした(図3参照)。円柱はタービン出口流速と翼弦長を基にした無次元周波数0.78とし、図中下方向に移動する計算を行った。また、計算領域のスパン長—翼弦長比を1として、スパン方向の両端に周期境界条件を与えることで、翼端面の影響を無視した。本計算では、試験の流入乱れ度が小さいので、円柱より上流位置での乱れを無視する条件で解析を行った。

3. 数値解法

本計算ではFavreフィルタ化された3次元圧縮性Navier-Stokes方程式に対して有限差分法を用いて離散化を行った。対流項の空間差分には計算の安定化の為に風上差分を用いた。Smagorinsky SGS乱流モデル(Smagorinsky定数0.10)を用いてSGSの乱流粘性係数を求めた⁹⁾。更に、壁面境界層の壁面付近の挙動を正確に捉える為にvan DriestのダンピングファクタをSmagorinsky定数に掛けた。時間積分には陰解法を用いて、非定常計算の各時間ステップの解析結果を収束させるためにNewton反復法を導入した。本計算手法では、CFL条件が計算領域内で局所的に20程度となるが、ほとんどの領域で1前後となる時間刻み幅での解析が可能である。図4に本解析に用いた計算格子を示す。円柱領域とタービン翼列部の両方に対してH型格子を生成し、円柱とタービン翼前縁との中間位置で格子を接合した。また、円柱：タービン翼列の比を1:1とし、ピッチ方向両端に周期境界条件を与えて、円柱と翼列の相対位置を時間ステップ毎に変化させることで周期的に後流が翼列に流入する流れ場を模擬した。計算格子の解像度は壁面垂直方向の最小格子幅を $\Delta Y^+ = 1.0$ として、円柱部と翼列部を合わせて5200万点の格子点数を用いている。大規模格子点数の計算を効率的に行う為に、計算領域を円柱部(2領域)、翼列部(8領域)のそれぞれ小計算領域に分割して、各計算領域を別々のCPUに割り当てるマルチブロック法を用いた並列計算を行った。CPU間の通信にはMessage Passing Interface (MPI)を用いており、並列計算時の計算効率を低下させないために、各CPUで計算する格子点数はほぼ同一になるようにした。図5は円柱部と翼列部との間の接合部の拡大図を示す。接合部は、流れ方向4本の格子線を重ね合わせており、お互いの格子線上でピッチ方向の線形補間を行うことで、補間操作による計算誤差を少なくした。

4. 結果および考察

4. 1 移動円柱付きタービン翼列流れ場の非定常渦構造

図6(a)にLES解析結果の瞬時流れ場の速度分布を示す。円柱は図中の上から下方向に移動する。青い領域は速度の遅い領域を示し、赤い領域は速度の速い領域を示す。図からタービン流路を通過することで流れが加速される様子や、翼正圧面の前縁付近に低速度の領域が存在し、翼負圧面に高速度の領域が存在するなど、局所的に流れ場が変化する様子が判る。ここで、タービン翼列を通過する主流の流れ場は加速流であるので、基本的には境界層は剥離しないが、翼負圧面の翼弦長中央付近に速度の最大領域が存在することから、その領域から翼後縁までの流れ場は減速領域(逆圧力勾配)となり、層流境界層が剥離する可能性がある。円柱後流がタービン翼列流路を通過する様子を理解する為に、流れ場の渦度強度分布を示す(図6(b)参照)。赤い領域は渦度の大きい領域を示しており、円柱後流やタービン翼列の翼面境界層、及び後流の領域を表している。タービン境界層内部や円柱後流内部では多数の渦構造が形成される様子や減衰する様子が、LES解析を用いることにより捉えられている。この結果から、円柱後流がタービン翼列を通過する際に、タービン翼列の翼面境界層や後流と干渉するなど複雑な挙動をしていることが判る。円柱後流のタービン翼列流路での挙動を詳細に観察する為に、渦度強度分布を時系列に表示した結果を示す(図7参照)。

- ① 図7(a)中の破線は円柱後流を示す。円柱の後流がタービン翼列に流入する前は、上流の流れ角と円柱の移動速度が一定であるので、ほぼ直線的な分布となっている。
- ② タービン翼列の流速は、正圧面前縁付近では遅く、流路中央付近では速くなっているため、後流が翼列に流入すると、流路中央付近の分布が徐々に湾曲する(図7(b), (c)参照)。
- ③ 後流が翼前縁に衝突して、分断される(図7(d)参照)。
- ④ 翼列流路内の正圧面から負圧面方向の圧力勾配に従い、円柱後流は翼負圧面付近に移動する(図7(e)参照)。
- ⑤ 円柱後流が翼負圧面に沿って流れる際に、境界層内に大きな渦度を持つ渦構造を生成しながら下流方向に流出する(図7(f)参照)。

以上に示す流れ場の変化が、円柱とタービンの相対位置が変化するのに従って繰り返して発生し、円柱後流がタービン境界層の流れ構造に非定常的な影響を与えていることが判る。

4. 2 上流円柱後流がタービン翼面境界層に与える影響

図8に試験結果とLES解析結果から得られた時間平均のタービン翼面静圧係数分布の比較を示す。横軸に翼前縁からの翼表面距離を示し、縦軸に静圧係数(C_p)を示す。ここで、 C_p は以下の式で表される。

$$C_p = \frac{P_{t_in} - P_s}{P_{t_in} - P_{s_ex}}$$

P_{t_in} : タービン入口全圧

P_{s_ex} : タービン出口静圧

P_s : タービン翼面静圧

上流から円柱後流が流入しない場合は、翼負圧面の翼面距離 70% から 93% 位置の間で C_p が一定（静圧一定）の領域が存在し、その後、93% 位置から後縁までの間で著しく C_p が減少（静圧増加）する領域が存在する。これは、境界層が剥離する領域では静圧が変化せず、乱流境界層になることで速度が低下することを示しており、境界層が層流剥離することで層流-乱流遷移を起こして、翼後縁付近で再付着したことが判る。一方、円柱後流が流入する場合は、静圧一定の領域が小さくなっていることが判る（翼面距離位置 70% から 86% の間）。これは、後流が流入することで、剥離領域が小さくなり、再付着位置が上流に移動したことを示す。一方、LES 解析結果は試験結果に見られる C_p 一定領域とその後の C_p 減少領域を予測しており、円柱が流入しない場合に、タービン翼列の境界層で発生する剥離—再付着現象の傾向を示している（図 8 中実線）。更に、円柱後流が流入する場合にも、試験結果との良好な一致が得られており、上流後流が翼面境界層の剥離—再付着現象に与える影響を予測したことを示している。

図 9 は翼負圧面上の 4 点（位置 1（64. 75%S）、位置 2（73. 9%S）、位置 3（86. 2%S）及び位置 4（95. 4%S））での、LES 解析結果から得られたせん断応力の時間履歴を示す。ここで、S は前縁から後縁までの負圧面に沿った長さを表す。図中の横軸は円柱後流が流入する周期で無次元化された経過時間を示しており、破線（W1～W6）は円柱後流が翼負圧面に沿って流れる軌跡を表す。位置 1 では後流円柱が通過する際に、局所的にせん断応力が高くなる領域が存在することが判る。せん断応力の時間的な変化は比較的滑らかであり、せん断応力の変化量も小さい。位置 1 より下流位置の位置 2 では、円柱後流が流入した領域で局所的にせん断応力が激しく変化する現象が発生しており、境界層の乱れが生成され始めている。但し、乱れが発生する領域は円柱後流が通過する領域に限定的に存在し、円柱領域が通過した後は乱れが小さくなっていることが判る。更に下流位置の位置 3、4 では、乱れの生成は著しくなり、円柱後流が通過していない間でも、翼面境界層が常に乱れており、せん断応力の変化量も著しく大きくなっている。

試験結果との比較を行う為に、LES 結果から得られた翼負圧面付近の速度分布にアンサンブル平均化操作を行い、速度の自乗平均平方根の空間-時間分布図（S-T 図）を求めた（図 10 参照）。ここで、速度の自乗平均平方根は境界層内で発生する乱れを表している。

アンサンブル平均操作

$$\tilde{U}(t) = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N U_j(t)$$

アンサンブル自乗平均平方根操作

$$U_{\text{RMS}}(t) = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (U_j(t) - \tilde{U}(t))^2}$$

t	: 経過時間
N	: サンプル個数
$U_j(t)$: 速度
$\tilde{U}(t)$: アンサンブル平均化速度
$U_{\text{RMS}}(t)$: アンサンブル自乗平均平方根

横軸は前縁から後縁までの負圧面に沿った距離（翼面距離位置 65%～100%の間）を、縦軸は円柱後流の流入する周期で無次元化した経過時間（3 翼列周期分）をそれぞれ

示す。図中の点線は、翼負圧面上を円柱後縁が通過する軌跡を表す。試験結果では、円柱後流が通過する軌跡を中心にして速度乱れが大きくなることが判る。更に、翼面距離 85% 位置付近から後縁までの間に、乱れが最大となる領域が周期的に存在している。このことから、円柱後流により境界層乱れが促進されていることが判る。図 8 の円柱後流の流入がある場合に、翼面距離 85% 位置から再付着が開始されていることを考慮すると、この乱れの発生により境界層が乱流境界層となり、再付着位置が上流側に移動したことが理解できる。一方、LES 解析結果でも翼面距離 85% 位置から後縁までの間で速度乱れが局所的に最大となる領域が存在している。加えて、この領域は円柱後流が流入する際の周期的な軌跡上に存在しており、試験結果の特徴を非常に良く予測していることが判る。

5. 結論

移動円柱付き直線タービン翼列の流れ場に、高解像度の計算格子（5200 万点）を用いた大規模 LES 解析を実施した。

- 1、時間平均化したタービン翼面 C_p 分布を試験結果と比較した結果、上流から後流が流入することにより境界層の再付着領域が上流に移動する現象を高精度に予測した。
- 2、LES 解析結果を詳細に分析することで、上流後流がタービン翼面境界層を通過する際に乱れが発生させ、再付着位置を上流に移動させるメカニズムを示した。

謝 辞

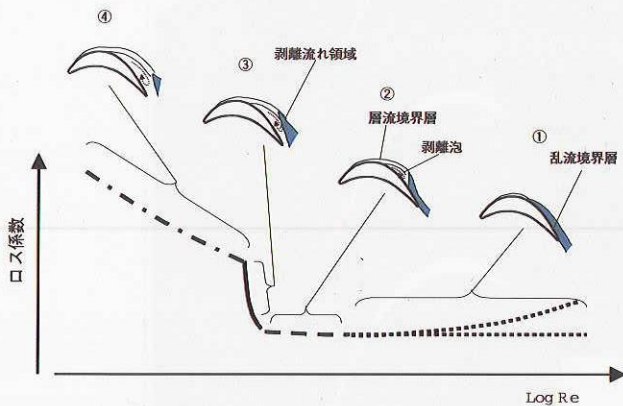
本研究は地球シミュレータの公募研究「乱流コンソーシアム」の研究項目として実施され、地球シミュレータセンター及び乱流コンソーシアムの協力を受けて行われた。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- 1) Hodson, H.P., "Aspect of Unsteady Blade-Surface Boundary Layers and Transition in Axial Turbomachines", von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture Series 1991-06 "Boundary Layers in Turbomachines", (1991).
- 2) Hodson, H.P. and Dominy R.G., "Three-Dimensional Flow in a Low-Pressure Turbine Cascade at Its Design Condition", ASME, J. of Turbomachinery, Vol. 109, (1987).
- 3) Schulte, V. and Hodson, H.P., "Unsteady Wake-Induced Boundary Layer Transition in High Lift LP Turbine", ASME 96-GT-486, (1996).
- 4) Dorney, D. J. et al., "Study of Boundary Layer Development in a Two-Stage Low-Pressure Turbine", AIAA99-0742, (1999).
- 5) Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows", AIAA78-257, (1978).
- 6) Fujiwara, H., Voke, P.R. and Arakawa, C., "Large Eddy Simulation of TL10 LP turbine blade row", Proceedings of 5th International Symposium on Engineering Turbulent Modeling and Measurements, (2002).
- 7) Ooba, Y. et al., "Large Eddy Simulation of a Low Pressure Turbine Cascade", AIAA2003-1213, (2003).

- 8) Opiela, M., Meinke, M. and Schroder, W.,
“Simulation of a Wake-Blade Interaction in
Moving Grids”, Proceedings of 1st ICCFD, (2000).

- 9) Smagorinsky, J., “General circulation
experiments with the primitive equations, I The
basic experiment”, Monthly Weather Review, 91,
(1963), 99-164.



(after Houmouzidis, (1989))

図1 レイノルズ数によるタービン性能の影響

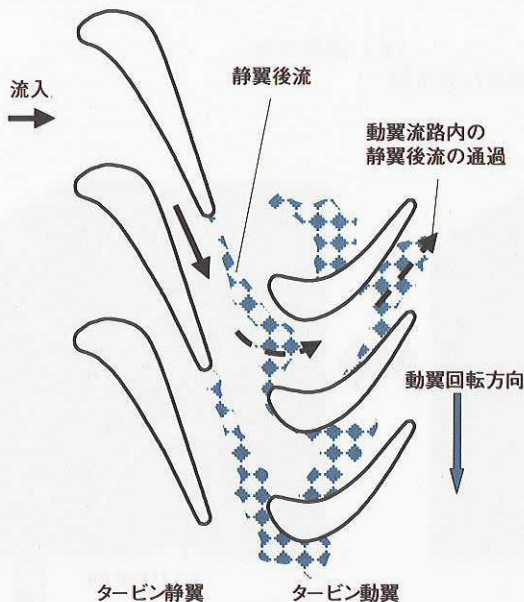


図2 タービン翼列の動静翼列間後流干渉の概念図

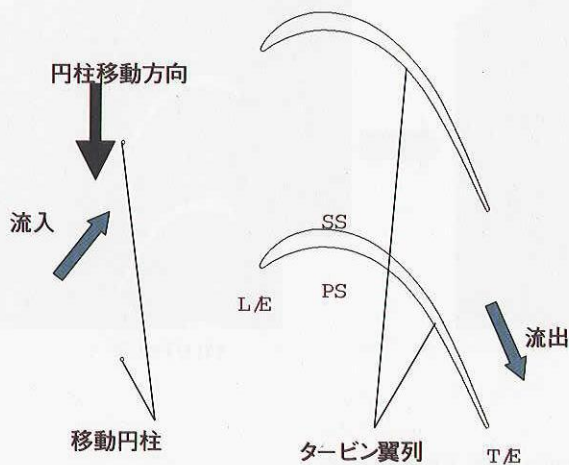


図3 移動円柱付きタービン翼列概念図

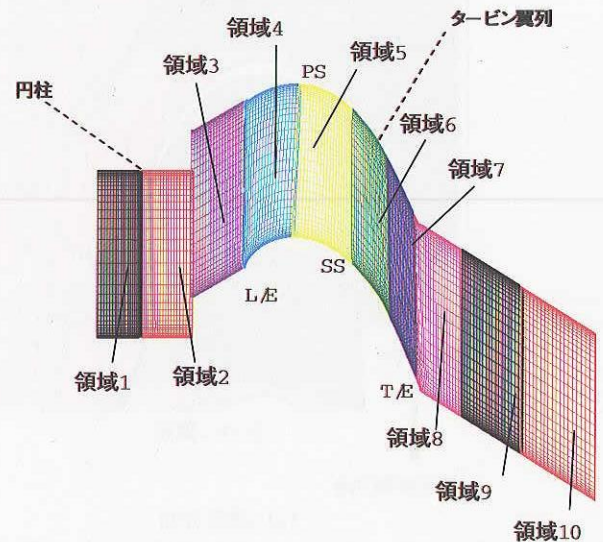
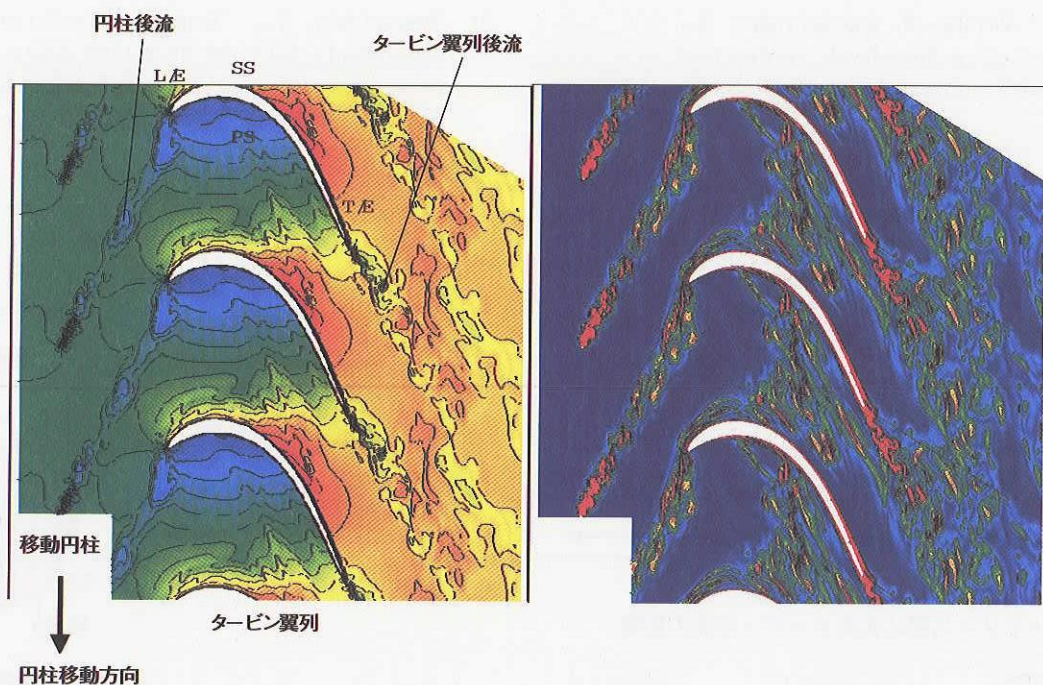


図4 計算格子 (移動円柱付きタービン翼列)

オーバーラップ領域 (格子点オーバーラップ)



図5 計算格子 (移動円柱部一翼列部境界位置拡大図)



(a) 速度分布

(b) 温度分布

図6 タービン翼列内部の瞬時流れ分布図

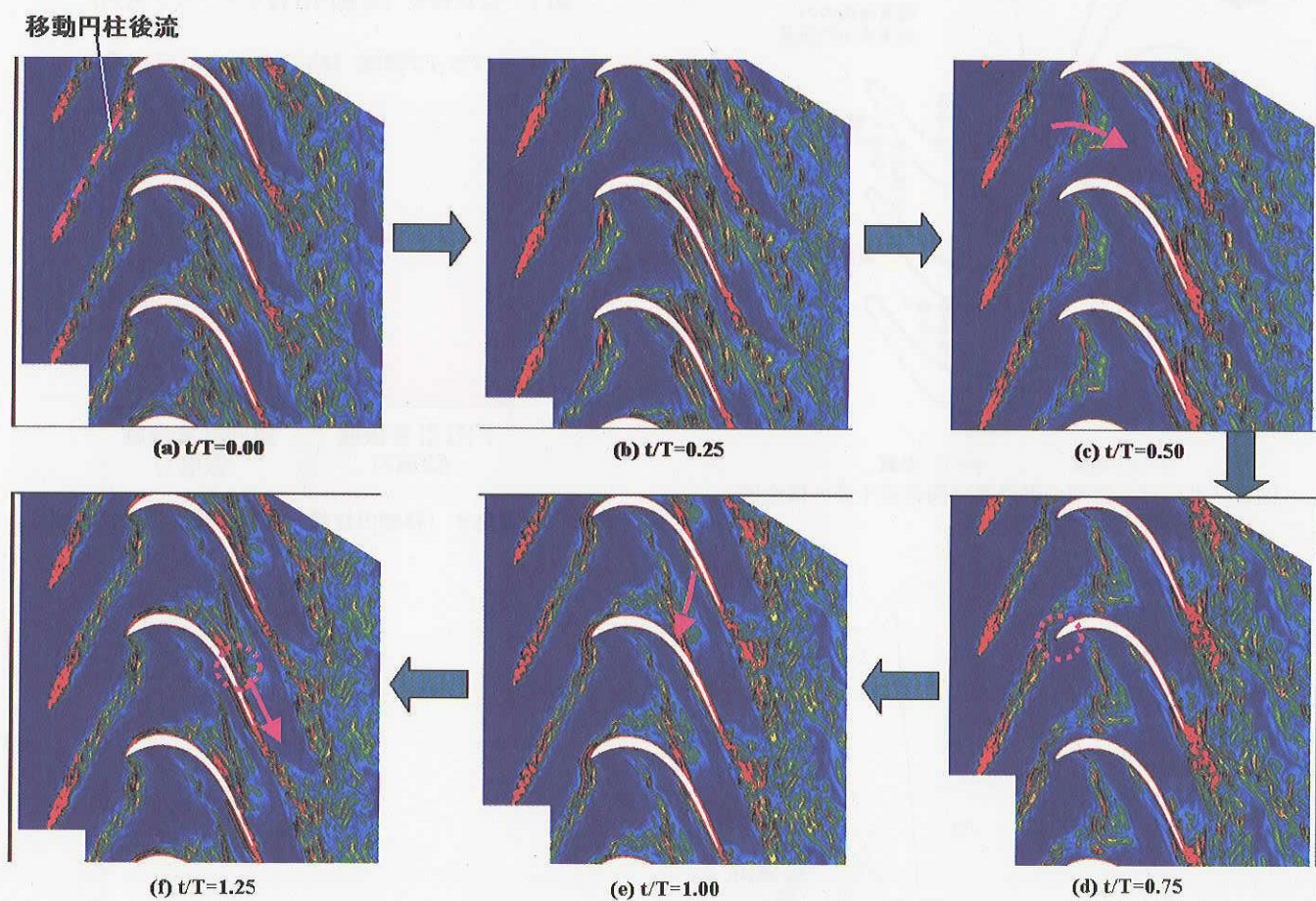


図7 移動円柱後流のタービン翼列内部の挙動 (温度分布図)
(t : 経過時間, T : 移動円柱周期)

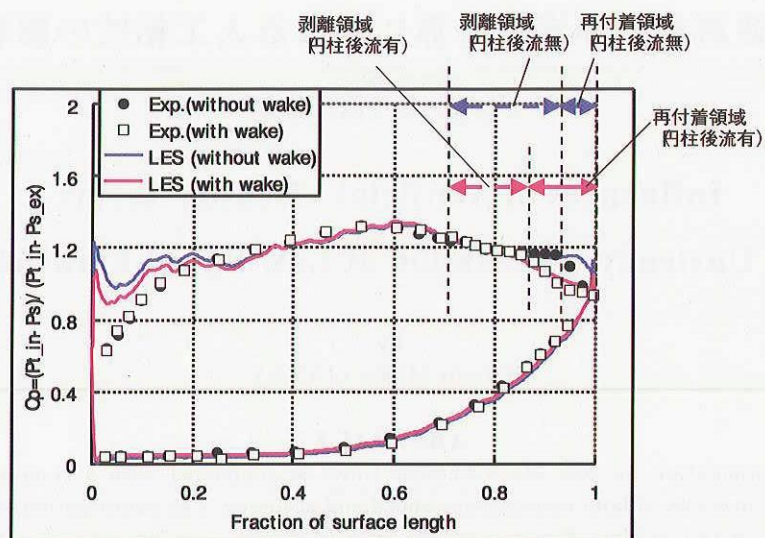
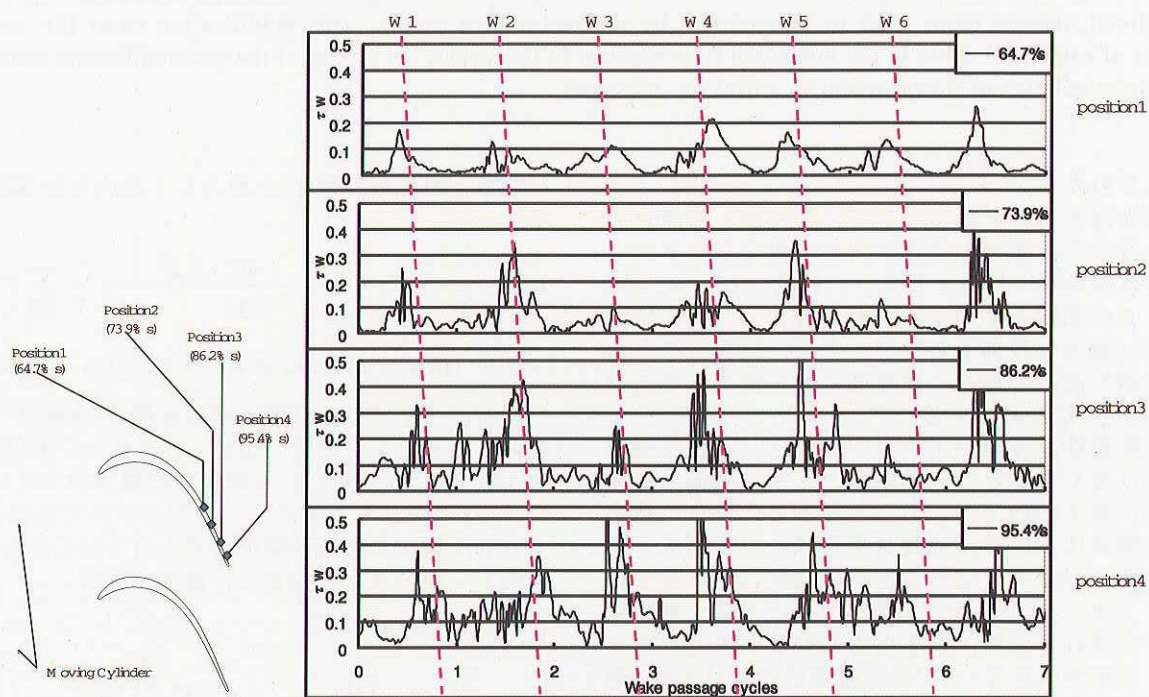
図8 翼面 C_p 分布

図9 翼負圧面のせん断応力分布図

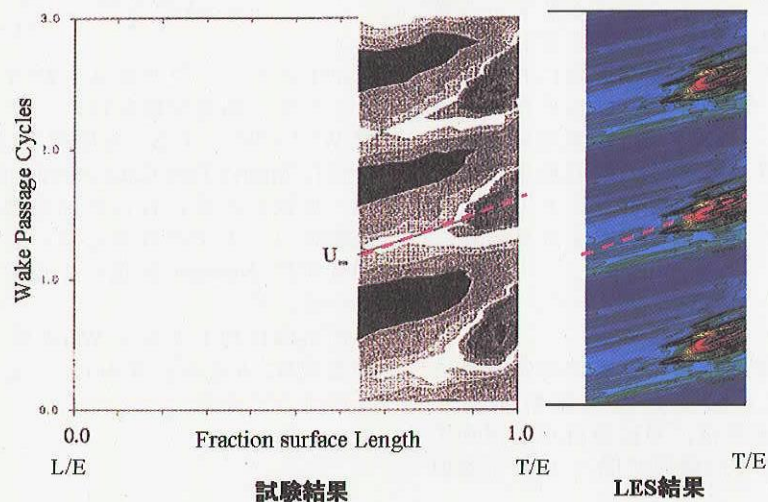


図10 翼負圧面 S-T 分布図 (速度のアンサンブル自乗平均平方根)