

航空エンジン用低圧タービンの高負荷化に関する研究* (高負荷・超高負荷状態における遷移挙動の時空間図理解)

船崎 健一*¹, 田中 望*², 菊池 護*¹

Studies on High-Lift LP Turbine Airfoils of Aero Engines (Understanding of Boundary Layer Transitional Behaviour on Time-Space Diagram under the High Lift and Ultra High Lift Conditions)

Ken-ichi FUNAZAKI*³, Nozomi TANAKA and Mamoru KIKUCHI

*³ Department of Mechanical Engineering, Iwate University,
4-3-5 Ueda, Morioka-shi, Iwate, 020-8551 Japan

This paper details experimental studies on the flow field around a linear cascade of low-pressure turbine airfoils whose solidity is changeable. Highly loaded low-pressure turbine (LPT) blades are one of the key paths to successful future aero-engines, however these blades are usually accompanied with separation bubble, eventually leading to the increase in aerodynamic performance. The purpose of this study is therefore to clarify any favorable effects of incoming wakes upon the aerodynamic loss of high-lift or ultra high-lift rotor blade cascade through the measurements of wake-affected boundary layers including separation bubble under low Reynolds number conditions. Cylindrical bars on the timing belts work as wake generator to emulate upstream stator wakes that impact the rotor blade. Hot-wire probe measurement is conducted over the blade suction surface to understand to what extent and how the incoming wakes affect the boundary layers containing separation bubble. Time-dependent transitional behaviors due to the wake passing are examined through the detailed inspection of several composite maps of flow properties displayed on time-space diagrams.

Key Words: Boundary Layer Measurement, Low-Pressure Turbine, Separation Bubble, Wake Interaction, Unsteady Flow

1. 緒 論

旅客機用航空エンジンは、バイパス比の増加により低燃費化、低騒音化を実現している。この場合ファン動翼がエンジンでの推力の大半を発生することになり、ファン動翼を駆動する低圧タービンには高い効率が要求される。一方、ファン動翼は高速では回転させられないため、低圧タービン動翼1枚当たりの空力負荷が高くなる傾向にある。この高負荷化はタービンの効率を低下させる要因であるため、結果として低圧タービンは、段あたりの動翼枚数を多くすることで所定の効率を維持しているのが現状である。しかし動翼枚数が増えると、単に翼重量が増すだけでなく、翼が装着されているディスクにかかる遠心力も大きくなることから、強度上の理由からディスクは一般に重くなるなどエンジン全体が大きく影響を受け、加えてイニシャル・ランニングコストの面でも不利に作用する。そのため、効率を維持しつつ、低圧タービン動翼枚数を削減する

ための研究が数多く行われている^{(1),(2),(3),(4),(5),(6),(7)}。その中で上流側 wake の効果が着目されている。

現在までに wake 通過が空力性能に与える影響を調査した例として、次のような報告がある。Schulteら⁽⁴⁾は周期的 wake 下での圧力計測及び翼面境界層計測を行い、高負荷翼負圧面上で発生する剥離泡が wake との干渉により時間平均的に抑制される事を示し、その抑制効果と wake 通過に伴って生ずる calm region との間に強い相関があることを報告した。Stieger, Hodson⁽⁵⁾は2次元低圧タービン翼の LDA(Laser Doppler Anemometer)計測を行い、剥離泡を有する流れ場の遷移過程を調査した。彼らは wake が Kelvin-Helmholtz 不安定性による剥離泡からの渦巻き上がりを促進し、その渦の崩壊、剥離再付着の後、乱流境界層へ発達するという遷移シナリオを示した。Stiegerら⁽⁶⁾は wake が剥離泡と干渉した後に発生する乱流スポットと、スポットに付随して現れる calm region が剥離泡抑制効果を有すると述べている。

数値計算例としては、Wissink とそのグループ⁽⁸⁾、⁽⁹⁾が DNS(Direct Numerical Simulation)を行い、剥離

* 原稿受付 2008年3月31日。

*¹ 正員, 岩手大学工学部(☎020-8551 盛岡市上田4-3-5)。

*² 学生員, 岩手大学大学院工学研究科。

E-mail: funazaki@iwate-u.ac.jp

泡の巻き上がりや遷移過程における wake の negative-jet 効果と流れ方向速度変動の役割を議論した。その結果、剥離泡の巻き上がりは negative-jet 効果が誘発すること、また、巻き上がり渦の崩壊は wake 内の速度変動が関与していると報告した。

Funazaki et al.⁽¹⁾⁽³⁾や Ono⁽²⁾は、典型的な航空用エンジン低圧タービン翼列を用い、そのソリディティを減少させることで高負荷状態を発生させ、そのときの翼面静圧分布及び剥離泡を伴う翼面境界層を計測した。流れ場の時間平均特性から、wake 通過の効果で剥離泡を抑制し、時間平均的運動量厚さ(境界層損失に相当)を低減させることが可能であることを示した⁽³⁾。しかし、この研究では、剥離泡がどのような過程を経て抑制されているのか、また、翼負荷レベルと wake 通過の効果との関係などが明らかにされていない。そこで本論文では、低レイノルズ数条件下にある高負荷翼及び超高負荷翼翼面上に発生する剥離泡が、wake 通過による非定常効果を受けることでどのような動的挙動を示すかを、アンサンブル変動速度、RMS や境界層特性などの指標を用いて調査し、剥離泡の遷移過程と calm region との関係などを考察する。

2. 主な記号

C	: コード長 [m]
C_x	: 軸コード長 [m]
C_p	: 翼面圧力係数
f_{bp}	: 円柱通過周波数 [Hz]
H_{12}	: 形状係数 ($=\delta_1/\delta_2$)
p	: 翼面静圧 [Pa]
p_{01}, p_{02}	: 入口, 出口全圧 [Pa]
Re	: 出口速度で無次元化したレイノルズ数
RRS	: ソリディティ削減率 [%]
St	: 円柱通過ストローハル数
s, s_{base}	: ピッチ, 基準ピッチ
U_{x1}, U_{x2}	: 入口軸流速, 出口軸流速 [m/s]
β_1, β_2	: 流入角, 流出角 (軸方向からの角度)[deg]
δ_1, δ_2	: 排除厚さ, 運動量厚さ [mm]
σ	: ソリディティ ($=C/s$)
σ_{base}	: 基準ソリディティ ($=C/s_{base}$)

3. 実験設備・計測手法

3・1 供試部・wake 発生装置・計測装置

図1に実験に用いた直線翼列と wake 発生装置を示す。直線翼列は7枚の翼で構成されている。表1

に供試翼の概要を示す。7枚の内5枚はアルミ製で、残り2枚の真鍮製の翼のミッドスパンには静圧孔が設けてあり、それぞれ負圧面と正圧面の静圧分布を得る事ができる。静圧孔はそれぞれ30箇所に向けてあり、孔径は0.5mmとなっている。計測流路は3・4番翼, 4・5番翼間であり、各流路間全圧分布がピッチ方向に周期性を持っている事を確認している。

wake 発生装置は、タイミングベルトに68本の円柱を水平に取り付け、ギヤ付きプーリーをモータで駆動することでタイミングベルトを安定回転させる。モータには制御インバータ (Hitachi 製 EFOUP-K) を使用した。円柱直径は3mmで、円柱ピッチは63.5mm, 127mm, 254mmから所定のストローハル数になるように選択した。円柱は4番翼前縁から116.5mm上流を移動する。このwake発生装置では、構造上供試部の上流で円柱が2度主流を横断するが、最上流を円柱が通過する際に発生する円柱のwakeは、その後の加速ダクトを経る事と供試部までの距離を十分とる事で影響が無視できる程度に減衰する。

供試翼列の上から3・4・5番翼の計測座標系を図2に示す。翼前縁を座標系の原点として、入口全圧・動圧値は翼前縁から軸コード-30%の地点でミニチュアピトー管を用いて計測し、出口動圧は軸コード115%の位置に設置した小型ピトー管で取得した値をピッチ方向に平均化することで導出している。なお、これらの空力計測は、低いレイノルズ数(低動圧)で行われるため高精度な圧力計測が要求される。使用した圧力変換器は岡野製作所製 DMP-301N で、圧力変換精度は $\pm 0.5\text{Pa}$ となっており、低動圧状態でもある程度の精度を得ているが、更に同一の試験を繰り返す事で再現性を確認している。翼は翼支持プレート(アクリル製 $t=3\text{mm}$)に挿入して支持される。ソリディティの変更は、各翼支持プレート間にソリディティ変更用プレートを挿入し、翼ピッチを増減させる事によって行う。

境界層計測では定温度型熱線流速システム、カノマックス社製 MODEL1011 を使用した。出力電圧値は同社 MODEL 1013 を使い線形化し、KEYENCE 社製 A/D 変換器 NR500 を通じて USB 通信により PC に格納される。熱線の較正試験位置と計測座標系を図2に示す。熱線プローブとして DANTEC 製 I 型プローブ 55P11 を使用した。また、プローブサポーターも同社のものを使用した。

Table 1 Airfoil geometry and cascade configuration

Actual chord C	114 [mm]
Axial chord C_x	100 [mm]
Span	260 [mm]
Pitch s	variable
Inlet flow angle β_1	47 [deg]
Outlet flow angle β_2	-60 [deg]

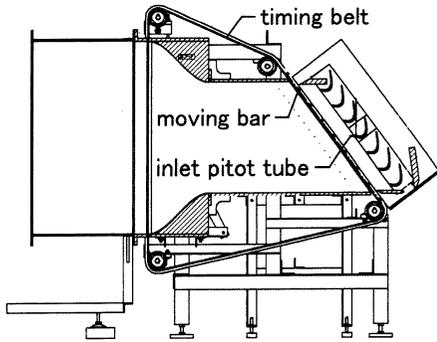


Fig.1 Close-up of test section, including test cascade and wake generator

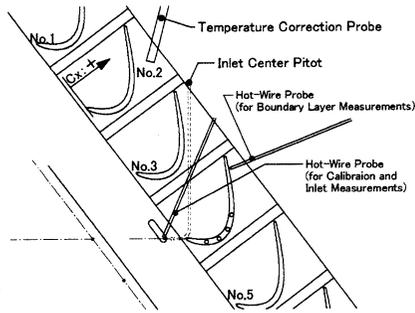


Fig.2 Hot-wire probe setting locations for boundary layer measurements

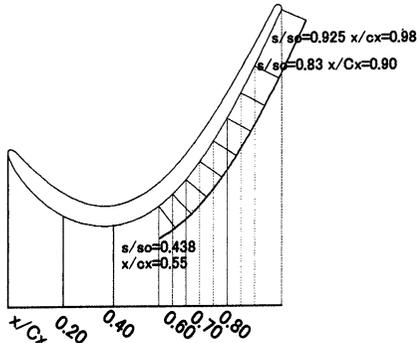


Fig.3 Hot-wire probe location for the boundary layer measurement

3・2 計測手法及びデータ処理

I型熱線プローブによる境界層計測はサンプリング周波数 20kHz, 1回のデータ取得でのサンプリング数 $2^{13}(=N_d)$ で行った. wake 発生装置に取り付けてある小野測器製 PP940 光電回転検出器からのトリガ信号を起点として速度データを取得している. 定常試験では各計測点で 25 個のデータを取得し, 時間平均処理を行った. 非定常 wake 流入条件では取得データ数を $100(=N_d)$ とし, トリガ信号を位相基準としてデータのアンサンブル平均処理を行った. アンサンブル平均速度, アンサンブル RMS は以下の式で算出した.

$$\bar{u}(x_s, y_n; j) = \frac{1}{N_f} \sum_{k=1}^{N_f} u_k(x_s, y_n; j), \quad (1)$$

$$j = 0, \dots, N_d - 1$$

$$RMS(x_s, y_n; j) = \sqrt{\frac{1}{N_f} \sum_{k=1}^{N_f} (u_k - \bar{u})^2}, \quad (2)$$

x_s は流れ方向, y_n は翼面法線方向, j は時間ステップ数を指す. 更にアンサンブル平均速度を基に各境界層積分値を求めた. 境界層厚みは, アンサンブル平均速度が翼面近傍で取る最大速度の 98%に達する位置で定義され, そこでの速度を境界層外端速度とした. また, アンサンブル平均データを更に時間方向に平均化することで, 定常試験と非定常試験との比較も行った.

翼面上の計測位置を図 3 に示す. 計測位置は $x/C_x=0.5 \sim 0.98$ までの間に 12 箇所あり, 翼面法線方向に 32 点(0.2mm~10mm)取得した. 法線方向へのプローブの移動はトラバース装置によって自動制御されている. トラバース間隔は, 法線方向に 2mm までは 0.1mm 刻み, 3mm までは 0.25mm 刻み, 5mm までは 0.5mm 刻み, 10mm までを 1.0mm 刻みである. 空力試験で得た翼面静圧分布⁽³⁾を基に, 剥離泡近傍においては軸方向に計測間隔を狭めた. 翼負圧面法線方向へのプローブトラバースの制御には 2 相ステップモータを使用し, 翼面法線方向の角度調整と共に VisualC++で作成したモータ制御アプリケーションを使用した. 熱線プローブの翼面最接近点は, 翼面から 0.2mm の地点とした.

3・3 試験条件

本研究では主に 2 つの主要なパラメータに着目して試験が行われる. 1 つ目はソリディティ減少率である. 翼枚数の削減率を示すソリディティ減少率 (以下: RRS) は翼ピッチの増加によって調整した. ここで, 元となった翼列のソリディティを σ_{base} として, 削減率は次式で与えられる.

$$RRS=(1-\sigma_{base}/\sigma), \quad (3)$$

また、計測においてはピッチ増加に伴う翼負荷の上昇と剥離泡の動的挙動を調べた。翼負荷レベルを示す指標として、式(4)の Zweifel 係数がよく用いられる⁽¹⁰⁾。

$$Z=2\left(\frac{s}{C_x}\right)\cos^2\beta_2\left(\tan\beta_2+\frac{U_{x1}}{U_{x2}}\tan\beta_1\right), \quad (4)$$

本研究で用いた条件は、RRS0%での Zweifel 係数は Hoheisel⁽¹¹⁾らの翼と同レベルであり、RRS-15%での Zweifel 係数はRRS0%の場合の1.14倍、RRS-25%では1.23倍に達する超高負荷条件である。

2つ目のパラメータは円柱通過ストローハル数(以下:ストローハル数)である。ストローハル数はwake通過による供試翼周りの流れの非正常性を表す無次元数であり、以下の式で与えられる。

$$St=\frac{f_{bp}C}{U_{in}}, \quad (5)$$

f_{bp} は円柱通過周波数で、モータ回転数と円柱ピッチから計算する。実験時のストローハル数は、光電回転検出器からの信号を基にベルト移動速度を算出し、円柱通過周期Tを所定の値にすることで決定される。円柱通過周期が短くなると、wakeが翼負圧面上に及ぼす干渉の周期も短くなり、境界層や剥離泡の遷移過程への影響の程度も変化する。本研究では航空エンジン内低圧タービン部で想定される3つのストローハル数条件($St=0.4, 0.8, 1.2$)及び定常($St=0.0$)で計測を行った。

4. 実験結果・考察

4・1 wake 流入と剥離せん断層内挙動の概要

本節では、wake 流入条件での境界層計測によって得られた結果の中から、代表的なストローハル数条件($St=0.4, Re=57,000$)を選び、その非正常境界層挙動を考察する。図4(上)には、横軸に翼面に沿った流れ方向を、縦軸に円柱通過周期で無次元化した時間を用いた時空間図上でのアンサンブル速度境界層外端速度(即ち、翼面近傍での最大速度の98%)の等値線を示す。翼列内に流入したwakeは、いわゆるnegative-jetの効果⁽⁵⁾⁽⁶⁾によって境界層外端速度を周期的に加速減速させる。即ち、wake流入に伴って境界層外端速度は加速し、 $t/T=0.4$ 付近から減速域に入る。そして次のwakeによる効果が $t/T=1.0$ 付近に現れる。wake通過に同期して発生するnegative-jet効果は、このような境界層外端速度の加速減速で特徴付ける事ができる。更に時空間図上での

議論をするために、流入したwakeによって生じた1周期間の加速減速のピークを図中の線LとTで表す。この線の加速最大位置はwakeの前縁(図中L1)に、減速最大位置をwakeの後縁(図中T)に対応すると考える。また、次に訪れるwakeの前縁をL2で示す。この時空間図上での線の傾きは境界層内で発生する現象の移流速度となるが、調査の結果wakeはほぼ局所主流速度で移流することが確認された。今後の議論は主にwake通過1周期($t/T=1.0\sim 2.0$)内で行う。

図4(下)では上記のラインで特徴付けられた時空間図上での境界層排除厚さを示す。 $St=0.0$ での排除厚さと比較する⁽³⁾ことで、wake通過に同期して周期的に排除厚さが増減する状況が捉えられている事がわかる。特徴的な現象としては図中L1が $x/Cx=0.70$ (破線V)付近に到達すると、高い排除効果を持った(低速度)領域がL1の通過と共に急激に成長し、A1で特徴付けられるように、主流速度に対して約30%の速度で下流へ成長する。 $x/Cx=0.75$ (破線W)を過ぎると排除厚さは減少し、 $x/Cx=0.80\sim 0.98$ にかけて低い値を示す。そしてT通過後、 $x/Cx=0.75$ からBの矢印で示されるように排除厚さの高い領域、即ち剥離泡が下流側から上流側に向かって再形成される。一方、その下流では、後縁に向かって境界層の成長と共に排除厚さが増加していく。そして、次のwake(L2)到達により上記のプロセスを繰り返す。

wake(L1)到達時($t/T=1.078$)におけるアンサンブル平均された瞬間の流れ場を図5に示す。図5(上)では全計測時間において剥離領域が翼面法線方向に最も高く、 $x/Cx=0.73$ (破線X)において剥離せん断層の高さが約1mmとなる(図中D)。上記の流れ場を局所的な時間平均速度場との差で表した変動速度が図5(下)である。 $x/Cx=0.65\sim 0.73$ にかけて存在する低速度領域(図中E)は壁面近傍に存在し、その上部に強い加速(図中F)が発生している。更に低速度領域(図中D)の下流に強い加速領域が存在する(図中G)。

4・2 wake と剥離泡の干渉・渦放出現象

図6, 7には $x/Cx=0.65\sim 0.80$ における時空間図を示す。横軸に円柱通過周期Tで無次元化した計測時間 t/T をとり、縦軸は翼面法線方向 Y_n を示す。図中上部の実線は境界層外端速度の時間変化を示し、等値線は時間平均速度からの変動速度とRMSを表している。 $Y_n=0.0\sim 1.0$ に存在する領域は、流

速 2m/s 以下の低速度領域を灰色の等値面で表したもので、流れ方向局所位置における剥離せん断層の非定常挙動を示している。図 6 (上), $x/Cx=0.65$ では、上述した wake の位置を L, T で示す。wake 通過により境界層内外に加速(図中 L)と減速(図中 T)が起きる。更に図 6, 7 は理解のため境界層内に現れる変動領域には D~K などの記号で特徴付けてある。これらの領域の指す意味は以下で説明する。 $x/Cx=0.65$ において L1 が到達するまでの間($t/T=1.0$), $Yn=0.1\sim 1.0$ において低速度領域が形成される(図中 D)。先に通過した wake の影響から回復過程にある剥離泡はこの時点まで成長している。この低速度領域の上に減速領域(図中 E)が発生している。 $t/T=1.0\sim 1.3$ では加速領域(図中 H)が現れ、剥離泡は急激に抑制され、T が到達する $t/T=1.4$ 付近から高 RMS 値の領域(図中 I)が発生し、I は $t/T=1.6$ まで境界層内を占める。この間剥離泡は再成長できず、I が縮小化すると剥離泡は再成長を始める(図中 B)。

図 4 (下) に示した L1 と T の比較的短期間に現れる A1 のような排除厚さの増減と、図 6(中), $x/Cx=0.70, t/T=1.0, Yn=1.0$ に存在する凸状の高 RMS 領域(図中 J)と出現位置や時間が重なることは注目に値する。更に $x/Cx=0.73$ では J が高さ方向・流れ方向に成長している。特に、J の領域が、まだ不鮮明だが、「凸状」「へ」の字または「山型」形状を呈しつつある点が重要である。何故なら、時間軸を横軸とする時空間図上での「へ」の字的現象は円運動を意味するからである。後述のように、この「へ」の字現象の発生は、剥離せん断層の非粘性的な巻き上がり : roll-up による渦構造の発生を示唆している^{(7), (13)}。この凸状または「へ」の字の J は、 $t/T=1.0$ において境界層内の減速部(図中 E)と境界層外の加速部(図中 L1)の境界に発生し、同時に剥離泡(図中 D)は図 6(下), $x/Cx=0.73$ において最大剥離高さ($Yn=1$)に達する。その後、 $t/T=1.1\sim 1.2$ にかけて J は下降する。そして境界層壁面近傍が加速流になると(図中 H)ほぼ消滅し、高 RMS 値の領域(図中 I)がその後現れている。この高 RMS 値領域は下流方向に増加する傾向にある。図 6(中), J で示される領域は剥離泡が存在していた場所から移動すると、境界層内には相対的な加速(図中 H)が生じ、この時点から次に I が出現するまで($t/T=1.1\sim 1.3$), 剥離泡が抑制されている領域が出現している。H は各地点において $t/T=0.1$ 程持続し、減衰後は図 6(中)の I に示すような細かな乱れが境界層内を占める。領域 H は剥離泡を抑制する効果が認められるが、これは剥

離泡が巻き上がりによる主流の巻き込み (entrainment) 効果とも、乱流スポット通過後に出現する calm region^{(5), (6), (14)}とも考える事ができる(この点に関する議論は後述する)。この calm region の通過後、図 4 (下) に示す流れ方向排除厚さ時空間図において確認された排除厚さの再成長 B は、図 6(中)(下), $x/Cx=0.70$ 内の剥離の再成長 B' と重なることから、B は明らかに剥離再成長状況を示している。図 6 の複合時空間図からの知見を整理すると、wake 通過を契機として剥離泡は高さ方向・時間方向に成長していき、結果として図 4(下) に示したような A1 上での排除厚さ増加を引き起こす。その後、巻き上がりの挙動を示しつつ wake の減速領域 T の効果により高 RMS 領域が発生し、その間は剥離泡の成長は抑制されている。

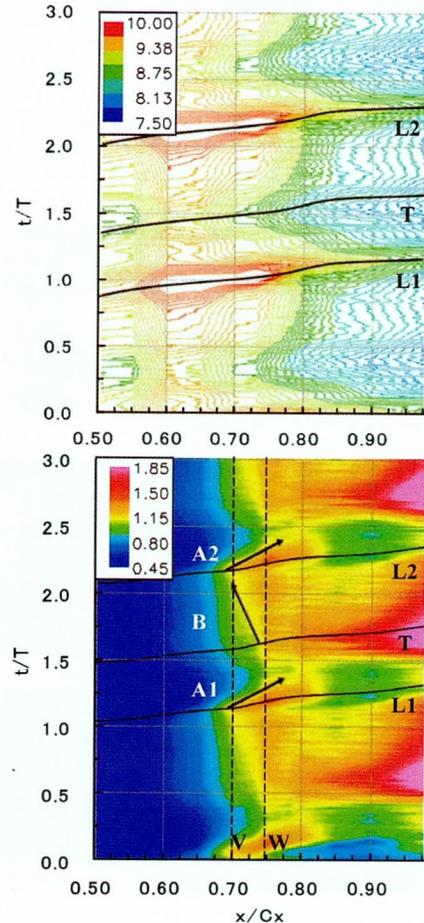


Fig. 4 Time-Space Diagram of Ensemble-Averaged Edge velocity[m/s](top), Displacement thickness[mm](bottom), RRS-15%, $St=0.4$, $Re=57,000$

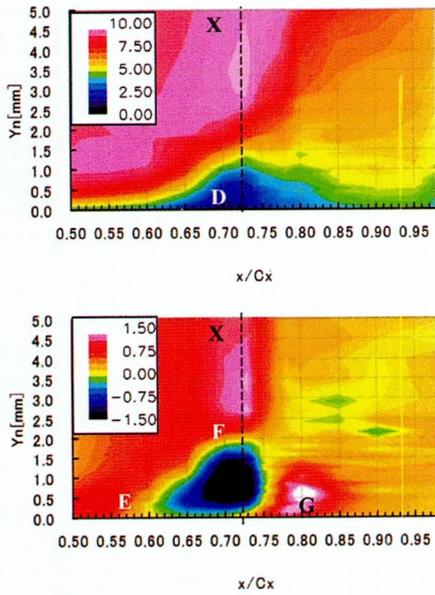


Fig. 5 Ensemble-Averaged Velocity (top)[m/s] and Velocity Perturbation (bottom)[m/s], RRS-15%, St=0.4, Re=57,000, t/T=1.12

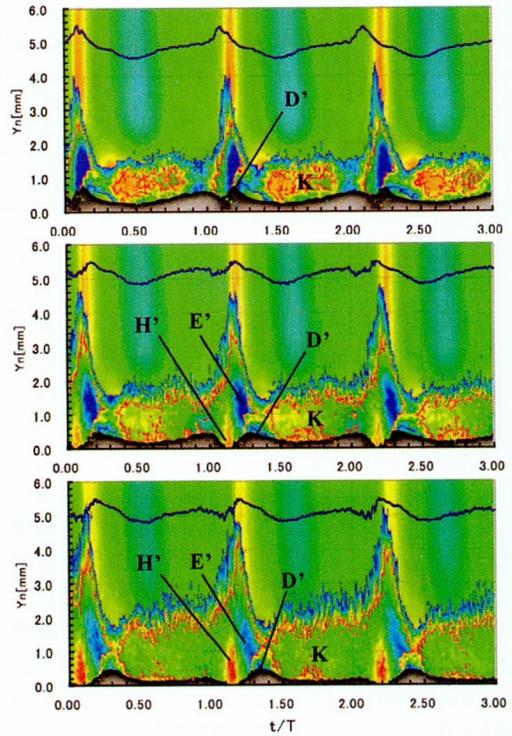


Fig. 7 Time-Space Diagram, RRS-15%, St=0.4, Re=57,000, x/Cx=0.75(top), 0.78(middle), 0.80(bottom)

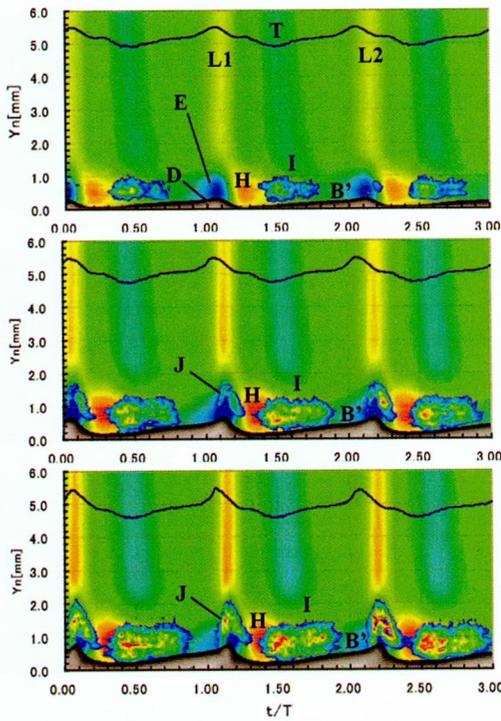


Fig. 6 Time-Space Diagram, RRS-15%, St=0.4, Re=57,000, x/Cx=0.65(top), 0.70(middle), 0.73(bottom)

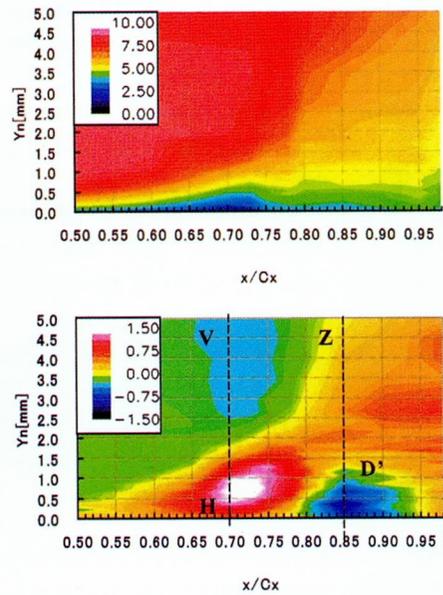


Fig. 8 Ensemble-Averaged Velocity (top)[m/s], and Velocity Perturbation(bottom) [m/s], RRS-15%, St=0.4, Re=57,000, t/T=1.48

4.3 剥離泡下流域における乱流遷移過程

次に、図6との比較で図7(上)、 $x/Cx=0.75$ での結果を見る。ここでは前出の領域Dが、時間的遅延を有しながら、wake到来の前後で分断され新たな領域D'が出現している。図7(上)、 $x/Cx=0.75$ におけるD'の上にはかなり鮮明な「へ」字の変動速度及びRMS値が現れており、巻き上がり渦が剥離泡後端から放出される状況を示していると考えられる。 $t/T=1.4\sim 2.0$ では、乱れが高さ方向に大きく変化をせず、境界層内をほぼ一様に乱れが覆う(図中K)。乱れは下流に向かって強くなり、後述する運動量厚さの増大へと繋がる。 $t/T=1.0\sim 1.2$ に存在するKの内部は速度の遅い領域(図中E')が $x/Cx=0.73$ に比べて減少し、図7(中)、 $x/Cx=0.78$ ではK内部 $t/T=1.1$ において翼面近傍で加速が生じている(図中H')。そしてL1到達時の時空間図での高RMS領域の等値線形状は、バイパス遷移流れにおける乱流スポットに似た構造を捉えた。即ち、高さ方向に成長する高RMS領域内部の壁面近傍に加速流(図中H')が現れ、 $Yn=1.0\sim 2.0$ に減速流(図中E')が時間的遅延を持って見られる。その後、高いRMS値を伴う乱流遷移が起こるという一連のプロセスがChong, Zhongら⁽¹⁵⁾が得た乱流スポットに関する知見と一致する。前節で述べた巻き上がり渦放出の結果として乱流スポット的な構造が発生した後、境界層内は高RMS領域で占められるようになり、その傾向は $x/Cx=0.75$ より下流に行くほど顕著になっていく。図7(下)、 $x/Cx=0.80$ では剥離領域は減少するが(D'は剥離泡ではないので)、これは剥離せん断層の乱流化に起因している。

上記に示す剥離泡からの渦放出現象は、図8に示す剥離せん断層高さが最小となる瞬間でのアンサンブル平均された流れ場からも説明できる。図8(上)は全計測時間において最も剥離せん断層が薄く、図5(上)のDのような低速度領域は存在しない。更に図8(下)に示す変動速度には図中Hで示すような加速領域とD'で示す減速領域が存在している。図5(下)においてHの位置は剥離領域に、D'は加速領域に対応していたが、その関係が逆転したことから、前述したようにwakeと剥離泡が干涉したことで生まれた渦構造がD'の位置に移動し、剥離泡の消失に伴い剥離泡の存在していた領域の速度が結果として加速している。

図9に示すアンサンブル運動量厚さを基にした時空間図で考察する。図8と同時刻を表す破線Y

は、破線V、ZとYとの交点が図8(中)のH、D'と対応している。また、図4と同様にwakeの効果をL1、T、L2で特徴付ける。更にL1到達時から減少傾向を示す運動量厚さを図中の線Cで示す。一般に運動量厚さは、境界層が乱流に遷移する過程で大きく増加する。L1到達後Cに示すように運動量厚さが減少していき、L1とTの間点で最も運動量厚さが極小に達した後、Tの到来とほぼ同時に運動量厚さが再び上昇する。まとめると、 $x/Cx=0.98$ における運動量厚さの最小値がHとD'の延長線上に存在する事から、剥離が最も抑制されている時間と運動量厚さが最も抑制されている時間がほぼ同時刻である事がわかる。その後、図中Tが到達すると下流域は運動量厚さが急激に増加する。

4.4 ストローハル数の変化による影響

次にストローハル数を増加させた場合のアンサンブル排除厚さの時空間図分布を図10に示す。この2つのストローハル数条件では、時間方向の等値線形状に特徴が見られる。 $St=0.4$ の条件と比べ、図10(上)に示す $St=0.8$ 条件では時間方向に直線的な部分が無く、境界層内を支配する流れが常にwakeに同期した非定常挙動を示していることがわかる。これは前のwakeの影響がまだ残っている間に、次のwakeが流入した結果である。等値線の値を見ると、 $St=0.8$ ではA1部($x/Cx=0.65\sim 0.80$)の排除厚さの大きさは、 $St=0.4$ の同じ位置と比較して小さく、排除厚さの高い領域は $St=0.8$ は $x/Cx=0.78$ 付近までだが、 $St=0.4$ の排除厚さに見る巻き上がり渦の規模はwake通過周期中の剥離泡の成長時間が長いほど大きいと考えられる。

図10(下)の $St=1.2$ における排除厚さは薄く、 $St=0.8$ 条件よりも更に上流で確認できなくなる。また、下流域においてはストローハル数が高くなればなるほどwake通過に同期して発生する渦構造は縮小化し、ほぼ定常的に乱流領域が形成される。それぞれのストローハル数条件に共通の特徴は、L1通過時に上流($x/Cx=0.65\sim 0.80$)で排除厚さの増加があり、下流($x/Cx=0.85\sim 0.98$)は急激に減少する点。更にT通過時は全体的に排除厚さ・運動量厚さが増加する点である。これはwakeの減速効果が剥離再成長・乱流化を助長したためと考えられる。

4.5 超高負荷条件における境界層挙動の比較

本節では上記の実験で行われた試験と、負荷レベルを上げて行ったものを比較する。まずは図 11 に $St=0.0$ での境界層積分値を示す。剥離領域において高い値を示す形状係数は、剥離の上流・下流においては同様の値を示すが、負荷レベルの増加に伴い、ピーク値は上流へ移動する。また境界層損失の指標として用いられる運動量厚さは、形状係数が急激な減少傾向を示す地点において急激に増加し、その後も増加を続ける。その結果、RRS-25%の後縁近傍の運動量厚さは RRS-15%に比べて厚く、過去の結果⁽³⁾と同様、超高負荷化により動翼での損失が増加することが理解できる。

更に RRS-25%、 $St=0.4$ 、 $Re=57,000$ の結果を図 12 ~ 14 に示す。RRS-15%試験時と同様に、wake 通過に同期した変化が現れる。RRS-15%と-25%の時空間図を比較して、早期遷移の傾向が非定常試験においても確認できる。前節で示した A1, A2, B1 で表される特徴を、比較のために A11, B11, A22 として示す。図 12 に示す排除厚さを図 4(下)の RRS-15%と比較すると、高い排除厚さの領域 ($t/T=1.0$ から 1.1 に存在する領域)は、 $x/Cx=0.79$ から 0.75 へ縮小した。また、高い排除厚さの領域は流れ方向だけでなく時間方向にも $t/T=0.3$ 程縮小している。また、RRS-25%、 $x/Cx=0.98$ における排除厚さは、wake 通過時のごく短い時間を除き常に高い値を示しており、wake 通過の効果が RRS-15%よりも相対的に低下していることが分かる。

図 13 に示す運動量厚さにおいても同様の傾向が見られる。図中 C で示される運動量厚さの抑制効果は RRS-15%よりも、流れ方向に規模が明らかに縮小している。wake 通過時には、 $x/Cx=0.80\sim 0.98$ 付近で運動量厚さの抑制が見られるが、 $x/Cx=0.98$ では運動量厚さの抑制効果は見られない。図 11 における後縁近傍運動量厚さとほぼ同値を示すことから、 $x/Cx=0.98$ では発達した乱流境界層がほぼ定常的に存在していると見なせる。その後、T 通過時の運動量厚さは、RRS-15%には現れなかった高い値で $x/Cx=0.85\sim 0.98$ の範囲で増加している。つまり、定常条件と同様に早期遷移傾向は変わらず、RRS-15%で見られるような顕著な運動量厚さの抑制効果は後縁近傍まで発現していない。図 14 には、上記した wake の位置とその効果の進行を表す矢印で示した形状係数の時空間図を示す。形状係数が

3.0 を超える剥離領域は L1 到達後、減少する。これは図 9 に示したように、巻き上がり渦の通過後に現れる calm region が剥離領域に存在するため、T が到達するまで剥離抑制は持続する。T 通過後、B11 から始まる排除厚さの増加 (図 4 (下) 参照) が形状係数を増加させるきっかけとなっている。

RRS-25%における形状係数を図 14 (下) に示す。形状係数の最高値は図 14 (上) の RRS-15%に比べ RRS-25%の方が小さく、形状係数が 2.5~3.5 の領域も縮小している。しかし、同一ストローハル数条件において、RRS-15%は RRS-25%よりも剥離規模 (剥離長さ・形状係数最大値) は大きい。後縁近傍の時間平均運動量厚さや空力的損失は小さい。

以上の観測結果より、RRS-25%では、その極めて高い翼負荷レベルにより剥離せん断層が不安定であり、RRS-15%よりもかなり早期に遷移を起こすことによって、後縁近傍に到達するまでに乱流境界層として十分に発達し、結果として境界層損失が過大に発生していることが明らかとなった。

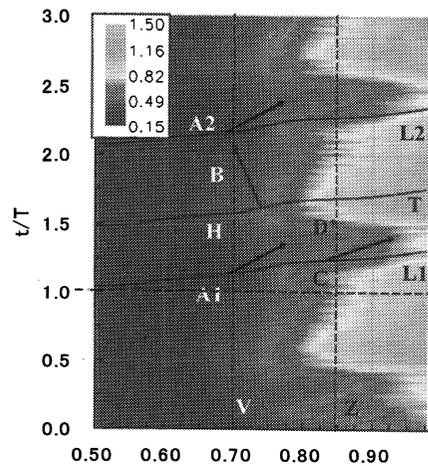


Fig. 9 Time-Space Diagram of Momentum thickness [mm], RRS-15%, $St=0.4$, $Re=57,000$

5. 結言

wake 通過に伴う高負荷及び超高負荷タービン翼負圧面上剥離泡の動的挙動を I 型熱線プローブで詳細に計測した。以下に本研究により得られた知見を示す。

(1) wake が剥離泡を通過する際、wake の持つ加速と減速の効果がそれぞれ時間的な遅れを持って剥離泡と干渉する。wake 通過時の加速によって生じる非粘性

的な巻き上がり渦は、主流よりも遅い速度で移流し崩壊する。また、境界層内では巻き上がり渦が放出されてから次の巻き上がりが起こるまでの間に静寂な瞬間 (calm region) が存在する。

(2) calm region が存在する領域は加速領域として現れ、運動量厚さも小さい。calm region は wake の持つ減速効果が顕在化し、剥離が再成長するまで存在し得る。

(3) 翼負荷を上昇させたことにより、剥離泡の遷移挙動は大きく変化する。超高負荷翼面上の剥離泡は不安定化が強まり、早期に渦が巻き上がる傾向にある。そのため、wake 通過の影響は限定的となる。

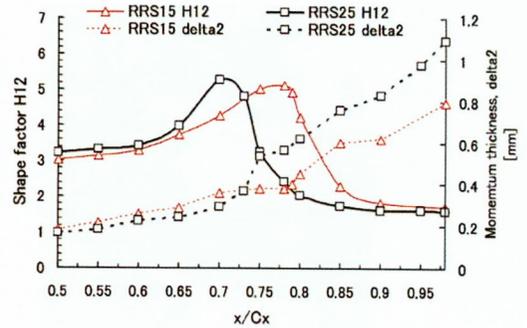


Fig.11 Time-Averaged Shape factor and Momentum thickness[mm], RRS-15% & -25%, St=0.0, Re=57,000

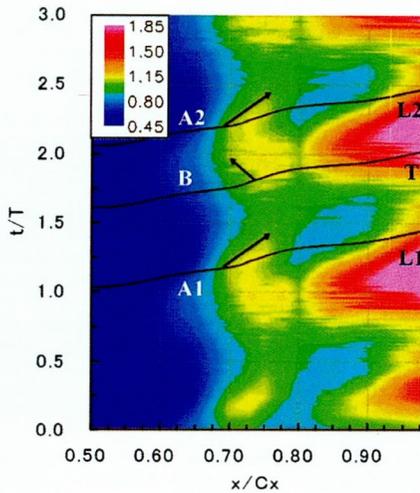


Fig. 10 Time-Space Diagram of Displacement thickness[mm], RRS-15%, St=0.8(top), St=1.2(bottom), Re=57,000

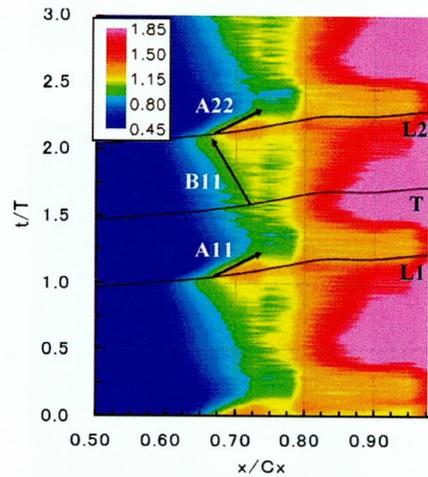


Fig.12 Time-Space Diagram of Displacement thickness[mm], RRS-25%, St=0.4, Re=57,000

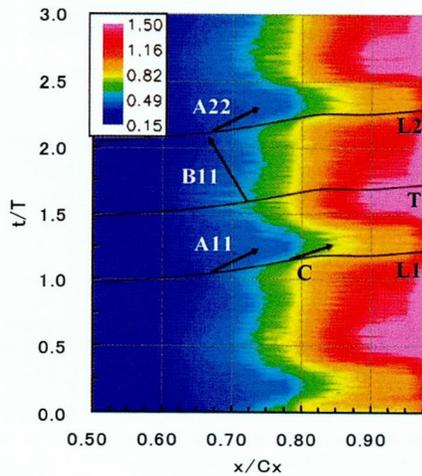
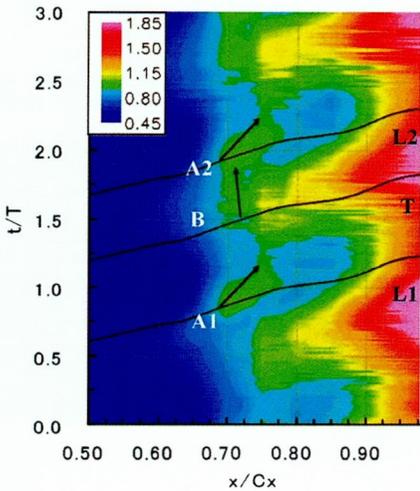


Fig.13 Time-Space Diagram of Momentum thickness[mm], RRS-25%, St=0.4, Re=57,000

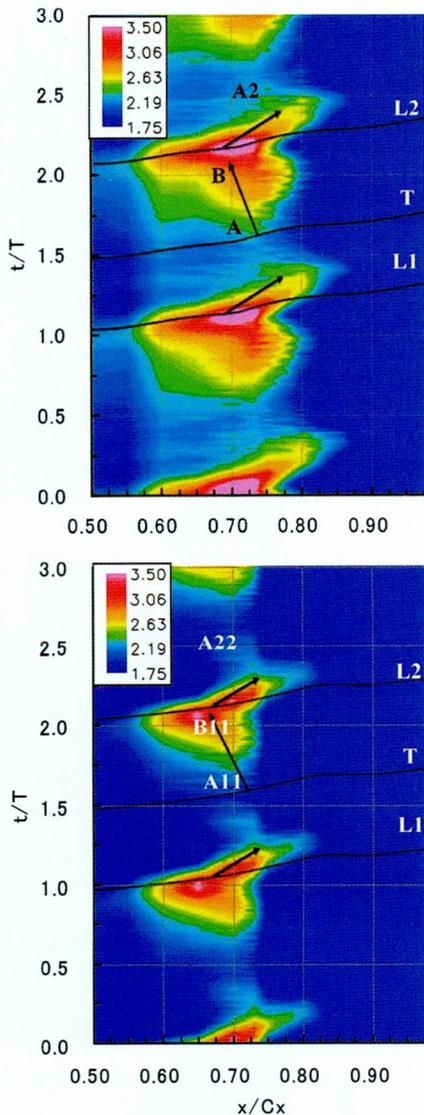


Fig.14 Time-Space Diagram of Shape factor,
RRS-15%(top), RRS-25%(bottom),
St=0.4, Re=57,000

参考文献

- (1) Funazaki, K., Tezuka, N., Effects of wake interaction for cascade of LP-turbine (primary report time-averaged performance), (in Japanese) JGTSJ, Vol.27, (1999)
- (2) Ono, T., Phenomenon on interaction of incoming wakes and separation bubble for high lift LP-turbine of aircraft engine, (in Japanese), Iwate University Master's thesis, (2006)
- (3) Funazaki, K., Tanaka, N., Ono, T., Yamada, K., Kikuchi, M. and Taniguchi H., TStudies on High-Lift LP turbine Airfoils of Aero Engines

- (Understanding of Time-Averaged Behavior of Separated Boundary Layer under the Influence of Incoming Wakes), (in Japanese), JSME paper, Vol.74, (2008)
- (4) Schulte, V., Hodson, H. P., Prediction of the Becalmed Region for LP Turbine Profile Design, Trans. ASME Journal of Turbomachinery, Vol.120, (1998), pp. 839-846
 - (5) Stieger, R. D., Hodson H. P., The Transition Mechanism of Highly-Loaded LP Turbine Blades, ASME paper, GT2003-38304, (2003)
 - (6) Stieger, R. D., David Hollis, Hodson, H. P., Unsteady Surface Pressures Due to Wake-Induced Transition in a Laminar Separation Bubble on a Low-Pressure Cascade, Trans. ASME Journal of Turbomachinery, Vol.126, (2004), pp. 544-550
 - (7) Ozturk B., Schobeiri, M. T., Effect of Turbulence Intensity and Periodic Unsteady Wake Flow Condition on Boundary Layer Development, Separation, and Reattachment Along the Suction Surface of a Low-Pressure Turbine Blade, Trans. ASME Journal of Fluids Engineering, Vol.129, (2007), pp.747-762
 - (8) Michelassi, V., Wissink, J. G., Frohlich, J., Rodi, W., Large-Eddy Simulation of Flow Around Low-Pressure Turbine Blade with Incoming Wakes, AIAA Journal, Vol.41, (2003), pp.2143-2156
 - (9) Wissink J. G., Rodi, W., Hodson, H., The Influence of Disturbances Carried by Periodically Incoming Wakes on the Separating Flow around a Turbine Blade, International Journal of Heat and Fluid Flow 27, (2006), pp.721-729
 - (10) Popovic, I., Zhu, J., Dao, W., Sjolander, S. A., Aerodynamics of a Family of Three Highly Loaded Low-Pressure Turbine Airfoils: Measured Effects of Reynolds Number and Turbulence Intensity in Steady Flow, ASME paper, GT2006-91271, (2006)
 - (11) Hoheisel, H., Kiock, R., Lichtfuss, H. L. and Fottner, L., Influence of Free-Stream Turbulence and Blade Pressure Gradient on Boundary Layer and Loss Behaviour of Turbine Cascades, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.109, April 1987, pp. 210-219
 - (12) Zhang, X. F., Vera, M., Hodson, H. P., and Harvey, N. W., Separation and Transition Control on an Aft-Loaded Ultra-High Lift LP Turbine Blade at Low Reynolds Numbers: Low-Speed Investigation, ASME paper GT2005-68892, (2005)
 - (13) Popovic, I., Zhu, J., Dao, W., Sjolander, S. A., Aerodynamics of a Family of Three Highly Loaded Low-Pressure Turbine Airfoils: Measured Effects of Reynolds Number and Turbulence Intensity in Steady Flow, ASME paper, GT2006-91271, (2006)
 - (14) Opoka, M. M., Thomas, R. L., Hodson, H. P., Boundary Layer Transition on the High Lift T106A LP Turbine Blade with an Oscillating Downstream Pressure Field, ASME paper, GT2006-91038, (2006)
 - (15) Chong, T. P., Zhong, S., On the Momentum and Thermal Structures of Turbulent Spots in a Favorable Pressure Gradient, Trans. ASME Journal of Turbomachinery, Vol.128, (2006), pp.689-69