

航空エンジン用低圧タービン翼後縁近傍流れ場のPIV計測 —翼面境界層流れと翼後縁近傍流れ場の関連性調査—

PIV Measurement of the Flow Field Near Trailing Edge of the Low-pressure Turbine for Aeroengine: Investigation of Relationship Between Blade Boundary Layer and Flow Field Near Trailing Edge

相馬 天斗^{*1}
SOMA Takato

山崎 悠貴^{*1}
YAMAZAKI Haruki

船崎 健一^{*2}
FUNAZAKI Ken-ichi

谷口 英夫^{*2}
TANIGUCHI Hideo

長尾 隆央^{*3}
NAGAO Takahisa

ABSTRACT

This study deals with PIV measurements of the flow around the trailing edge of low-pressure turbine for aeroengine. Since this area, called base region, is greatly involved in the aerodynamic loss evaluation, detailed measurement of the base region is strongly desired. Thus, our research group has been conducting several studies focusing on the base region of a low-pressure turbine (LPT) blade. In the previous researches, we measured base pressure, however the flow field near the trailing edge of the blade wasn't investigated in detail. In this study, using a large-scale cascade, we investigate the relationship between the flow behaviors near the trailing edge and boundary layer around the blade under the unsteady flow condition with the wake inflow generated by the wake generator, along with the steady condition measurements without wake inflow.

キーワード：低圧タービン，粒子画像流体計測法，境界層流れ，後縁流れ，後流

Key words: Low Pressure Turbine, Particle Image Velocimetry, Boundary Layer Flow, Trailing Edge Flow, Wake

1. 緒言

近年，民間用航空エンジンは低燃費化・低騒音化の観点から高バイパス比ターボファンエンジンが主流となり，バイパス比上昇の傾向は今後も続くと考えられている。このエンジンの推力の大半はエンジン前方のファンで発生しており，そのファンは低圧タービンによって駆動されている。したがって，エンジンの高効率化には低圧タービンの高効率化が必要不可欠である。

筆者の研究グループでは，大型の直線翼列試験装置を用いて，翼後縁近傍の流れに着目した研究を行ってきた。この領域（ベース領域）での圧力（ベース圧）に起因する空力損失は，Denton⁽¹⁾が提唱した翼列損失（Denton損失と称する）と密接にかかわっていることもあり，ベース圧の直接計測や数値解析による調査が数多く行われているが⁽²⁾，筆者の研究グループでは主として航空エンジン用低圧タービンでのベース圧損失に着目し

た調査を実施してきた。低圧タービンのベース圧損失は，後縁厚みが相対的に小さいこともあり，Denton損失中のほかの損失，特に負圧面側の境界層損失と比べて小さいが（研究者，流動条件にもよるが形状損失全体の15%前後という報告がある^{(3),(4)}），低圧タービンのさらなる高効率化に向けてそのメカニズムの解明や損失低減が望まれている⁽⁵⁾。特に，高負荷低圧タービンでは負圧面での剥離泡やその後方への非定常的な渦放出⁽⁶⁾，また，正圧面での剥離からの縦渦放出⁽⁷⁾など，翼後縁近傍の流れ場は翼面境界層の影響を強く受けており，ベース圧損失の議論には翼面境界層流れとの関連を把握する必要がある。藤田ら⁽⁸⁾は翼後縁の流れ場計測にPIV（Particle Image Velocimetry）を用い，圧力計測には静圧孔を設けた円柱を翼後縁に設置した翼を用い，主流乱れや周期的後流がベース圧損失に与える影響を調査した。その際，ベース領域には負圧面側の境界層流れが流入することは確認されたものの，その現象がベース圧にどのように関係するかについては調べられていない。

そこで本研究では，円柱wakeの影響を受ける翼面境界層流れが翼後縁近傍流れ場及びベース圧にどのように影響するかを調査することを目的とし，大型の翼列試験装置を用いた2次元PIV計測を実施している。

原稿受付 2021年1月20日

査読完了 2021年8月27日

*1 岩手大学大学院

〒020-8551 盛岡市上田4丁目3-5

*2 岩手大学理工学部

〒020-8551 盛岡市上田4丁目3-5

*3 (株)IHI

〒235-8501 横浜市磯子区新中原町1番地

主な記号

Table 1 Main symbols

C : 翼コード長 [m]	T : Wake通過周期 [s]
Cx : 軸コード長 [m]	Tu : 主流乱れ度 [%]
C_{pb} : ベース圧力係数 [-]	$\mathbf{v}(\mathbf{x}, t)$: 速度ベクトル [m/s]
k : 2次元乱流運動エネルギー [m ² /s ²]	V_{in} : 入口, 出口平均流速 [m/s]
Pitch : 翼列ピッチ	x : x座標 (軸, 流れ方向)
Re : レイノルズ数 [-]	y : y座標 (ピッチ, 垂直方向)
St : ストローハル数 [-]	PS, SS : 正圧面, 負圧面
t : 時刻 [s]	TE : 翼後縁

2. 実験手法

2.1 実験装置

Fig. 1に実験装置を示す。本研究では、典型的な高負荷低圧タービン翼の拡大モデルを用いた直線翼列を使用している。翼コード長は0.308m, 軸コード長は0.270m, 翼列ピッチは0.240mである。翼列上流部には直径8mmの円柱を2本装着したスポーク型の後流発生装置を設けており、動翼に流入する静翼からの周期的後流（以降Wakeと呼ぶ）を相対的に模擬している。

レイノルズ数 Re は、コード長、翼列1ピッチ分の出口平均流速（本論文では速度の大きさを流速と称す）および動粘度で定義している。Wake通過周波数 f の無次元数であるストローハル数 St は次で定義される。

$$St = \frac{fC}{V_{in}} \quad (1)$$

ここで、 V_{in} は翼列入口1ピッチ平均流速。主流乱れ度 Tu は $Re=100k$ 条件で1.0%, そのほかのレイノルズ数では0.5%となっている。本研究では $St=0.00$ を定常条件、 $St=0.36$ ($f=3.8$ [Hz]) 条件を非定常条件と称している。

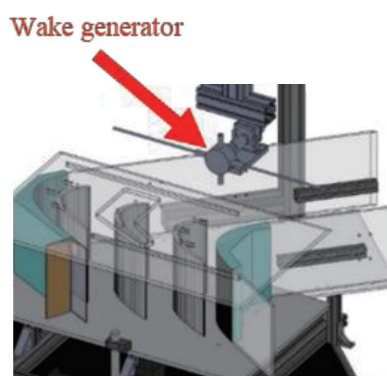


Fig. 1 Test section

2.2 計測機器

2次元PIV計測の際の粒子画像撮影に使用した高速度カメラはPhantom V1210 (Vision Research社) である。レンズにはNikkor 50mm f/1.2とAF-S VR Micro-Nikkor 105mm f/2.8G IF-EDを使用し、前者を使用したPIV計測を「広域計測 (Wide)」, 後者を「詳細計測 (Detailed)」

と称している。シート光にはPIV Laser G15000K (カトウ光研, 波長: 532nm, 最大出力15W, 連続光) を使用している。フォグはSafex Fog Generator 2010 (Dantec Dynamics社) によって導入している (メーカー仕様値におけるフォグの平均粒子径は約1 μm)。粒子変位の算出にはDynamicStudio6.10を使用しており、処理法は再帰的相関法の一つであるAdaptive PIVを採用している。

2.3 実験条件・計測条件

Table 2に本研究における実験条件とサンプリング周波数を示す。サンプリング周波数は、計測領域内において画像間の粒子の最大移動量が6 pixel以下となるよう設定している。これは画像間の粒子移動量5～10pixel⁽⁹⁾の推奨値に準拠している。計測時間は0.6sである。

Table 2 Experimental conditions and sampling frequencies

Steady	Re=100k	Re=130k	Re=170k
Wide	4,500[Hz]	6,000[Hz]	7,500[Hz]
Detailed	22,000[Hz]		
Unsteady	Re=100k	Re=130k	Re=170k
Wide	6,500[Hz]		
Detailed	22,000[Hz]		

2.4 計測上の設定

2.4.1 PIVの座標系 Fig. 2に本計測におけるPIVの座標系を示す。広域計測では翼列の軸方向とPIVの座標軸が一致するようにしている。詳細計測では計測中心位置において、翼面法線方向がPIV座標系のy軸と一致するようにしている。

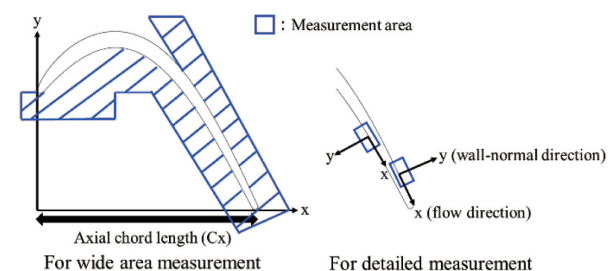


Fig. 2 PIV coordinate systems

2.4.2 検査領域 検査領域IA (Interrogation Area) の形状は広域計測と詳細計測で異なっている。Table 3に検査領域の大きさを示す。広域計測では、流れの方向が大きく変化するため検査領域の形状を正方形型とし、詳細計測では、翼面境界層計測時の空間分解能を上げるために検査領域の高さを縮小した長方形型としている。

Table 3 Interrogation area sizes

Condition	IA	Overlap
Wide	24×24[pixel]	x-wise : 67%, y-wise : 67%
Detailed	24×16[pixel]	x-wise : 67%, y-wise : 50%

長方形型の検査領域は柿原⁽¹⁰⁾により推奨されており、筆者の研究グループでもその効果が確かめられている⁽¹¹⁾。

2.4.3 後流発生装置との同期計測手法

非定常条件では後流発生装置の移動円柱との同期計測を行っている。Fig. 3にその概略を示す。後流発生装置が1回転するごとにトリガー信号が出力されるようになっており、そのタイミングで粒子画像の撮影を開始している。また、トリガーからの遅れ時間等を設定することにより、位相を固定した粒子画像のみを取得することも可能である。その際にはトリガー信号に合わせて粒子画像を2枚ずつ撮影する。本研究では図のように遅れ時間 τ を設定し、速度を取得する位相を変えている。計算負荷を考慮し、Wake通過周期 T を10分割し10位相分を調査している。位相平均に使用したデータ数 N は700である。ここで、2次元速度ベクトル $\mathbf{v}(\mathbf{x}, t)$ の位相平均は次式で定義される。

$$\bar{\mathbf{v}}(\mathbf{x}, t) = \langle \mathbf{v}(\mathbf{x}, t) \rangle = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \mathbf{v}(\mathbf{x}, t + kT) \quad (2)$$

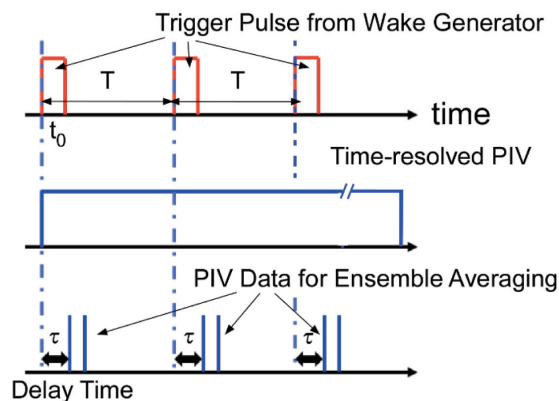


Fig. 3 Synchronous measurement method

2.5 前処理

粒子画像のRawデータにはカメラセンサーのノイズやシート光が翼面反射した影響等が記録されており、それらが粒子変位算出に影響を及ぼすことから、本研究ではそれらの影響を低減すべく以下のような前処理を行っている。

まず、翼部分や計測対象としない領域に対しマスキング処理を行う。次に粒子未投入時の平均画像を作成する。そしてマスキングされた粒子画像と粒子未投入の平均画像の輝度値を差し引くことで、カメラセンサーノイズの影響や翼面におけるシート光反射の影響を低減している。

3. 広域計測の結果と考察

3.1 定常条件

Fig. 4に、定常条件における広域計測面上時間平均流速コンターを示す。無次元化には出口平均流速を使用している。計測範囲は翼前縁部から後縁まで広範囲にわたるが、装置の構造上、負圧面60% C_x 上流の翼面付近の計

測は行っていない。また、計測領域を4分割して計測を行ったため、それぞれの領域で作成されたコンター図を重ねたものをFig. 4としている。分割時の計測領域のオーバーラップは3% C_x から9% C_x である。Fig. 4では正圧面剥離が各レイノルズ数において確認できる。また、Fig. 4には広域計測により得た流速分布を基に推定された正圧面における時間平均の剥離点と再付着点を図に記載している。ただし、広域計測におけるPIVの空間分解能の低さが懸念されたため、正圧面側の再付着点に関しては次節の詳細計測によってさらに調査する。負圧面境界層流れは、粒子画像からは境界層の剥離がすべての条件において確認されているが、広域計測では $Re=100k$ 条件のみ負圧面境界層流れの剥離が確認できた。 $Re=130k$ と $Re=170k$ 条件で剥離が確認できなかった理由は、剥離泡高さが検査領域の大きさよりも小さく、PIV処理における空間平均化により時間平均的に剥離が解像できなかったからだと考えられる。

Fig. 5に $Re=100k$ 条件における正・負圧面上の剥離泡から渦放出が起きている付近でのx-y平面に垂直方向渦度成分（スパン方向渦度成分と称す）瞬時コンターを示す。なお、動画の観測から、正のスパン方向渦度成分のせん断層で特徴付けられる正圧面の剥離泡から生じた渦の多くは、周囲が低速領域であるため剥離泡付近で滞留しており、それらの一部は下流へ移流していく様子が確認された。また、Fig. 4中の破線円内の流速分布からも確認できるように、再付着点付近では剥離せん断層が不鮮明になっているが、これは再付着現象の非定常性に起因するものと考えている。この種の報告は、低圧タービンについては少ない。他方、船崎らの定常条件・低主流乱れ下の可視化研究⁽¹²⁾でも確認されているように、負圧面では剥離泡からの間欠的渦放出が生じていることが確認できる。また、Fig. 5中の後縁近傍拡大図や後述のFig. 16からも確認できるように、負圧面の剥離泡で生じた渦は翼後縁まで移流した後、ベース領域へ回り込むことが確認されている。このことから、定常条件では翼後縁近傍の流れ場には負圧面境界層の剥離泡から生じる渦が翼後縁近傍の流れ場に与えている可能性が高いと考えられるが、広域計測では十分に分析できないため、後述するように詳細計測で再付着点付近の流れ場と後縁近傍の流れ場をより詳しく調査した。

3.2 非定常条件

Fig. 6右側列に非定常条件における時間平均流速コンターを示す。流速の無次元化手法等は定常条件と同じである。Fig. 6左側列の定常条件との比較より、定常条件で確認された剥離せん断層（図中矢印で示す）が、破線楕円で示すようにWake流入により剥離せん断層の存在が不鮮明となり、正圧面剥離が時間平均的に抑制されていることがわかる。

Wakeが流入していく様子やWake流入に起因した現象を確認することを目的として、位相平均による次の量

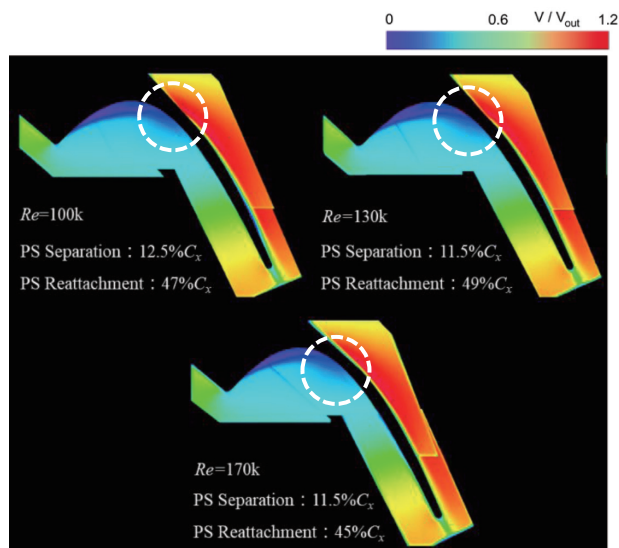


Fig. 4 Time-averaged flow speed contours for three Reynolds number conditions ($St=0.00$)

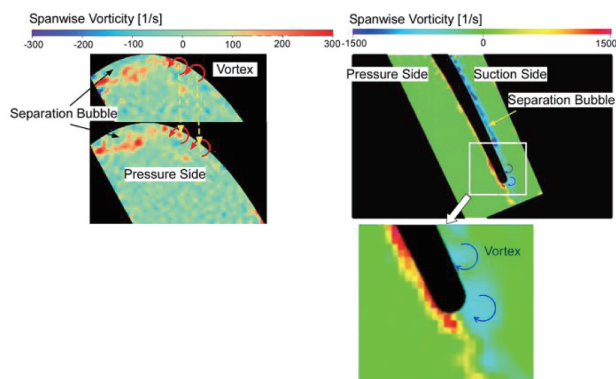


Fig. 5 Instantaneous spanwise vorticity component contours around pressure-side (left) and suction-side (right) separation areas ($Re=100k$, $St=0.00$)

を導入する (Uzun, Hussaini¹³⁾に倣い位相平均2次元乱流運動エネルギー (2DTKE) と称す)。

$$k(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{2} \langle (\mathbf{v}(\mathbf{x}, t) - \bar{\mathbf{v}}(\mathbf{x}, t)) \cdot (\mathbf{v}(\mathbf{x}, t) - \bar{\mathbf{v}}(\mathbf{x}, t)) \rangle \quad (3)$$

Fig. 7に $Re=100k$ での位相平均2DTKEコンターを示す。時刻 t はトリガー信号発生時を0.0とし、Wake通過周期 T で無次元化した t/T で表記する。Fig. 7より、 $t/T=0.1$ で2DTKEが大きい領域が正圧面側剥離領域付近に現れており (図中矢印)、正圧面側におけるWake流入を示唆している。 $t/T=0.3$ では正圧面側の翼面付近をWakeが通過している。 $t/T=0.7$ では負圧面側でWakeが流入し始め、 $t/T=0.8$ では負圧面翼面付近で高2DTKE領域が形成されており、Wakeと負圧面翼面境界層の干渉によって生じたと推測される。なお、 $t/T=0.8$ の2DTKEに僅かな不連続が現れているが、前述のように複数の小領域毎の位相平均のデータをオーバーラップして表示しており、小領域毎に計測開始点の僅かなずれ発生がその理由として考えられる。また、 $t/T=0.7$ では負圧面の後縁付近でTKEが大きい領域が形成されていることがわかる。こ

の時刻では負圧面の後縁付近にWakeが到達していないため、Wakeに直接起因した現象ではないと考えられる。この現象については詳細計測で調査する。

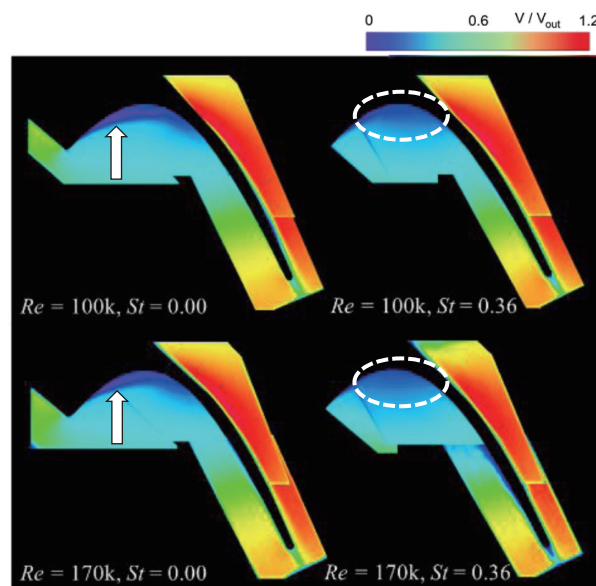


Fig. 6 Time-averaged flow speed contours for two Reynolds number conditions (left ; $St=0.00$ / right ; $St=0.36$)

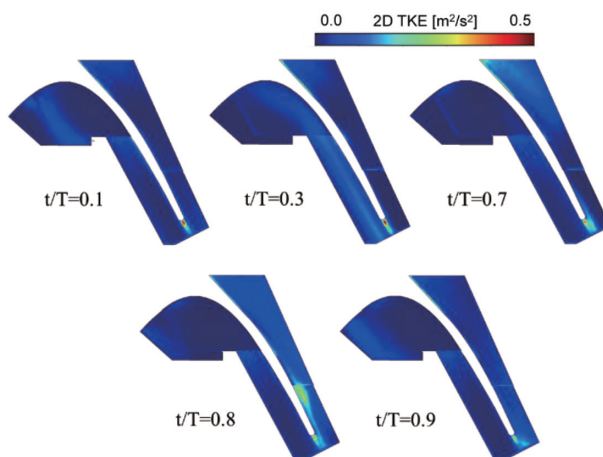


Fig. 7 Phase-locked averaged 2DTKE contours ($Re=100k$, $St=0.36$)

4. 詳細計測の結果と考察

紙面の都合で、詳細計測に関する議論は $Re=100k$ に限定して行う。

4.1 定常条件

4.1.1 剥離再付着点近傍 Fig. 8に詳細計測での対象領域を、Fig. 9に時間平均の無次元流速コンターを示す。座標系は計測域中心の翼面法線方向を y 軸の正とし、正圧面側の粒子画像は上下反転させている。そのため、翼面はコンター図の下側にある黒の領域であることに留意されたい。

詳細計測の結果で得た流速分布Fig. 9 (a)の分析、具体的にはFig. 9に併記したように翼面近傍における速度ベ

クトルの分析から、負圧面境界層の時間平均再付着点は $93.5\%Cx$ に存在すると推定された。再付着点下流は翼面近くの流速が増加している。正圧面側に関しては、正圧面境界層剥離の再付着点はFig. 9 (d)の分析から $48\%Cx$ と推定された。Fig. 4に示す広域計測結果と比較すると、詳細計測時の時間平均再付着点が $1\%Cx$ 下流に位置しており、PIVの空間分解能の違いによって再付着点位置がわずかながらずれたと考えられる。

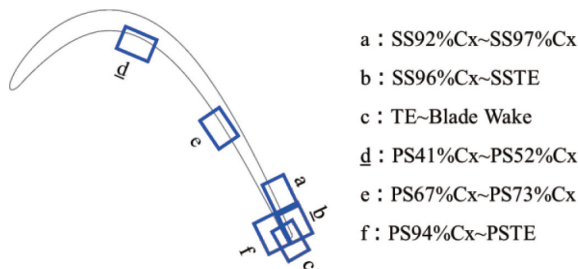
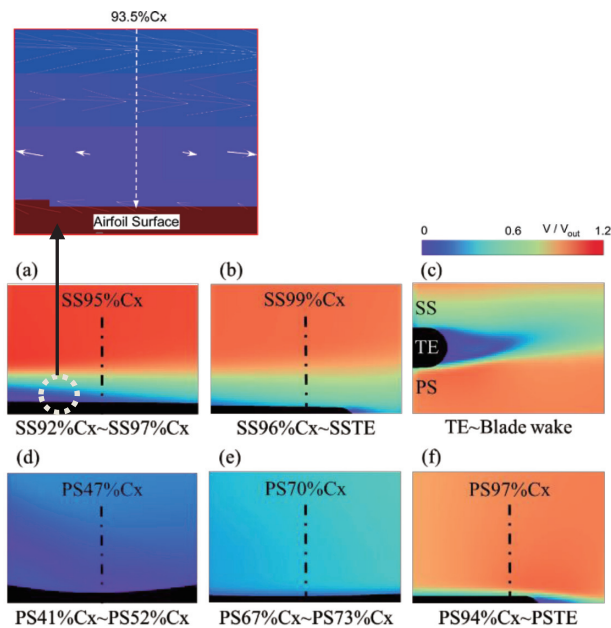


Fig. 8 Detailed measurement area

Fig. 9 Time-averaged flow speed contours (upper: suction side, bottom: pressure side) ($St=0.00$) with an explanatory figure for reattachment point detection

4.1.2 翼面境界層 Fig. 10は正・負圧面合計5カ所における境界層内時間平均流速分布を示しており、縦軸は壁面法線方向距離を翼ピッチで無次元化したものである。横軸の流速については、PS 47% Cx とPS70% Cx に関しては出口平均流速で無次元化しており、それ以外の場所の流速データは境界層外縁の時間平均最大流速で無次元化している。Fig. 11に示す速度RMS分布の無次元化手法も同様である。Fig. 10のSS95% Cx 及びPS47% Cx における壁近傍流速分布は直線的であり、それぞれ再付着点の直下流及び直上流の流速分布の特徴¹⁸⁾を呈している。また、Fig. 11から、負圧面剥離泡の再付着点

下流 (SS95% Cx , SS99% Cx) は、後述するように剥離泡からの渦が移流してくることによって速度RMSが $y/Pitch = 0.02$ 近傍でピークを有しつつ y 方向に高速度RMS領域が成長している。一方、正圧面剥離泡の再付着点近傍 (PS47% Cx) では $y/Pitch = 0.04$ までほぼ一樣な高速度RMS領域が現れ、下流側に速度RMSが減衰している。なお、SS95% Cx の速度RMS分布において、 $y/Pitch = 0.08$ 付近でRMSの増加が見られるが、これはこの高さにおける粒子数が少なかったことによりサブピクセル精度が悪化したことが原因であると考えられる。

前述の負圧面速度RMSに関連する現象を考察するため、Fig. 12にSS99% Cx における流速と境界層積分値の時間履歴を示す。速度は $y/Pitch = 0.02$ のデータである。この計測点は速度RMSがピークに達する位置である。上から順に、流速、排除厚さ、運動量厚さであり、流速は出口平均流速で無次元化している。また、黒の破線は時間平均値を示す。また、この時間平均値から計算した形状係数 H_{12} が図中に記入されている。流速の時間履歴より、時間平均流に対して加減速をもたらす現象、即ち渦が周期的に流入していると考えられる。実際、中洞らの計測¹⁵⁾で負圧面の剥離泡から生じた巻き上がり渦がSS99% Cx に流入していることが示されている。Fig. 13には中洞¹⁶⁾が2DPIV計測した流れ場から時間平均流を差し引いた変動速度場を示す ($Re=170k$)。この図から、回転方向が交番する渦構造が下流側へ移流する状況が確認でき、Fig. 12の流速変動発生を裏付けている。また、それに合わせて排除厚さや運動量厚さも変化している。

Fig. 14にPS97% Cx における流速と境界層積分値の時間履歴を示す。流速は $y/Pitch = 0.006$ (正圧面境界層外縁にほぼ相当) のデータである。流速や境界層積分値の時間履歴を見ると、負圧面で見られたようなスパイク状の変動は発生しておらず、スパン方向渦度成分分布 (Fig. 5) からFig. 13のような二次元的渦放出は発生していない。一方、平均値に対して大きな変動が見られるタイミング ($t=0.1 \sim 0.2$ [s]) が存在する。この現象を調査するため、Fig. 15にPS97% Cx 付近における y 方向流速成分とスパン方向渦度成分コンターを示す。時刻 t はFig. 14における $t=0.00$ と $t=0.15$ に対応している。 $t=0.00$ に比べて $t=0.15$ では翼面近くに y 方向流速が正の領域 (図中では上向き) が流れ方向に広く存在していることがわかる。この様な広範囲にわたって y 方向流速の変化を誘発する事象としては、流れ方向に軸を有する渦 (縦渦) を挙げるができる。実際、村上^(7),17)が行ったLES解析によると、正圧面剥離せん断層から放出された渦は、放出直後に流れ方向に細長い3次元的な渦へ変形し、翼後縁へ移流していく様子が確認されており、本研究でとらえられたこの現象と対応していると考えられる。そして、PS97% Cx における境界層積分値の大きな変動は流れ方向に軸を持つと推測される渦構造の流入が原因であると考えられる。しかし、今回の2DPIVのみ

では縦渦の存在を立証するには不十分であり、測定面を追加するなど更なる調査を行う予定である。

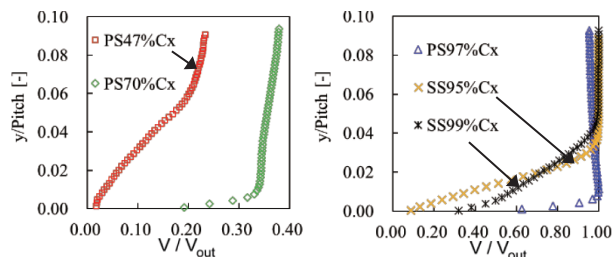


Fig. 10 Time-averaged flow speed distributions ($St=0.00$)

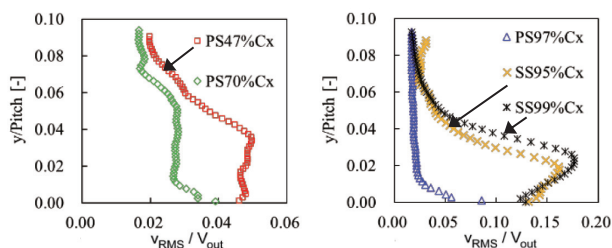


Fig. 11 Time-averaged velocity RMS distributions ($St=0.00$)

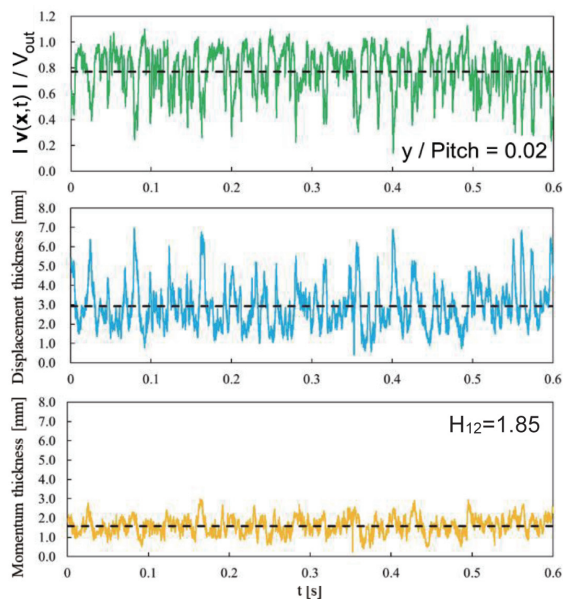


Fig. 12 Time histories of flow speed and boundary layer integrals at SS99%Cx ($St=0.00$)

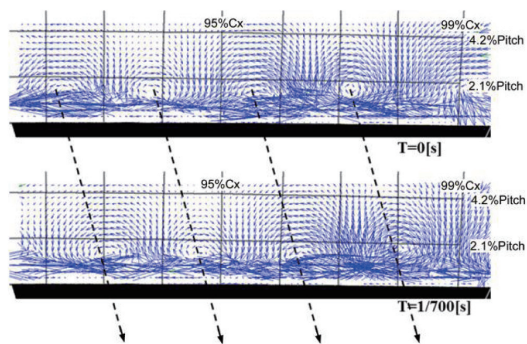


Fig. 13 Fluctuating 2D velocity field over the suction side measured by Nakahora^[15,16] ($Re=170k$, $St=0.00$)

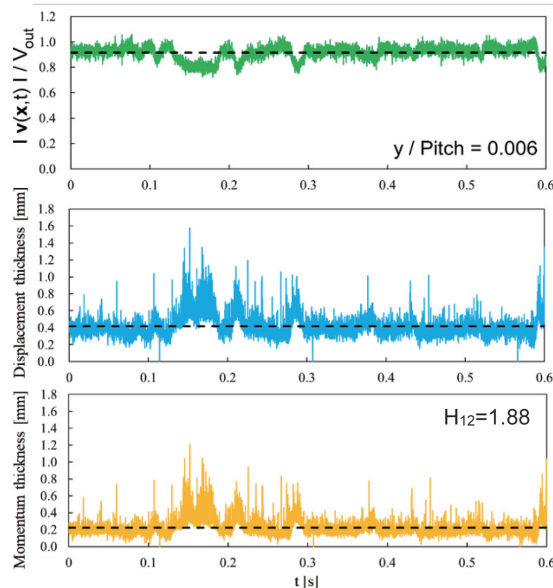


Fig. 14 Time histories of flow speed and boundary layer integrals at PS97%Cx

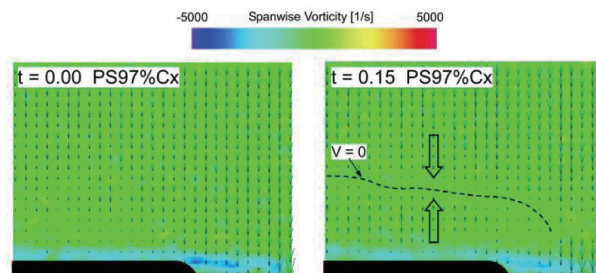


Fig. 15 Instantaneous normal velocity components and spanwise vorticity component contour around PS97%Cx ($St=0.00$)

4.1.3 後縁下流 ベース領域の空間的広がりを理解するため、逆流領域を定義し、それをFig. 16に示す。ここで、逆流とは流れ方向速度が負となる状況を指し、逆流領域は逆流の発生頻度が計測時間の50%以上となる領域とする。また、Fig. 16には逆流頻度50%以上を10%刻みの等高線としても印している。また、図中には時間平均速度場から算出した流線群を示す。この流線群から、ベース領域での再循環は負圧面側にのみ現れていることがわかる。なお、逆流率50%の範囲の下流側への広がり $L_R (=1.33d, d$; 後縁直径)は、時間平均流線から読み取れる翼後縁から下流側よどみ点までの距離とはほぼ一致していることなどから、ベース領域の時間平均的な特徴量抽出は両記述方法で共通していると見なせる。なお、時間平均的な再循環挙動の広がりを示す指標として再循環の中心位置を導入したところ、翼後縁から $36\%L_R (=48\%d)$ 程度であった。

これらの図から、後縁中心を0度、正圧面側を正とした場合、翼後縁上における逆流頻度50%の位置は+40度、-20度に位置することが分かった。また、逆流頻度50%未満の領域は負圧面側後縁部の50%線の上流側及び上部に広がっている一方、正圧面側の逆流頻度50%未満の領

域は50%線とほぼ重なっており、負圧面側後縁での速度変動域が大きく、流線群からも確認されたように後縁中心に対してベース領域での流れ場が非対称的であることを示している。負圧面側での速度変動が大きいのは、動画での観測及びFig. 11～13で確認された負圧面境界層の挙動などから、負圧面剥離泡からの渦が後縁に流入していることに起因していると考えられる。

後述するように、ベース領域での流れ場の非対称性は後縁部での圧力分布に影響する⁽⁸⁾ことから、ベース圧損失は負圧面境界層の挙動との関連性が高い。

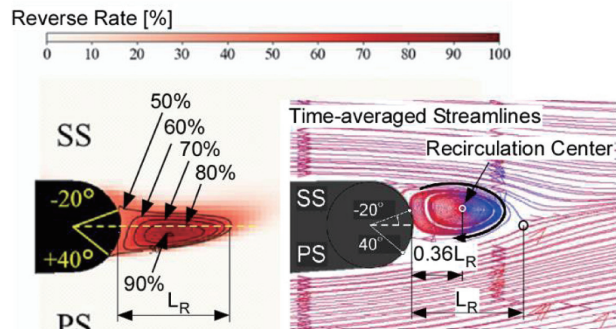


Fig. 16 Reverse flow region downstream of T.E. with time-averaged streamlines ($St=0.00$)

4.2 非定常条件

非定常条件ではWake流入によって剥離が抑制されることや、3.2節で確認されている翼後縁負圧面側での位相平均2DTKEの増減に関する現象を詳細に調査するため、計測領域はFig. 8に示す(b),(c),(f)の3領域とした。

4.2.1 翼面境界層 Fig. 17にSS99% C_x における無次元位相平均流速分布と位相平均速度RMS分布を示す。ここで、 V_{max} は各位相における流速の最大値である。Fig. 18にSS99% C_x における流速と境界層積分値の時間履歴を示す。流速は $y/Pitch=0.07$ のデータである。平板境界層に関する船崎らの研究⁽¹⁹⁾から、Wake通過によるnegative jet効果により流れの加速に続いて減速発生が知られている。この過去の知見とFig. 18の位相平均流速の時間履歴より、SS99% C_x へのWake流入開始時刻は $t/T=0.80$ 前後であることがわかる。これはFig. 17の結果とも対応している。例えば、 $t/T=0.81$ では、計測領域全域の位相平均速度RMSが顕著に増加している。また、排除厚さや運動量厚さはWake通過前後で大きな変化を示し、排除厚さには複数のピークや谷部が発生している。 $t/T=0.10$ から $t/T=0.41$ では壁近傍の位相平均流速が低下していき、位相平均速度RMSも小さくなっていく。位相平均速度RMSは $t/T=0.41$ （図中矢印で示す時刻）で最小となっていることから、この時刻ではWake通過直後に出現するCalm region^{(20),(21),(22)}が存在していることがわかる。 $t/T=0.51$ 以降は位相平均速度の増加と位相平均速度RMSの増加が生じており、Calm regionの崩壊が示唆される。その後の $t/T=0.61, 0.71$ では、位相平均流速

分布や速度RMS分布はFig. 10やFig. 11に示す時間平均の分布に類似したものになっており、Wake通過後境界層が剥離泡を伴う時間平均的な状態に戻ったものと考えられる。Wakeが通過する前に発生している排除厚さのピーク P_1 やそれに続く谷部は、後述するようにこの状態で発生した渦放出現象と関係している。

Fig. 19にスパン方向渦度成分コンターを示す。理解しやすくするため、速度ベクトルを一部に併記している。時刻は図に記載のとおりである。 $t/T=0.61$ では負のスパン方向渦度成分を持った層が翼面付近に形成されている。上述のようにWake通過の影響から回復したこの時刻において剥離泡が存在していることが確認されているため、剥離せん断層と考えられ、速度ベクトルからもそのように理解できる。 $t/T=0.74$ では、SS99% C_x 付近では巻き上がり渦が発生し、下流へ移流していく様子が見られた。 $t/T=0.83$ でも同様である。これらの時刻は排除厚さのピーク値 P_2, P_3 出現の時刻とほぼ一致しており、比較的大きな渦構造の出現が排除厚さの大きな増減を生じさせている。同様な結果がLengani⁽²³⁾らのPIV計測によっても得られており、 $St=0.36$ のようにWake通過周期が比較的大きな条件では、剥離抑制効果はある一方で、Wake間においては剥離泡が再成長し、その影響によって形状係数も増加しているとみられる。

Fig. 20にPS97% C_x における位相平均流速分布と位相平均速度RMS分布を示す。SS99% C_x と比べてWake流入による位相平均流速の変化は小さい。速度RMS分布では時刻によって差が見られており、 $t/T=0.10$ から $t/T=0.40$ にかけてRMSの増加が生じていることから、Wake流入の時刻であると考えられる。また、壁近傍においてRMSが増加しているのは、2.5節で示した前処理を行ったことにより壁近傍の粒子が消失し、サブピクセル精度が悪化したことが原因と考えられる。

Fig. 21にPS97% C_x における流速と境界層積分値の時間履歴を示す。速度は $y/Pitch=0.07$ のデータである。前出の船崎らの研究⁽¹⁹⁾では、正圧面側ではpositive jet効果により負圧面とは逆に減速に続いて加速が発生することが明らかにされており、この知見と位相平均流速の時間履歴から、Wake流入開始時刻は $t/T=0.14$ 付近であることがわかる。この時刻において排除厚さと運動量厚さが比較的大きく増加していることが確認できる。また $t/T=0.4 \sim 0.6$ 付近で排除厚さや運動量厚さの変動が確認できるがWake通過の効果と比して限定的である。

4.2.2 後縁下流 Fig. 22に後縁下流における位相平均2DTKEコンターを示す。この図から、翼後縁下流の流れ場における高2DTKE領域は空間的、時間的に大きく変動していること、また、翼後縁のごく近傍におけるベース領域付近での2DTKEの値は非常に小さいことがわかる。Fig. 5で確認されたように、定常条件では翼後縁正圧面側からせん断層の流出が明確に確認されており、Fig. 22中の $t/T=0.1 \sim 0.4$ （Wake通過の影響

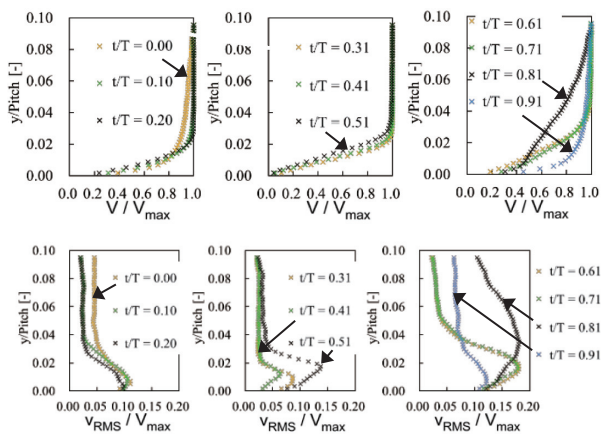


Fig. 17 Phase-locked averaged flow speed and velocity RMS distributions at SS99%Cx ($St=0.36$)

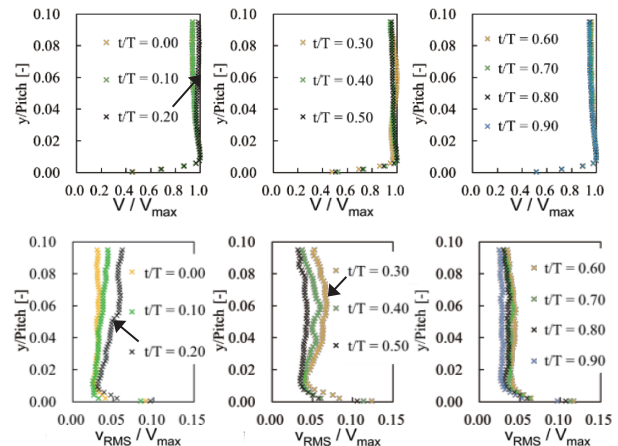


Fig. 20 Phase-locked flow speed and velocity RMS distributions at PS97%Cx ($St=0.36$)

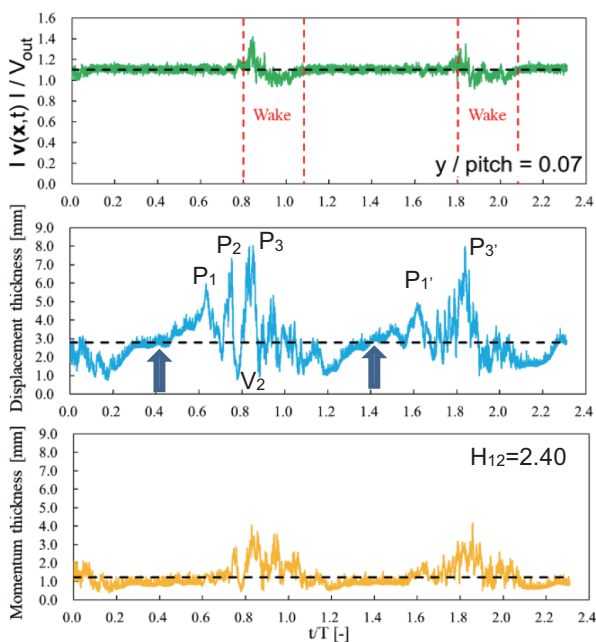


Fig. 18 Time histories of flow speed and boundary layer integrals at SS99%Cx ($St=0.36$)

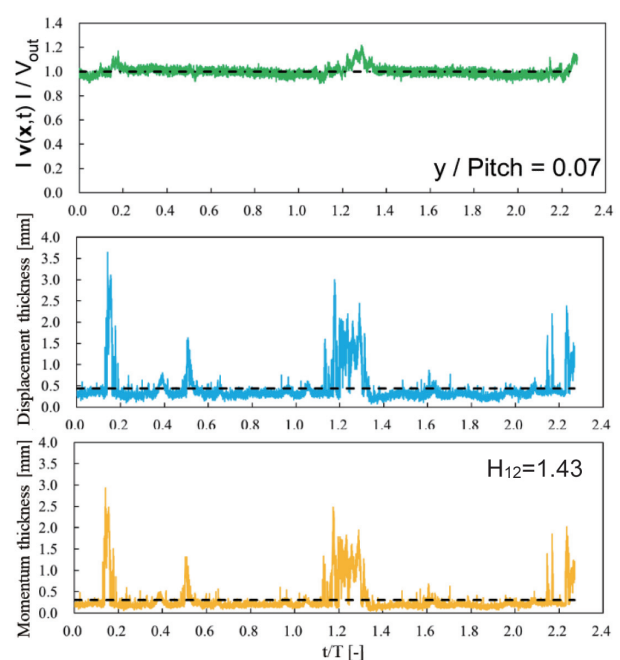


Fig. 21 Time histories of flow speed and boundary layer integrals at PS97%Cx ($St=0.36$)

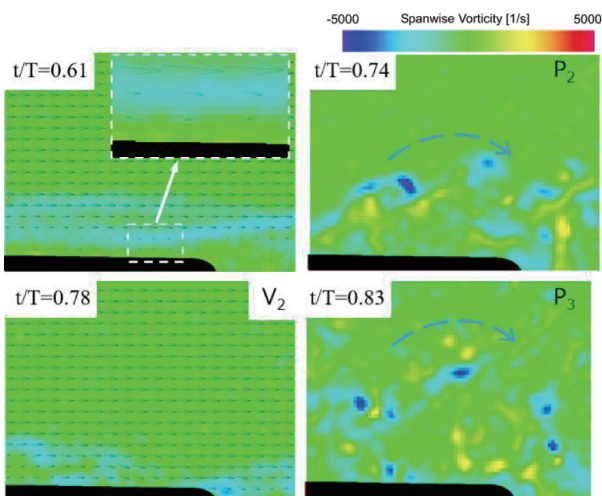


Fig. 19 Instantaneous spanwise vorticity component contours around SS99%Cx ($St=0.36$)

を受けない時刻)で確認された後縁下流の高2DTKE領域は、主として正圧面側の後縁から放出されているせん断層が巻き上がることで生じた渦によるものである。 $t/T=0.50$ から $t/T=0.70$ 付近では、4.2.1節にもあるように、SS99%Cx付近において比較的規模の大きい渦構造が出現している時刻であるため、負圧面側後縁下流で2DTKEが増加している。 $t/T=0.80$ ではWakeがSS99%Cxに到達している時刻であり、図中矢印で示すようにWakeが流入するためベース領域上方負圧面側の2DTKEが増加したと考えられる。

Fig. 23に逆流領域及び時間平均流線群を示す。非定常条件での後縁における逆流頻度50%の位置は定常条件とほぼ同じ結果となった。しかし、逆流領域は流れ方向に拡大している ($L_R=1.77d$) ほか、負圧面側後縁後方の速度変動域は、正圧面側とは対照的に上部側へ拡大して

いることが分かった。また、時間平均流線群から読み取れる負圧面側の再循環の中心位置は、翼後縁から47% L_R (=83% d)と定常条件より更に下流側に移動している。一方、正圧面側の再循環領域が定常条件より拡大し、全体として上下の対称性が生じている。

Fig. 24及びFig. 25に後縁の壁面静圧計測から算出された局所ベース圧係数を示す^{(8),(24)}。ここで、

$$C_{pb}(\theta) = \frac{p_b(\theta) - p_{out}}{1/2\rho\bar{V}_{out}^2}, \quad (4)$$

$p_b(\theta)$: 局所ベース圧, p_{out} : 翼列出口圧力, $\bar{V}_{out}$: 翼列出口速度。局所ベース圧は, Cicatelli, Sieverding⁽²³⁾の研究と同様に静圧孔1つを設けた円柱(直径は翼後縁直径に等しい)を後縁部に取り付け、それを -90° (負圧面側)から 90° (正圧面側)の範囲で 10° ずつ回転させ静圧を計測している。圧力計測には、翼列から少し離れた場所に設置した圧力変換器を用いており、約40秒間の測定値の時間平均から圧力を算出している。逆流領域での局所ベース圧係数の変化の幅は小さく、定常、非定常の両条件での差もほとんどない。一方、負圧面側では局所ベース圧係数が定常条件の値から上昇(回復)しており、結果としてベース圧分布が後縁中心に関して対称性及び平坦性出現したと見なせる。Sieverding, Manna⁽²⁾によれば、低マッハ数流出条件下で翼後縁部での圧力分布が平坦になる理由は、翼後縁からのせん断層の巻き上がりによる渦形成がベース領域から十分離れた場所で行われていることが原因とされている。このことから、定常条件下で観測された負圧面側 $-30^\circ \sim -70^\circ$ の圧力低下は、剥離泡から放出される巻き上がり渦(Fig. 13)が後縁から流出することで、せん断層の早期巻き上がりに相当する効果が現れベース領域に影響を与えたと考えられることができる。また、非定常条件での圧力の回復と平坦性の出現には、前述のように、翼負圧面での剥離泡がWake通過で抑制されることが原因と考えられる。即ち、Fig. 18, 19で確認されたように、Wake通過による剥離泡抑制効果とそれによる巻き上がり渦の発生頻度の減少が関与していると考えられることができる。同様の現象は、Fig. 25に示すように別のレイノルズ数($Re=130k$)でも確認されている。

5. 結言

本研究は航空エンジン用低圧タービン翼での翼面境界層流れと翼後縁近傍(ベース領域)流れ場の関連性を明らかにすることを目的とし、詳細なPIV計測を実施した。その結果、以下のような知見を得た。

(1) 定常条件について 負圧面境界層では剥離が発生しており、剥離泡から発生する渦が翼後縁まで移流し、渦通過に伴い排除厚さや運動量厚さが非定常的に変化している。その結果、負圧面側後縁の速度変動が大きくなった。正圧面境界層では剥離泡からの縦渦と見られる現象の通

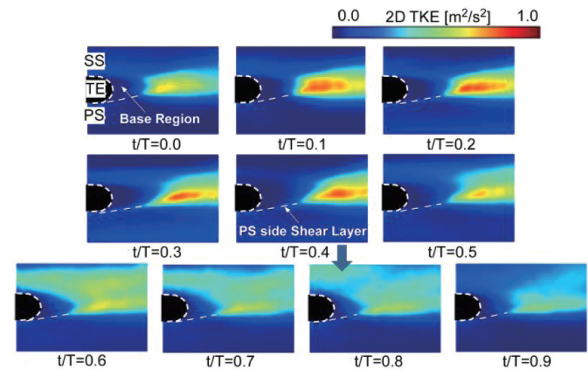


Fig. 22 Phase-locked averaged 2DTKE contours around T.E. ($St=0.36$)

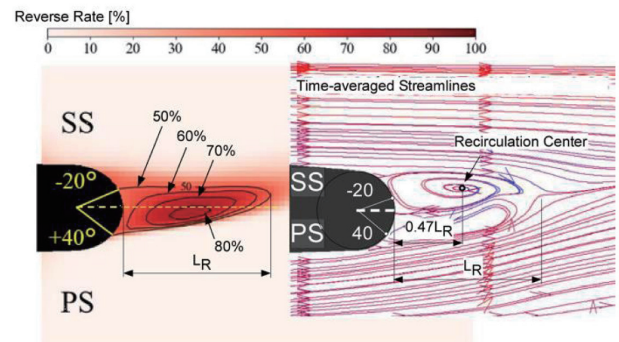


Fig. 23 Reverse flow region downstream of T.E. with time-averaged streamlines ($St=0.36$)

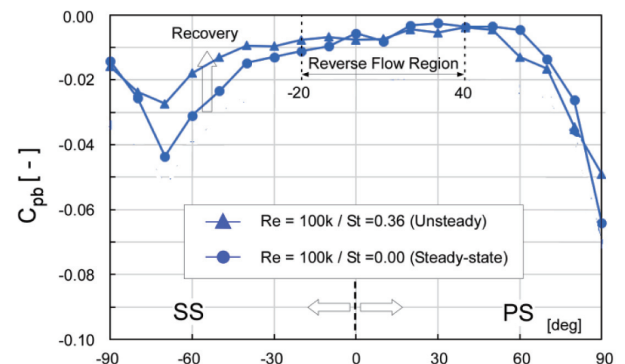


Fig. 24 Base pressure distributions for $Re=100k$ ⁽²⁴⁾

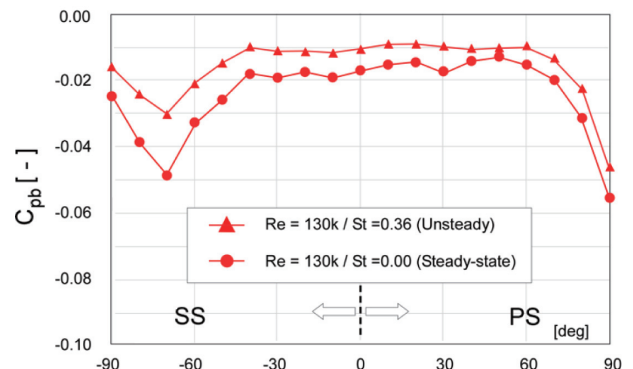


Fig. 25 Base pressure distributions for $Re=130k$ ⁽²⁴⁾

過に伴い排除厚さ等が変化している。しかし、正圧面側後縁の速度変動は負圧面側に比べて小さいことから、正圧面剥離泡からの縦渦によるベース圧損失への影響は小さいと考えられる。また、後縁まわりの静圧分布は後縁中心に関して非対称性を有している。

(2) 非定常条件について 負圧面境界層ではWake通過時やWake通過後に起こる剥離や巻き上がり渦の発生が排除厚さや運動量厚さの変化を引き起こしている。後縁の逆流頻度50%の位置は定常条件と同一であったが、後縁の速度変動はこれら負圧面境界層の挙動の影響を受け、局所ベース圧係数も定常条件の値から上昇（回復）した。その結果、後縁まわりの静圧分布は後縁中心に関して対称性を回復している。

これらの結果から、今回報告した実験条件においては後縁近傍での負圧面境界層の挙動とベース圧損失は関連性が高いと考えられる。

今後の展望として、レイノルズ数や主流乱れ、ストローハル数を変更した試験を行うほか、正圧面側前縁近傍での剥離点近傍の流れ場及びそれに起因する流動現象等を調べていく計画である。

参考文献

- (1) Denton, J. D. Loss Mechanisms in Turbomachines, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 115 (1993), pp. 621-656.
- (2) Sieverding, C. and Manna, M., A Review on Turbine Trailing Edge Flow, International Journal of Turbomachinery Propulsion and Power, Vol. 5 (2) (2020).
- (3) Parra, J., et al., Trailing Edge Thickness Impact on the Profile Losses of Highly Loaded Low Pressure Turbines Blades, ASME Paper, GT2016-57955 (2016).
- (4) Furukawa, J., Hamabe, M. and Funazaki, K., The Difference of Down-stream Mixing Loss due to the Trailing Edge Configuration, ISABE-2017-22613, 2017.
- (5) Zhou, C., Hodson, H. and Himmel C., The Effects of Trailing Edge Thickness on the Losses of Ultra-High Lift LP Turbine Blades, ASME Paper, GT2013-94029 (2013).
- (6) Funazaki, K. et al., A Novel Method for Improvement of Aerodynamic Performance of Highly Loaded LP Turbine Airfoils for Aeroengines, ASME Paper GT2013-94745 (2013).
- (7) 村上大地他, 航空エンジン用高圧タービン翼の高効率化に関する研究（翼厚みが正圧面剥離及び空力性能に与える影響）, ターボ機械, Vol. 45-11 (2017), pp. 687-698.
- (8) 藤田優輔, 船越亮, 谷口英夫, 船崎健一, 航空機エンジン用低圧タービン翼のベース領域に関する研究, 日本機械学会2018年度年次大会 (J0550103), (2018).
- (9) 可視化情報学会編, PIVハンドブック, 第2版 (2018), p119, 森北出版.
- (10) 榊原潤, PIV基礎, 第29回可視化フロンティア「PIV講習会2017-2 (東京)」資料, (2017).
- (11) 相馬天斗他, 剥離・再付着を伴う境界層速度計測における熱線プローブ挿入の影響について, 日本機械学会第97期流体工学部門講演会 (2019).
- (12) 船崎健一, 谷口英夫, 斎藤拓, 酒井宏, 剥離を伴う航空エンジン用低圧タービン翼面境界層の遷移挙動に関する研究, ながれ, Vol. 30 (2011), pp. 479-487.
- (13) Uzun, A. and Hussaini, M.Y., An Application of Delayed Detached Eddy Simulation to Tandem Cylinder Flow Field Prediction, Computers & Fluids, Vol. 60 (2012), pp. 71-85.
- (14) 船崎健一, 山田和豊, 田中望, 千葉康弘, 航空エンジン用低圧タービン翼面上剥離境界層に与える主流乱れの効果に関する研究, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 38, No. 2 (2010), pp. 47-54.
- (15) 中洞秀明, 船崎健一, 谷口英夫, 佐藤克紀, 熱線流速計と流れの可視化を用いた航空エンジン用低圧タービン翼面上における剥離を伴う境界層遷移に関する研究, 日本機械学会東北支部第50期総会・講演会 (2015).
- (16) 中洞秀明, 航空エンジン用低圧タービン翼面上における境界層乱流遷移現象に関する研究, 岩手大学修士論文 (2015).
- (17) 村上大地, 航空エンジン用低圧タービン翼の空力性能に関するパラメトリック解析（実機環境を想定した空力損失の評価及び損失メカニズムの解明）, 岩手大学修士論文, (2018).
- (18) Rinoue, R., Shirai, Y. and Sunada, Y., Behavior of Separated and Reattaching Flow Formed over a Backward Facing Step, Transaction of Japan Society of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 45, No. 147, (2002), pp. 20-27.
- (19) 船崎健一, 北澤貴, 渡邊喬, 周期的後流による境界層強制遷移に関する研究（後流通過に伴う速度変動の効果）, 日本機械学会論文集 (B編), Vol. 61, No. 583, (1995), pp. 874-881.
- (20) Stieger, R. D. et al., The Transition Mechanism of Highly-Loaded LP Turbine Blades, ASME paper, GT2003-38304, (2003).
- (21) Stieger, R. D. et al., Unsteady Surface Pressures Due to Wake-Induced Transition in a Laminar Separation Bubble on a Low-Pressure Cascade, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 126, (2004), pp. 544-550.
- (22) 船崎健一, 田中望, 菊池護, 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）, 日本機械学会論文集 (B編), Vol. 74, (2008), pp. 41-50.
- (23) Lengani, D. et al., Recognition of Structures Leading to Transition in a Low Pressure Turbine Cascade: Effect of Reduced Frequency, ASME paper, GT2019-91222, (2019).
- (24) 藤田優輔, 航空機エンジン用低圧タービン翼のベース領域に関する研究, 岩手大学大学院修士論文 (2020).
- (25) Cicatelli, G., Sieverding, C.H., The Effect of Vortex Shedding on the Unsteady Pressure Distribution around the Trailing Edge of a Turbine Blade, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 119 (1997), pp. 810-819.