┃技術論文 ┣━

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 一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

山﨑 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

	原稿受付 202	21年1月20日
	査読完了 202	21年8月27日
¥ 1	岩手大学大学	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
k 3	(株)IHI	
	₹235-8501	横浜市磯子区新中原町1番地

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 の剝離泡やその後方への非定常的な渦放出(6)また,正圧 面での剝離からの縦渦放出⁽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。

主な記号

Table 1 Main symbols

C:翼コード長 [m]	T:Wake通過周期 [s]
<i>Cx</i> :軸コード長 [m]	Tu:主流乱れ度 [%]
C _{pb} :ベース圧力係数[-]	v (x , <i>t</i>):速度ベクトル [m/s]
k:2次元乱流運動エネルギ [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。

fC fC	(-)
$St = \frac{1}{12}$	(1)
V _{in}	

ここで、*Vin*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 μ m)。粒子変位の 算出にはDynamicStudio6.10を使用しており、処理法は 再帰的相関法の一種である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6pixel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]		7,500[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。



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	$24 \times 16[\text{pixel}]$	x-wise : 67%, y-wise : 50%	

長方形型の検査領域は榊原^w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^{uu}。

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 $v(\mathbf{x},t)$ の位相平均は 次式で定義される。

$$\tilde{\mathbf{v}}(\mathbf{x},t) = \left\langle \mathbf{v}(\mathbf{x},t) \right\rangle = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^{N} \mathbf{v}(\mathbf{x},t+kT)$$
(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%*Cx*上流の翼面付近の計 測は行えていない。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%Cxから9%Cxである。Fig. 4では 正圧面剝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剝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剝離がすべての条 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剝離が確認できた。Re=130k とRe=170k条件で剝離が確認できなかった理由は、剝離 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剝離が解像できな かったからだと考えられる。

Fig. 5にRe=100k条件における正・負圧面上の剝離泡 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剝離泡から生じた渦 の多くは、周囲が低速領域であるため剝離泡付近で滞留 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、再付着点付近では剝離せん断層が不 鮮明なっているが、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 では剝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、負圧面の剝離泡で生じた渦 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剝離泡から生じる渦が翼 後縁近傍の流れ場に影響を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 で確認された剝離せん断層(図中矢印で示す)が,破線 楕円で示すようにWake流入により剝離せん断層の存在 が不鮮明となり,正圧面剝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, Hussaini¹³³に倣い位相平均2次元乱流 運動エネルギー (2DTKE) と称す)。

$$k(\mathbf{x},t) = \frac{1}{2} \left\langle \left(\mathbf{v}(\mathbf{x},t) - \tilde{\mathbf{v}}(\mathbf{x},t) \right) \cdot \left(\mathbf{v}(\mathbf{x},t) - \tilde{\mathbf{v}}(\mathbf{x},t) \right) \right\rangle$$
(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剝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 剝離再付着点近傍 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べ

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 圧面境界層剝離の再付着点は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¹⁸⁸を呈し ている。また, Fig. 11から,負圧面剝離泡の再付着点 下流(SS95%*Cx*, SS99%*Cx*)は、後述するように剝離 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,正圧面剝離泡の再付着点近 傍(PS47%*Cx*)ではy/*Pitch* =0.04までほぼ一様な高速 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H12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で負圧面の剝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 には中洞⁶⁶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) からも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*=0.1~0.2 [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)を挙げることができる。実際,村上(7),17)が 行ったLES解析によると、正圧面剝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. 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^{(IS),IIG} (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)

後縁下流 ベース領域の空間的広がりを理解す 4.1.3 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,負圧面剝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。

Reverse Rate [%]



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流入によって剝離が抑制される 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%*Cx*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、Vmaxは各位相における流速の最大値である。Fig. 18にSS99%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=0.07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%Cx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 層が剝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P₁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 おいて剝離泡が存在していることが確認されているた め、剝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%Cx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P2, P3出現の時刻とほぼ一致しており、比 較的規模の大きい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Lengani²³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 期が比較的大きい条件では、剝離抑制効果はある一方で、 Wake間においては剝離泡が再成長し、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%Cx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%Cx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%*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=0.07のデータである.前出の船崎らの研究¹⁹⁹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 ~ 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. 18 Time histories of flow speed and boundary layer integrals at SS99%*Cx* (*St*=0.36)



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



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

t/T [-]

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により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,

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

 $p_b(\theta)$:局所ベース圧, p_{out} :翼列出口圧力, \overline{V}_{out} :翼列 出口速度。局所ベース圧は、Cicatelli, Sieverding²³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 坦性が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°~-70°の圧力低下は, 剝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,翼負圧面での剝離泡が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通過による剝離泡抑 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 負圧面境界層では剝離が発生しており、剝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。 正圧面境界層では剝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)

Reverse Rate [%]



Fig. 23 Reverse flow region downstream of T.E. with timeaveraged streamlines (St=0.36)





- 59 -

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 圧面剝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通過後に起こる剝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 傍での剝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

- 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(翼厚みが正圧面剝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, 剝離・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,剝離を伴う航空 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剝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 面上における剝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.
- (2) 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 th Unsteady Pressure Distribution around the Trailing Edge of a Turbine Blade, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 119 (1997), pp. 810-819.