

## 航空エンジン用低圧タービンの高負荷化に関する研究\* (wake 通過時の剥離を伴う翼面境界層の動的挙動の時間平均的理解)

船崎 健一<sup>\*1</sup>, 田中 望<sup>\*2</sup>, 小野 隆浩<sup>\*3</sup>  
山田 和豊<sup>\*1</sup>, 菊池 護<sup>\*1</sup>, 谷口 英夫<sup>\*1</sup>

### Studies on High-Lift LP Turbine Airfoils of Aero Engines (Understanding of Time-Averaged Behaviour of Separated Boundary Layer under the Influence of Incoming Wakes)

Ken-ichi FUNAZAKI<sup>\*4</sup>, Nozomi TANAKA, Takahiro ONO,  
Kazutoyo YAMADA, Mamoru KIKUCHI and Hideo TANIGUCHI

<sup>\*\*</sup>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 low-pressure linear turbine cascade whose solidity is changeable. Highly loaded low-pressure turbine (LPT) blades or ultra-high lift airfoils are one of the key paths to successful future aero-engines, however those blades are usually accompanied with separation bubble, eventually leading to the increase in aero dynamic loss. The purpose of this study is to clarify the effect of incoming wakes upon the aerodynamic loss of the rotor blade cascade, through the measurements of wake-affected boundary layers upon including separation bubble for low Reynolds number conditions and/or low solidity 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. In particular, from the viewpoint of providing database for blade designing, this paper focuses on time-averaged characteristics of the separated boundary layer influenced by the wake passing.

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

## 1. 結論

航空エンジンは、低燃費化、低騒音化を目的としてそのバイパス比が増加傾向にあり、結果としてエンジン推力の大半がファン動翼で発生している。従って、このファン動翼を駆動する低圧タービンには高い効率が必要とされている。一般にターボ機械の動翼では、同じ出力を生み出す場合には、動翼が高速で回転する方が空力的に有利(空力的な負荷が過大にならない)であるが、低圧タービンの場合は、ファン動翼が高速では回転させられないため、動翼に対する空力的負荷が高くなる傾向にある。この高負荷はタービンでの効率を低下させる要因であるため、低圧タービンは段あたりの翼枚数が相当な数になっているのが現状である。翼枚数の多さは、翼・ディスク重量の点で大きな問題であり、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。そこで、現在各エンジンメーカ、研究機関等では、翼の高負荷化と翼枚数削減にむけて多くの研究を実施している<sup>(1), (2), (3)</sup>。

さて、航空機は巡航時に高高度を飛行するため、周囲圧力の低下とともにいわゆる「低レイノルズ数効果」が、特に低圧タービンで顕著になる。この低レイノルズ数効果により、低圧タービン翼負圧面側の境界層は、その大半が層流境界層となり逆圧力勾配に対する抵抗力が減少し、剥離を生じやすくなる。剥離が再付着しない(burst)場合には、翼まわりの流れ場が大きく変化し性能が極度に低下するため、設計上はいかなる場合にもburst発生は避けなければならないが、剥離が再付着し剥離泡を形成する場合でも、剥離せん断層の不安定化、遷移過程を通じて再付着後の境界層は乱流化し境界層損失が増加するため、空力設計上は避けるべき現象となっている。以上のような「低レイノルズ数効果」の存在のため、翼負圧面上の逆圧力勾配をさらに強める低圧タービンの高負荷化は従来の設計手法では困難な課題であった。

\* 原稿受付 2007年10月5日。

<sup>\*1</sup> 正員, 岩手大学工学部(☎020-8551 盛岡市上田4-3-5)。

<sup>\*2</sup> 学生員, 岩手大学大学院工学研究科。

<sup>\*3</sup> (株)日立グローバルストレージテクノロジーズ(☎252-8588 藤沢市桐原町1)。

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

このような状況を打開するため、近年盛んに低圧タービンにおける剥離制御技術の研究が行われてきている。特に、上流側静翼からの wake 通過による非定常効果に多くの関心が寄せられており、実験的・数値的な調査が行われている<sup>(4), (5), (6), (7), (8), (9), (10)</sup>。また、実際にこの非定常効果を用いて翼設計に反映し、超高揚力を実現した例も報告されている<sup>(6)</sup>。翼面上の剥離泡は非定常性を有している上、wake との非定常的な干渉現象は複雑であり、wake 通過の非定常効果のより深い理解には、さまざまな負荷レベルの翼に対して高精度でかつ詳細な境界層計測によるデータの蓄積が必要である。

本論文では、典型的な航空用エンジン低圧タービン翼列を用い、ソリディティを減少させることで高負荷状態を模擬し、翼面静圧分布及び剥離泡を伴う翼面境界層を計測した。また、wake 通過の効果は上流側翼列を模擬した円柱列型 wake 発生装置を用いることで再現した。計測結果から、wake 通過による剥離泡の動的な挙動及び時間平均的特性が明らかとなり、剥離泡制御のメカニズムと翼列空力性能向上に関する知見が得られた。今回の結果では、それらの知見のうち2種類のソリディティについての時間平均的な特性を中心に報告する。

## 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 [%]  
 $St$  : 円柱通過ストローホル数  
 $t, t_{base}$  : ピッチ, 基準ピッチ  
 $U_{x1}, U_{x2}$  : 入口軸流速, 出口軸流速  
 $Y_p$  : 局所全圧損失係数  
 $\beta_1, \beta_2$  : 流入角, 流出角 (軸方向からの角度)  
 $\delta_1, \delta_2$  : 排除厚さ, 運動量厚さ [mm]  
 $\sigma$  : ソリディティ ( $=C/t$ )  
 $\sigma_{base}$  : 基準ソリディティ ( $=C/t_{base}$ )

## 3. 実験設備・計測手法

### 3.1 供試部・後流発生装置・計測装置

図1に実験に用いた直線翼列部と後流発生装置を示す。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孔設けてあり、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。

Table 1 Airfoil geometry and cascade configuration

Actual chord $C$	114 [mm]
Axial chord $C_x$	100 [mm]
Span	260 [mm]
Pitch $t$	variable
Inlet flow angle $\beta_1$	47 [deg]
Outlet flow angle $\beta_2$	-60 [deg]

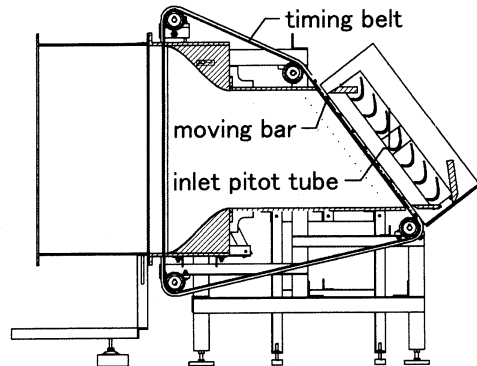


Fig.1 Close-up of test section, which includes test cascade and wake generator

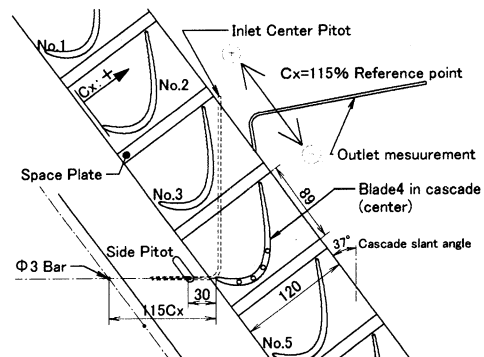


Fig.2 Schematic view of the cascade

後流発生装置は、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。この後流発生装置の特徴は、供試部の上流で円柱が2度主流を横断するという点である。この構造は、供試部下流にアームを設けて行う負圧面上境界層計測を容易化する事を考慮して設計された。供試部上流側を円柱が通過する際に発生する wake は、加速ダクトを設置し、さらに供試部までの距離を十分とることで無視できる程度にまで減衰し、翼前縁では翼列側を通過した円柱 wake が卓越することを確認している<sup>(2)</sup>。

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。座標系は翼前縁を基準とし、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%の位置に設置したミニチュア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±0.5Pa 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=3mm)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。

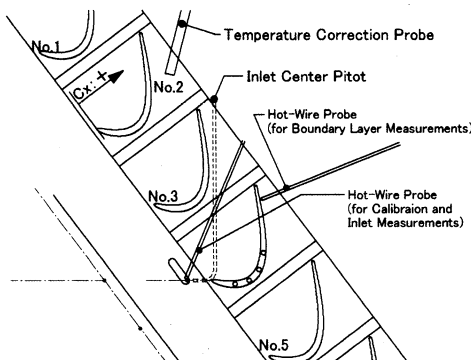


Fig.3 Hot-wire probe setting locations of boundary layer measurements

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。また、リアライザには計測時の温度変化を補正する温度測定プローブ・温度補償ユニット MODEL 1020 を組み込んでいる。MODEL1020 により、本研究で吐出式プロアを使用しているために起こる低流量での温度上昇を補償することができる。更に、境界層計測を行う前に熱線出力に対する較正試験を行い、較正曲線は多項式近似する。熱線の較正試験位置と計測座標系を図3に示す。熱線は DANTEC 製 I 型プローブ 55P11 を使用した。また、プローブサポータも同社のものを使用した。プローブサポータはトラバース装置で移動する。

### 3・2 計測手法及びデータ処理

図4に翼前縁での入口全圧計測時ピトー管配置図を示す。出口全圧計測や翼面静圧計測はミッドスパンで行っているが、翼列上流側に入口全圧  $P_{01}$  を取得するためのピトー管が設置されているため、その影響が懸念された。ピトー管設置の影響を避けるため、あらかじめミッドスパンにおけるピトー管全圧と軸方向、スパン方向に設置場所をずらしたピトー管全圧との差圧を計測しておき、その差圧を補正值として入口全圧を取得している。翼面静圧はその入口全圧と各静圧孔との圧力差として30秒間計測し、時間平均を行うことで取得している。出口に設置されたピトー管先端は、細糸を用い流れ方向に対して平行になるように調整されている。トラバース装置によりミッドスパンをピッチ方向に移動する事で2流路間の分布を得る。1地点における計測時間は1秒でデータ数は4であり、時間平均を行っている。実験レイノルズ数の定義はこの出口における動圧値を平均して算出する。ピトー管により得られた局所全圧損失係数  $Y_p$  と翼面圧力係数  $C_p$  は以下の式により与えられる。

$$Y_p(y) = \frac{P_{01} - P_{02}(y)}{1/2\bar{U}_2^2}, \quad (1)$$

$$C_p(x) = \frac{P_{01} - p(x)}{1/2\bar{U}_2^2}, \quad (2)$$

$\bar{U}_2$  は翼列出口における局所速度をピッチ方向に平均化したものである。式(1)の示す  $Y_p(y)$  は出口におけるピッチ方向に広がりを持った損失分布を表している。ピッチ方向へのトラバースは1mm 間隔で行った。全圧

損失係数分布において水平方向負は負圧面側に、正は正圧面側の損失分布に対応している。式(2)の示す  $C_p(x)$  は翼列軸方向の翼面静圧分布を表している。この翼面圧力係数を基に時間平均的な剥離開始点や遷移点、再付着点がわかるため、ソリディティの変更に伴う剥離泡の変化を時間平均的に知る事ができる。

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、サンプリング数  $2^{13}(=N_d)$  で行われ、結果を時間平均またはアンサンブル平均した。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。非定常後流流入条件では取得データ数を  $100(=N_d)$  とし、後流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信号を位相基準としてアンサンブル平均処理を行った。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。今回の報告中の非定常試験結果は非定常アンサンブルデータを更に時間方向に平均化することで、定常試験結果との定量的な比較を行う。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。

$$\bar{u}(x_s, y_n; j) = \frac{1}{N_f} \sum_{k=1}^{N_f} u_k(x_s, y_n; j), \quad (3)$$

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

$$RMS = \sqrt{\frac{1}{N_f} \sum_{k=1}^{N_f} (u_k - \bar{u})^2}, \quad (4)$$

$x_s$  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。また、境界層外端速度は翼面から法線方向トラバース線上で、最近接する速度極大値の 98% で定義した。

流れ方向計測位置を図 5 に示す。計測位置は  $x/Cx=0.5 \sim x/Cx=0.98$  までの 11~12 箇所、翼面法線方向に 32 点 (0.2mm~10mm) 取得した。法線方向への移動はトラバース装置によって自動制御され、同方向に 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 刻みでトラバースしている。空力試験により得られている翼面静圧分布より、剥離挙動を示す近傍点においては軸方向に計測間隔を狭め、計測を行った。熱線プローブの翼面限界接点は翼面から 0.2mm の地点とし、翼負圧面法線方向へのプローブの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。非定常 wake 通過試験時に得られた結果の時間平均は、アンサンブルデータの総和をワード数 ( $=N_d$ ) で除して得た。

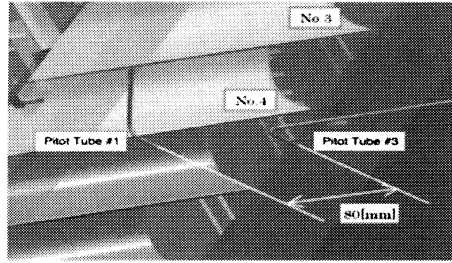


Fig. 4 Probe arrangement for the inlet total pressure measurement

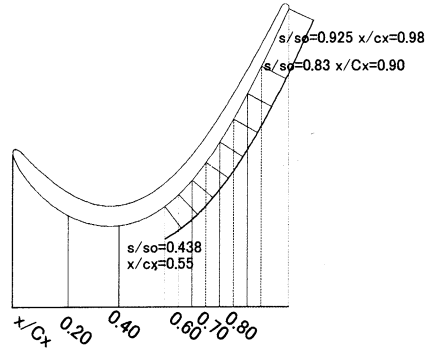


Fig. 5 Hot-wire probe location for the boundary layer measurement

### 3・3 不確かさ

圧力計測における不確かさの大半は圧力変換器の精度に依存する。圧力変換器の誤差は  $\pm 0.5$  Pa であり、Kline と McClintock の方法<sup>8)</sup> を用いると入口速度の不確かさは  $\pm 1.7\%$  で、全圧損失係数では  $\pm 4.9\%$  である。静圧計測では、翼面圧力係数のピークの周辺で  $\pm 3.5\%$  の不確かさを生じる。また、圧力計測の不確かさは熱線流速計の定量的な精度を決める。較正時ピトー管から得られた流速値と熱線から得られた流速値が誤差 1% 以下になるように較正曲線が計算されることから、熱線プローブによる計測の不確かさは  $\pm 2\%$  程度と推定された。

### 3・4 試験条件

本研究では主に 3 つの主要なパラメータを中心に試験が行われる。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  $\sigma_{base}$  として、 $RRS = (1 - \sigma_{base} / \sigma)$  (5) とする。

計測においてはピッチ増加に伴う翼負荷の上昇と剥離点、遷移点、再付着点などの関係性を調べた。過去に行われた高負荷化の研究例として、Hoheisel ら<sup>(9)</sup>は典型的低圧タービン翼 T104-T106 において負荷係数の一つである Zweifel 係数  $Z$  が 1.04 から 1.07 の高負荷試験を行っている。ここで、Zweifel 係数は次式で表される。

$$Z = 2 \left( \frac{t}{C_x} \right) \cos^2 \beta_2 \left( \tan \beta_2 + \frac{U_{s1}}{U_{x2}} \tan \beta_1 \right) \quad (6)$$

また Zhang ら<sup>(10)</sup>は超高負荷として Zweifel 係数を 1.22 まで増加させた報告をしている。本研究で用いた条件は、RRS0%での Zweifel 係数は Hoheisel 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定常性を表す無次元数で以下の式で与えられる。

$$St = \frac{f_{bp} C}{U_{in}} \quad (7)$$

$f_{bp}$  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、変形した 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大きく変化する。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 ( $St=0$ ) で計測を行った。

3 つ目のパラメータは出口平均流速とコード長で定義されるレイノルズ数 ( $Re=C\bar{U}_2^2/\nu$ ) である。本研究では 3 つのレイノルズ数条件 ( $Re=57,000, 100,000, 170,000$ ) での試験が行われた。

本研究に関連して、Funazaki et al.<sup>(1)</sup>、Ono<sup>(2)</sup> は非定常空力計測によって、高負荷条件における wake 通過による剥離抑制効果を見出している。そこでは RRS-0%から-20%までの試験が行われ、wake 通過の効果で全圧損失係数ピーク値の減少や、負圧面側の損失分布を減少させることを明らかにしている。更に本論文では、高解像度な境界層計測を行う事で、時間平均的剥離抑制効果や wake 通過周期の違いによる遷移現象の変化を調査した。剥離を伴う高負荷状態であるソ

リディティ減少率-15%(RRS-15%)を基準とし、 $St=0.0, 0.4, 0.8, 1.2$  における計測を行った。そして超高負荷状態であるソリディティ減少率-20%、-25%における  $St=0.0$  の計測も行った。これは定常条件下に翼負圧面で起こる剥離遷移現象を詳しく考察するだけでなく、翼負荷の違いによる剥離挙動の変化を定量的に捉え、動翼形状損失の要因を探るための試験である。

## 4. 実験結果・考察

### 4.1 負荷上昇による剥離挙動の変化

動翼単体での定常計測の結果を、RRS をパラメータとして、翼面圧力係数と全圧損失係数の分布を表したのが図 6 と図 7 である。図 6 の翼面圧力係数分布から、高負荷条件 (RRS-15%) における  $St=0.0$  の条件では、 $x/Cx=0.60$  から剥離し、 $x/Cx=0.79$  で遷移が開始され、 $x/Cx=0.85$  付近で再付着している。更に超高負荷条件定常試験 (RRS-25%) では、翼負荷が RRS-15% に比べて上昇し、剥離開始点はほぼ変わらずに、遷移開始点は  $x/Cx=0.73$ 、再付着点が  $x/Cx=0.80$  へと移動した。翼負荷を変える事で現れる影響は、図 7 に示す動翼 wake の全圧損失分布に顕著に現れる。負圧面側で成長する境界層速度欠損は、圧力損失を増大させることが理解できる。このようにソリディティの低下は特に負圧面において全圧損失係数を増加させることがわかる。

$St=0.0$  における境界層積分値の時間平均結果を図 8 に示す。形状係数は以下の式で与えられる。

$$H_{12} = \frac{\delta_1}{\delta_2} \quad (8)$$

一般に (層流境界層) 剥離を生じた場合において排除厚さが増加し、形状係数は高い値をとる。形状係数の結果から RRS-15%では  $x/Cx=0.60$  から増加率が変化し、 $x/Cx=0.78$  において急激に減少し、 $x/Cx=0.85$  以後、ほぼ一定値に漸近している。RRS-25%においては、 $x/Cx=0.60$  から増加率が高まり、 $x/Cx=0.78$  からは一定値に漸近する傾向を示す。この結果から  $C_p$  分布の変化と形状係数分布の変化とはほぼ対応している事がわかる。いずれにしても、負荷の上昇により剥離した境界層は急速な遷移を経て、再付着し、乱流境界層として一気に成長している。この事が、翼下流で計測された損失分布の背面側での増加に繋がっている。また図 8 において運動量厚さは両条件で剥離再付着後に急激に増加する。そして特に後縁近傍の運動量厚さに着目すると、RRS-25%は RRS-15%を大幅に上回る値を示す。この事は、図 7 に現れる全圧損失分布の負圧

面側における損失増加が運動量厚さの増加と深い関連をもつことを示唆している。

翼負荷の上昇に伴う早期遷移は、前縁部で起きる強い加速が負荷ピークを過ぎた後に急激な減速流になることで高まる逆圧力勾配が影響している。熱線計測により得られたデータを基に作成した負圧面上の速度・RMS コンタを図9, 10に示す。逆圧力勾配によって形成された剥離泡は境界層計測では図9(下)や図10(下)に示すような低速度領域として現れる。ここで、I型熱線では流れの方向を捉えることができず、速度の大きさしか得られないことから、低速度領域に関する議論には注意を要する。剥離泡前半での低速度領域はほぼよどみ状態にあり、主流との間に剥離せん断層が形成されている。この剥離せん断層は次第に不安定化し、その遷移開始点近傍で一挙に高いRMS発生に繋がる。実際、図9(上)に示すRRS-15%のRMS分布では、 $x/C_x=0.85$ 付近で剥離せん断層の遷移を表す急激に高いRMSの領域が出現している。この高いRMS値を持った領域は、運動量厚さの急激な増加の原因となる。更に図10(上)に示すRRS-25%のRMS分布では、 $x/C_x=0.75\sim 0.80$ にかけてRRS-15%よりも更に高いRMS値が計測された。次節でも説明するが、再付着点近傍での速度プロファイルは直線的になり、壁面近傍でのRMSには特徴的な2つのピークが現れる。このような剥離最大高さ付近に現れる高いRMS領域や再付着点近傍での逆流と思われる現象は剥離せん断層の巻き上がりやそれに伴う再循環の発生、また頻繁な渦放出の存在を示している。

定常試験による時間平均的なRRS-15%とRRS-25%の結果を比較すると、遷移点の移動からRRS-25%の剥離領域が見かけ上縮小したかに見えるが、後縁近傍における運動量厚さは厚くなる。そして負圧面側における全圧損失を増加させる。

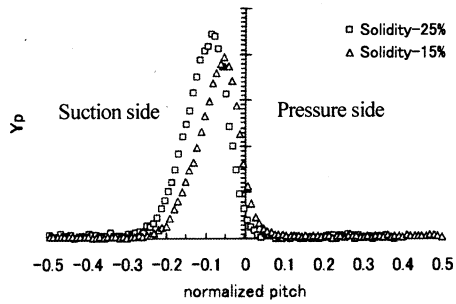


Fig. 7 Total pressure loss distribution  
St=0.0, Re=57000, RRS -15%&-25%

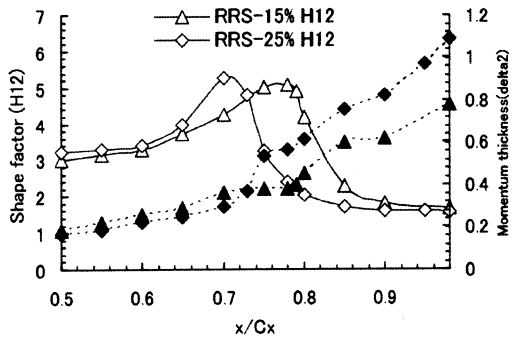


Fig. 8 Time-averaged Shape factor( $H_{12}$ ) and Momentum thickness ( $\delta_2$ )  
St=0.0, Re=57000, RRS-15%&-25%

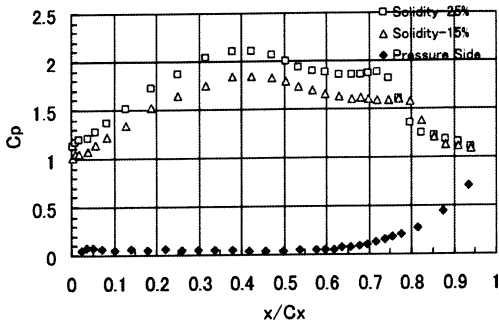


Fig.6 Static pressure distribution  
St=0.0, Re=57000, RRS-15%&-25%

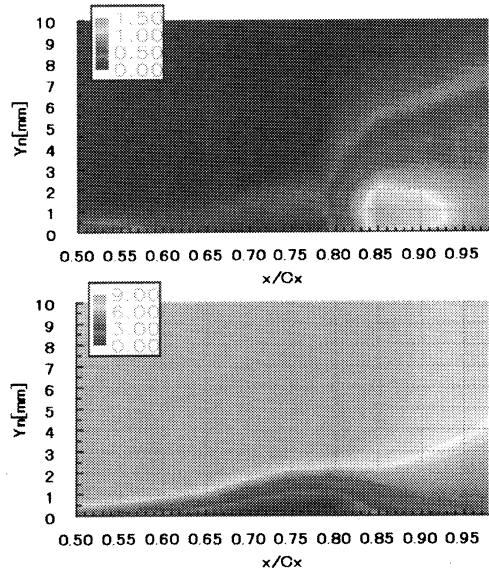


Fig. 9 Time-averaged RMS(top) and velocity(bottom) contours [m/s]  
St=0.0, Re=57000, RRS-15%,

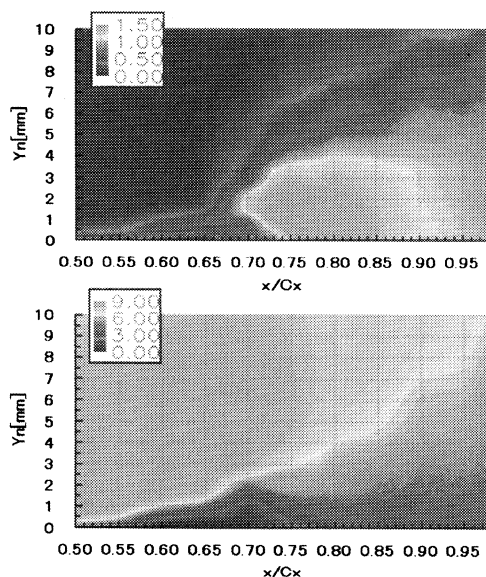


Fig. 10 Time-averaged RMS(top) and velocity(bottom) contours [m/s]  
St=0.0, Re=57000, RRS-25%

#### 4・2 wake 流入条件における剥離抑制効果

次に高負荷条件 RRS-15%において wake を流入させた条件で境界層計測を行った。図 11 に示す翼面圧力係数分布から、St=0.0 の wake 流入のない場合に負圧面に存在する剥離が、St=0.4, 0.8, 1.2 において時間平均的に見てほぼ抑制されていることがわかる。なお、wake 通過の効果は正圧面側には時間平均的な影響を及ぼさないで、非定常試験における正圧面側の結果は省略する。非定常条件で行われた境界層計測の結果を時間平均したものを図 12 と図 13, 14, 15, 16 に示す。図 9 に示す定常試験で得られた低速度領域は規模を縮小し、RMS 値が定常試験時よりも上流から発達している様子がわかる。これは明らかに円柱 wake による周期的な速度の変動や乱れの流入の結果である。wake が剥離泡と干渉するメカニズムは時間平均的な議論だけでは推論の域を脱し得ないが、RMS は時間平均からの偏差であることから、wake が層流境界層内に速度変動を誘発するとともにその三次元化を促し<sup>(11)</sup>、結果として剥離泡に動的な作用を与えていると考えることができる。

定常・非定常条件における境界層速度プロファイルと比較する。図 12 (上) St=0.0 の速度プロファイルを見ると、 $x/Cx=0.75 \sim 0.79$  では高さ方向にほぼ一定な低速度領域を形成している。これが剥離泡内の死水域にあたると思われる。図 12 (下) St=0.8 では定常

条件の結果とは異なり、剥離領域は時間平均された速度プロファイルから確認できない。図 13 には時間平均速度と RMS を示す。図 9 と比較すると、wake が剥離領域の縮小だけでなく、剥離再付着後の RMS 値を抑制している事がわかる。wake 通過による剥離泡抑制メカニズムは別途報告する予定であるが、wake 通過に伴う非粘性的速度変動による剥離泡の不安定化及び渦放出現象が関与している。RMS 値を境界層外端速度で無次元化(乱れ度に相当)し、高さを局所排除厚さで無次元化したものを図 14 に示す。図 14(上)に示す St=0.0 では翼面速度が減速域に移行しやや高い乱れを示していたが、剥離が開始するとせん断層中心にピークを移し、その後急激な遷移を経て乱流化している。また、 $x/Cx=0.8$  付近は再付着点近傍であるが、壁面近傍に特徴的な 2 つのピークが見られる。これは I 型熱線プローブが流れ方向速度しか検出できないために剥離泡下流の逆流(再循環流)を順方向速度として検出したためである。この比較的強い逆流の存在は剥離泡後端での渦の巻き上がりの発生を示している。一方、図 14 (下) St=0.8 では wake の効果で時間平均的に主流側の乱れ度が高くなり、境界層内では壁面近傍で極大値を持つ特徴的な分布を示しながら乱流へと移行している。 $x/Cx=0.7$  までは Klebanoff mode に似た分布を示しているが、 $x/Cx=0.78$  以降から乱流への遷移が進んでいることがわかる<sup>(11)</sup>。この傾向は後述する時間平均形状係数の流れ方向への変化でも確認できる。そして両条件を比べて、結果的に後縁近傍の強い乱れや境界層厚さは wake の効果で抑制されていると言える。

更に時間平均的な剥離消失の効果と境界層発達について境界層積分値を用いて考察する。図 15 (上)は流れ方向に形状係数を示したグラフである。St=0.0 では先述したように剥離泡が  $x/Cx=0.60$  付近から成長を始め、 $x/Cx=0.79$  にて最大高さとなり、遷移を開始し、再付着している。非定常試験ではストローハル数が大きくなる程、剥離抑制効果は顕著である。また、遷移開始点も上流へ移動している。形状係数が定常試験に比べて大きいのは、wake 通過によって剥離点の上流で、運動量厚さがわずかに抑制され、一方で、wake 自身の効果による減速効果で排除厚さが増加しているからである。次に図 15 (下)に運動量厚さの流れ方向への変化を示す。後縁近傍の運動量厚さは、翼の全圧損失と深い関係があり重要な量である。そこで、後縁近傍での差を読み取るため拡大したものを図中に示す。先に述べたように非定常条件の場合、上流から運動量厚さ抑制効果が現れている。そして、定常条件では剥離泡内部で運動量厚さの増加は無いので一定な領域が現れ、

その後遷移開始と共に急激に運動量厚さが増加し、結果として乱流境界層の成長が認められる。これに対して非定常条件では全てのストローハル数条件で、後縁近傍において定常条件よりも約12%の運動量厚さの減少を確認した。

以上の結果より、先に述べた超高負荷状態(RRS-25%)での定常試験では、高負荷化に伴って生ずる早期遷移が全圧損失の増加に関係し、高負荷状態(RRS-15%)において確認されたwake通過時の現象にはwake通過によって時間平均的に抑制される剥離領域とその下流の境界層内には定常超高負荷条件には現れないwakeの非粘性効果やcalm regionの出現が起因していると考えられる。(2), (5) 今後はそれぞれの負荷レベルにおけるwake通過時負圧面上の時空間図上での調査が必須である。

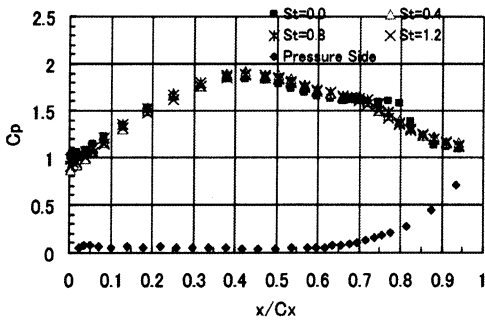


Fig. 11 Static pressure distribution  
Re=57000, RRS-15%

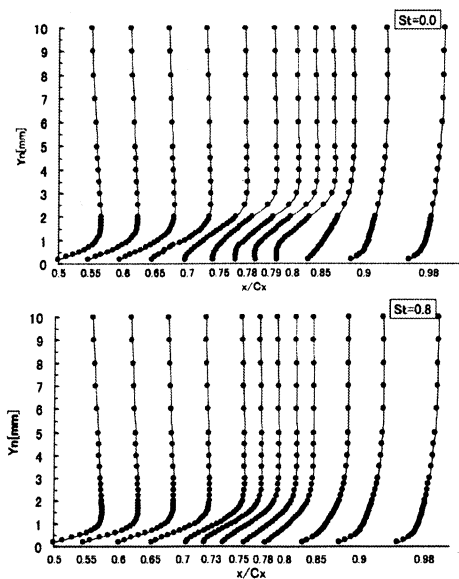
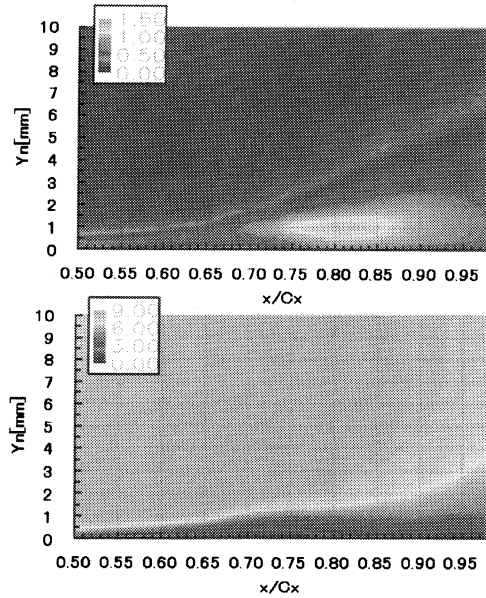


Fig. 12 Time-averaged velocity profiles  
St=0.0(top) St=0.8(bottom),



Re=57000, RRS -15%,  
Fig.13 Time-averaged RMS(top) and  
velocity(bottom) contours [m/s]  
St=0.8, Re=57000, RRS-15%

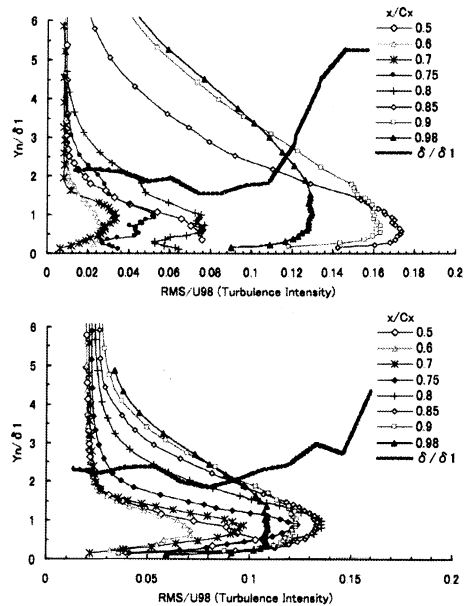


Fig.14 Time-averaged RMS profiles  
St=0.0 (top) St=0.8(bottom)  
Re=57000, RRS-15%,



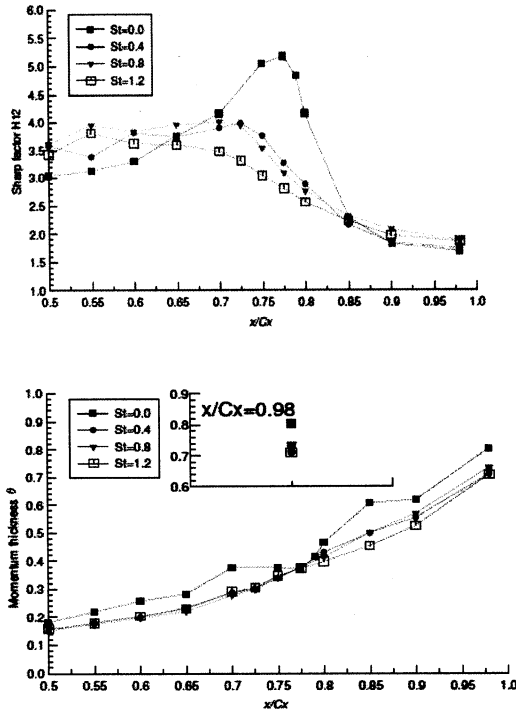


Fig.15 Time-averaged Shape factor (top),  
Momentum thickness(bottom),  
Re=57000, RRS-15%

## 5. 結 言

熱線プローブを使用した非定常境界層計測を行い、時間平均、アンサンブル平均処理を行うことで wake 通過に伴うタービン翼負圧面上の剥離挙動の変化を捉えた。以下に本研究により得られた知見を示す。

- (1) 低レイノルズ数条件下での航空エンジン用高負荷タービン翼列の剥離を伴う境界層が生み出す損失は、wake 通過の効果により低減させることが可能である。
- (2) 負圧面で生じる遷移の過程は wake 通過周期に同期して大きく変化する。
- (3) 負荷の上昇に伴って遷移開始点・再付着点は上流へ移動する。結果、後縁近傍での境界層も厚くなり全圧損失の増加へと寄与する。
- (4) wake 通過の効果で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。しかし変形した wake が負圧面ス

パン方向に及ぼす影響や、3次元的な渦構造などを解明するためには、非定常 wake 通過によって発生する渦の時空間図上での把握が必要とされる。

今回は研究では時間平均値に基づく考察を行ったが、今後 wake 通過による剥離泡抑制効果の詳細を明らかにするためには、wake と剥離泡との干渉を非定常的に議論する必要がある、現在そのための準備を進めている。

## 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) Hodson, H. P. ,Huntsman, I. , Steele, A. B. , An Investigation of Boundary Layer Development in a Multistage LP turbine, ASME Paper 93-GT-310. (1994), pp. 375-382
- (4) Halstead, D. E. , Wisler, D. C. , Okiishi, T. H. , Walker, G. J. ,Hodson, H. P. , Shin, H. W. , Boundary Layer Development in Axial Compressor and Turbines, Part 3 of 4 : LP Turbines, ASME Paper 95-GT-463. , (1995), pp. 225-237
- (5) Schulte, V. , Hodson, H. P. , Prediction of the Recalmed Region for LP Turbine Profile Design, Trans. ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 120, (1998), pp. 839-846
- (6) Howell, R. J. , Hodson, H. P. , Shulte, V. , Schiffer, H. P. , Haselbach, F. , Harvey, N. W. , Boundary Layer Development in the BR 710 and BR 715 LP Turbines - The Implementation of High Lift and Ultra Lift Concepts, ASME paper 2001-GT-0441. , (2001), pp. 385-392
- (7) Cardamone, P. , Stadtmuller, P. , Fottner, L. , Numerical Investigation of the Wake Boundary Interaction on a Highly Loaded LP Turbine Cascade Blade, ASME paper GT-2002-30367. , (2002)
- (8) Kline, S. J. , McClintock, F. A. , Describing Uncertainties in Single Sample Experiments, Mechanical Engineering, Vol. 75, (1953), pp. 3-8
- (9) 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, ASMEJ. Turbomachinery, Vol. 109, April 1987, pp. 210-219
- (10) 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)
- (11) Boiko, A. V. , Grek, G. R. , Dovgal, A. V. and Kozlov, V. V. The Origin of Turbulence in Near-Wall Flows Springer, (2001), p. 172