

超高負荷直線タービン翼列内の流れに関する 研究：入射角および翼端間隙の影響

石井, 公二 / ISHII, Koji

(出版者 / Publisher)

法政大学大学院理工学・工学研究科

(雑誌名 / Journal or Publication Title)

法政大学大学院紀要. 理工学・工学研究科編 / 法政大学大学院紀要. 理工学・工学研究科編

(巻 / Volume)

55

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

7

(発行年 / Year)

2014-03-24

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00009912>

超高負荷直線タービン翼列内の流れに関する研究 - 入射角および翼端間隙の影響 -

INVESTIGATION OF FLOW IN ULTRA-HIGHLY LOADED LINEAR TURBINE CASCADE
-EFFECTS OF INCIDENCE ANGLE AND TIP-CLEARANCE-

石井公二

Koji ISHII

指導教員 辻田星歩 教授

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

An increase of turbine blade loading by the increase of turning angle makes it possible to reduce the numbers of the blades and the stages, and consequently to decrease the size and the weight of gas turbine. However, the aerodynamic performance of turbine cascade may be decreased significantly by the strengthened secondary flow. In this study, the oil-flow visualization, the blade surface static pressure measurements and the detailed internal flow measurements by using the 5-hole Pitot tube were performed for the ultra-highly loaded turbine cascade with turning angle of 160 degree in order to clarify the effects of incidence angle and the existence of tip-clearance on the flow in the cascade. The present experimental results showed that the increase of incidence angle strengthens the horseshoe vortex and passage vortex, and expands the high loss region at the downstream of turbine cascade, but does not so influence the formation of leakage vortex.

Key Words : Turbine Cascade, High-Loading, Incidence Angle, Tip-clearance

1. 緒論

ガスタービンの性能向上において、その主要構成要素の一つであるタービン段の空気力学的性能の向上は効果的な方法となりうる。その具体的な方法の一つにタービン翼の轉向角の増加による高負荷化がある。タービン翼の高負荷化は、従来型のものに比べて一枚当たりの翼から取り出せる負荷が大きくなるため、翼枚数や段数を削減でき、装置全体の軽量化や小型化を可能にする。これは、特に重量の削減が至上課題とされるジェットエンジンにおいては、非常に大きな利点となる。また、ガスタービンの効率を向上させる上で、タービン入口での燃焼ガス温度(TIT)の高温化は最も有効な方法であるが、コストの面も考慮して一般的に使用されている材料の耐熱温度は 1000°C程度である。したがって、TIT をこの温度以上に上昇させるにはタービン翼表面の冷却や遮熱コーティングなどを施すことが必要となる。しかし、特に空気冷却法に属するフィルム冷却では、翼の表面から噴き出した冷却空気が主流と混合することにより損失を増加させる。タービンの翼枚数や段数の削減は冷却空気流量の低減にも繋がるため、タービン翼の高負荷化はこの混合損失の増加の抑制にも有効な手段として期待される。

一方で、タービン翼の高負荷化は翼間圧力勾配を増大させるため、Endwall 上の二次流れが増強し、翼列の空気力学的性能が著しく低下する可能性がある。また、実機のタービン翼列においては、運転条件に応じた流量や回転数の変化により入射角が変化するため、設計点を外れた条件下の空気力学的性能の低下量も極力小さくする必要がある。さらに、タービン動翼列では翼面圧力差により翼先端とケーシング壁面間の間隙部を通過する流れが発生し、それが主流と干渉することにより流れ渦を形成し、損失を増加させる。高負荷化による翼面圧力差の増加は流れ渦を増強するため、これに起因する損失は従来型のタービン翼に比べて増加すると考えられる。したがって、設計点から非設計点の作動域において高い空気力学的性能を維持したままタービン翼を高負荷化するには、轉向角の増加が流れ渦を含む翼列内の二次流れの挙動および損失生成機構に及ぼす影響を明らかにする必要がある。

本研究では究極ともいえる轉向角 160° を有する超高負荷タービン翼列を対象に、入射角の変化と翼端間隙の存在が二次流れの挙動と損失生成機構に及ぼす影響について、直線翼列試験装置を用いた油膜法による可視化実験、翼面静圧の測定および5孔ピトー管を用いた翼列内部流動測定

により調査した。

2. 供試翼形状および試験装置

本研究で使用した供試翼の形状を図1に、その主な仕様を表1に、また試験装置の概略図を図2に示す。供試翼はスパン方向に翼断面形状が一樣な二次元翼であり、翼流入角 α_1 と翼流出角 α_2 はともに 80.0° である。また、Tip 側で厚さ 2mm のスペーサーを着脱することで翼端間隙を設定した。したがって、翼端間隙が存在する場合のその高さは、翼高さ H の2%である。試験装置は吸い込み型風洞であり、翼列軸方向と入口案内板がなす角度 β_i を流入角、翼列軸方向と出口案内板がなす角度 β_o を流出角とした。また、両案内板はそれぞれ β_i および β_o を任意の角度に設定可能な構造になっており、本試験装置における設計流入角 β_{id} は 80.0° である。

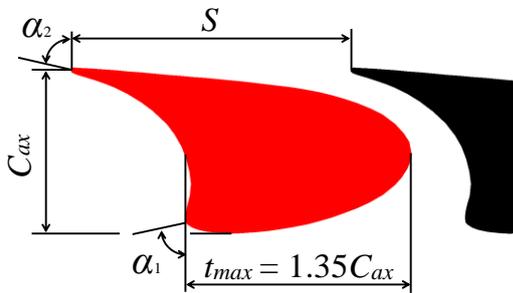


Fig.1 Test blades

Table 1 Major specifications of blade

Number of blades	N	8
Chord length	C (mm)	80.0
Axial chord	C_{ax} (mm)	68.5
Blade span	H (mm)	100.0
Blade pitch	S (mm)	114.28
Aspect ratio	H/C	1.3
Pitch-chord ratio	S/C	1.4
Inlet metal angle (deg. from axial direction)	α_1 (deg.)	80.0
Outlet metal angle (deg. from axial direction)	α_2 (deg.)	80.0
Turning angle	(deg.)	160.0

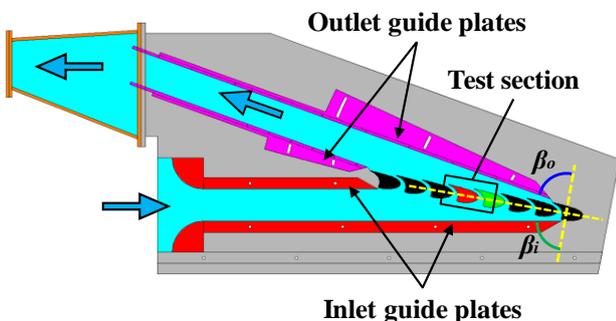


Fig.2 Test wind tunnel

Table 2 Inlet conditions

Incidence angle i (deg.)	Inlet angle β_i (deg.)	Inlet velocity (m/s)
-2.0	78.0	29.23
0.0	80.0	35.00
+3.0	83.0	49.90

3. 実験方法

3. 1 実験条件

本研究では、入口案内板の設定角度 β_i を変化させることにより入射角 $i (= \beta_i - \beta_{id})$ を設計入射角 ($i = 0.0^\circ$) および2種類の非設計点の入射角 $i = -2.0^\circ$ と $i = +3.0^\circ$ に設定して実験を行った。表2に各入射角に対する翼列上流での設定流速を示す。入射角の変化に伴い入口案内板間の流路断面積が変化するため、すべての入射角において流量が同一になるように翼列上流の入口流速を設定した。出口案内板の設定角度は、超高負荷直線タービン翼列風洞における設計入射角 $i = 0.0^\circ$ での数値解析[1]により見積もられた自然流出角 83.5° に設定し、すべての入射角で同一とした。また、すべての入射角において軸方向翼弦長と翼列下流における流速から算出したレイノルズ数は約 2.5×10^5 である。

3. 2 油膜法による可視化実験

各入射角における油膜の配合比を表3に示す。油膜法による可視化に用いた油膜は、二酸化チタン、流動パラフィン、オレイン酸を配合して生成した。入射角ごとに流入速度が異なることを考慮し、低運動エネルギー領域を含む全測定範囲で流跡線が明確に現れることを考慮して配合比を調整した。この油膜を図2に示す測定領域内の翼表面および Endwall (以下 EW) に均一に塗布し、約1時間送風機を運転した後、形成された流れのパターンをデジタルカメラで記録した。

3. 3 翼面静圧の測定

翼面静圧測定用の翼を図3に示す。同翼を図2に示す測定領域内に取り付けて翼面静圧の測定を行った。翼には25点×6列(A~F列)、計150点の直径0.5mmの静圧孔が翼面に垂直にあけられている。

3. 4 5孔ピトー管による内部流動測定

5孔ピトー管を翼列内に挿入し、自動トラバースさせることによって翼列内部流動の測定を行った。5孔ピトー管はステップモータにより、スパン方向とピッチ方向への移動およびヨー方向への回転が可能であり、これらの作動を測定用コンピュータで制御することで自動計測を行った。内部流動の測定は図2に示す赤色と緑色の翼の翼間流路において、図4に示す7断面で行った。各測定断面の軸方向位置および測定点数を表4に示す。ここで、 Z/C_{ax} は前縁を原点に持つ翼列軸方向無次元距離である。また、翼列下流における測定断面のピッチ方向位置は、数値解析結果を参考に流れの周期性を考慮して、出口案内板上の境界層による影響の少ない位置に設定した。

3. 5 翼列入口境界層

図5に前縁から上流側の $Z/C_{ax} = -0.3$ におけるミッドピッチでの主流速度 V のスパン方向分布を各入射角に対して示す。ここで Y/H は Hub 壁を原点とするスパン方向無次元距離である。また、同分布の境界層厚さ、排除厚さおよび運動量厚さを表5に示す。

Table 3 Compounding ratio of medicine

Incidence angle i (deg.)	Painted point	Titanium dioxide : Liquid paraffin : Oleic acid
-2.0	Blade surface	1 : 1 : 1
	Endwall	1 : 3.0 : 1
0.0	Blade surface	1 : 1 : 1
	Endwall	1 : 2.4 : 1
+3.0	Blade surface	1 : 1 : 1
	Endwall	1 : 1.8 : 1

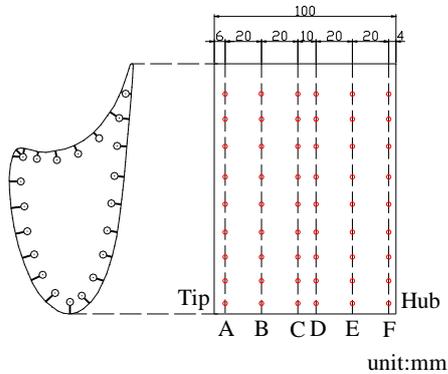


Fig.3 Static pressure taps on blade surface

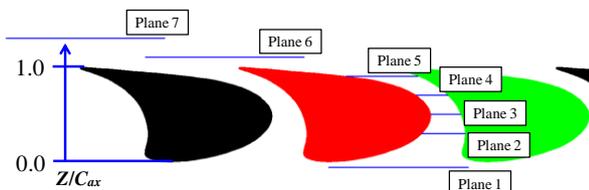


Fig.4 Measured planes

Table 4 Measured positions

Plane	Z/C_{ax}	Measured point		
		Pitch	Span	Total
1	-0.06	30	47	1410
2	0.30	24	49	1176
3	0.50	14	49	686
4	0.70	18	49	882
5	0.90	28	49	1372
6	1.10	41	35	1435
7	1.30	41	35	1435

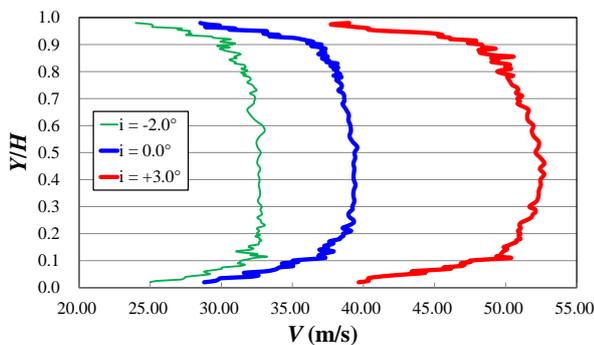


Fig.5 Inlet boundary layer profiles

Table 5 Inlet boundary layer parameters

	Incidence angle i (deg.)	Hub	Tip
Boundary layer thickness (mm)	-2.0	15.5	25.0
	0.0	22.0	34.0
	+3.0	25.0	34.0
Displacement thickness (mm)	-2.0	2.00	3.55
	0.0	3.61	3.81
	+3.0	3.39	4.19
Momentum thickness (mm)	-2.0	1.73	3.08
	0.0	3.06	3.25
	+3.0	2.90	3.59

4. データ解析方法

翼面静圧係数 C_{ps} は翼面静圧 P_s (ゲージ圧) と測定時の大気圧 P_a を用いて次式により定義した。

$$C_{ps} = P_s / P_a \quad (1)$$

また、全圧損失係数 C_{pt} を次式により定義した。

$$C_{pt} = (P_a - P_t) / (0.5 \cdot \rho \cdot V_{m,7}^2) \quad (2)$$

ここで、 P_t は測定全圧、 $V_{m,7}$ は翼列下流断面 Plane7 での断面質量平均流速、 ρ は作動流体の密度である。

5. 実験結果および考察

5. 1 翼端間隙が存在しない場合の入射角の影響

5. 1. 1 油膜法による可視化結果

図 6~9 に油膜法による可視化結果を示す。図 6 が圧力面、図 7 が Hub 側 EW、図 8 が負圧面転向部付近、図 9 が負圧面後半部付近の可視化結果である。図中の LE は翼前縁部(Leading edge), TE は翼後縁部(Tailing edge), MS は翼高さ中央(Midspan), PS は圧力面(Pressure surface), SS は負圧面(Suction surface)を示している。

設計点($i = 0.0^\circ$)における翼列内の流れの挙動について考察する。図 6 (b)より圧力面の翼前縁付近から両 EW へ向かう流れが確認できる。これは馬蹄形渦の発生によるものであると考えられ、翼列に流入してきた流れが前縁付近に衝突することで、低運動エネルギー流体側の両 EW へ向かって流れたことを示している(図 6 (b)中赤色矢印)。図 7 (b)より翼前縁付近から隣接翼負圧面に向かって黒い筋状の線(図 7 (b)中水色破線内)が確認できる。これは先に述べた翼前縁付近で発生した馬蹄形渦によるはく離線である。また、このはく離線の上流側によどみ領域が存在しており、さらにその上流側ではよどみ領域に沿って流れが分岐している。これは流入境界層のはく離線であり、この分岐点付近に圧力面側と負圧面側に分かれる馬蹄形渦のサドルポイントが存在すると考えられる。翼間流路内では翼間圧力勾配により圧力面から負圧面に向かう横断流が確認でき、翼前縁付近で発生した馬蹄形渦はこの横断流により、隣接翼の負圧面に向かって流れていることが分かる。図 8 (b)より翼負圧面転向部付近から、両 EW から MS へ向かう流跡線が確認できる。これは横断流により翼負圧面に移動した馬蹄形渦が翼負圧面上に巻き上がったことによ

り生じたものであると考えられる。また、図 9(b)の負圧面後半部の結果から馬蹄形渦の巻き上がりによる流跡線はさらに MS 方向へ近づいていることが分かる。これは流路渦によるものであると考えられる。流路渦は EW 上の低運動エネルギー流体が翼間圧力勾配により圧力面から負圧面に向かって流れ、負圧面上を巻き上がることにより発生する。そのため馬蹄形渦のはく離線の下流で発達した端壁境界層が翼間圧力勾配により負圧面に到達する転向部付近から流路渦は発生し、下流に向かうにしたがって MS に対して対称に Tip 側と Hub 側で逆方向に回転する一対の渦を形成する。また流路渦は馬蹄形渦と回転方向が同一であるため、融合しながら下流へ進んで行くと考えられる。

つぎに各入射角の結果を比較することにより、入射角の変化が馬蹄形渦および流路渦の挙動に及ぼす影響について考察する。図 6 より圧力面上では入射角の増加に伴い、前縁付近で両 EW に向かって流れる領域が拡大するとともに、その両 EW への流跡線の角度が大きくなっていることが分かる(図 6 中赤色矢印)。これは入射角の増加により馬蹄形渦が増強したためと考えられる。図 7 の EW 上では、すべての入射角において同様の流れの様相を呈しており、馬蹄形渦によるはく離線、よどみ領域、流入境界層のはく離線が確認できる。しかし、入射角の増加に伴って圧力面から負圧面へと向かう横断流の負圧面に交差する角度が増大しており、また、馬蹄形渦のはく離線がより上流側で隣接翼負圧面に到達していることから、翼間流路内の圧力勾配は増強していると考えられる。図 8 の負圧面転向部付近の結果から、入射角の増加に伴い両 EW から MS へ向かう流跡線の角度が増加している。これは入射角の増加に伴い圧力面から負圧面に向かう横断流が増強したことで馬蹄形渦の巻き上がりが強くなったと考えられる。図 9 より翼負圧面後半部でも、入射角の増加により、流路渦による流跡線の MS への移動距離が増加している。これは先に示したように、入射角の増加に伴い圧力面から負圧面に向かう横断流が増強したことで流路渦が増強したと考えられる。

以上の結果から、入射角の増加は翼間流路内の圧力勾配を増強し、馬蹄形渦および流路渦を増強させることが分かる。

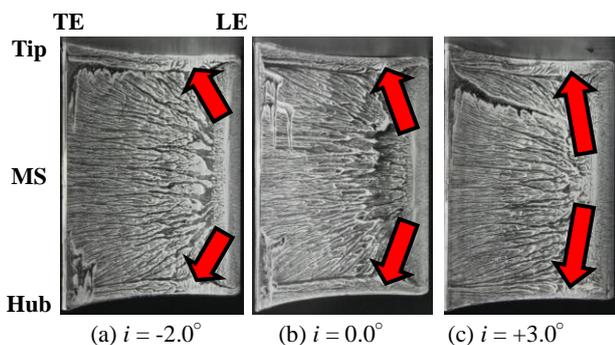


Fig.6 Oil flow visualization on blade pressure surface without tip-clearance

5. 1. 2 翼面静圧の測定

図 10 に各入射角に対する Midspan 近傍 D 列の翼面静圧係数 C_{ps} の軸方向分布を示す。

図 10 に示す C_{ps} 分布から、すべての入射角において翼圧力面側前半部付近($Z/C_{ax}=0.15$)で C_{ps} が最大値をとっており、流入してきた作動流体が翼に衝突することで生じるよどみ点が同位置に存在していることが分かる。前縁よどみ点から負圧面にかけての領域における C_{ps} 分布を比較すると、入射角の増加により同領域での C_{ps} の低下率が増加している。よどみ点が翼前縁の圧力面側に存在していることによって、圧力面から翼前縁を周って負圧面に向かう流れが生じるため、その流れが局所的な C_{ps} の低下を引き起こすと考えられる。さらに、入射角が増加すると流入速度も増加するためその低下率が大きくなる。このような負圧面前半部での局所的な C_{ps} の低下に加えて、入射角の増加に伴い翼間流路入口付近における一翼間流路あたりの流路幅の拡大率が增大することにより、軸方向の逆圧力勾配が強くなっている ($Z/C_{ax}=0.0\sim 0.3$)。さらに、この流路幅の拡大率の増大に伴う減速率の増大により、EW 上での境界層の発達を促進され、油膜法の結果で見られた馬蹄形渦および流路渦の増強を引き起こすと考えられる。

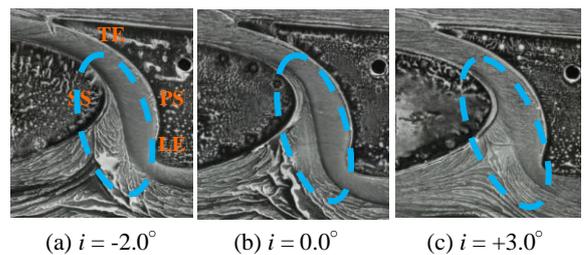


Fig.7 Oil flow visualization on endwall without tip-clearance

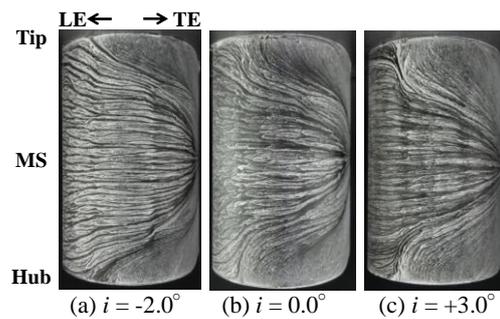


Fig.8 Oil flow visualization on blade suction surface(1) without tip-clearance

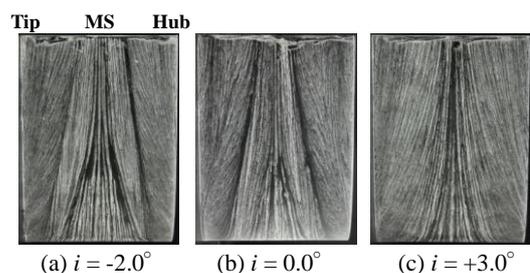


Fig.9 Oil flow visualization on blade suction surface(2) without tip-clearance

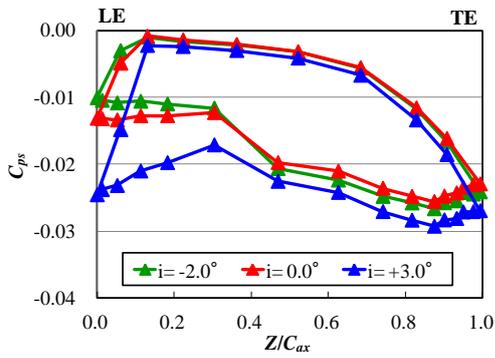


Fig.10 Static pressure distribution on blade surface without tip-clearance

5. 1. 3 5孔ピトー管による翼列内部流動測定結果

入口乱れ強さの測定により、乱れ強さは設計点($i = 0.0^\circ$)で5%, 非設計点の $i = -2.0^\circ$ で6%, $i = +3.0^\circ$ で3%である。したがって、各入射角に対する乱れ強さがほぼ同一の値を示していることから、乱れ強さの違いが翼面およびEW上での境界層の発達に及ぼす影響は無視できると考える。

図11~16に各入射角における断面2, 4, 5, 6の二次流れ速度ベクトルと全圧損失係数 C_{pt} 分布をそれぞれ示す。図17には各入射角に対する、翼列下流(Plane6)における全圧損失係数 C_{pt} の断面質量平均値 C_{ptm} の分布を、また、図18には各入射角における断面質量平均流速 V_m の軸方向分布を示す。

設計点($i = 0.0^\circ$)における翼列内の流れの挙動について考察する。図11の翼間流路前半部(Plane2)において、圧力面側では両EWへと向かう二次流れが、逆に負圧面上ではMS方向へ巻き上がる二次流れが発生している(図11(a))。これは油膜法による可視化結果から、馬蹄形渦による流れであると考えられる。また、この渦は翼間内を下流へ向かってその強さおよび径を増しており(図11(b),(c)), 馬蹄形渦の周りに翼間圧力勾配による圧力面から負圧面へ向かう横断流が巻き付き、流路渦を形成していることが分かる。それに伴ってEW上の高損失領域が圧力面から負圧面へと移動し、さらに負圧面上をMS方向へと移動していることが分かる(図12(a),(b),(c))。翼列下流(Plane6)では(図11(d)), 翼間流路内で発達した一対の流路渦がMSに達し、互いに干渉し合っており、それに伴い高損失領域がMSに形成されていることが分かる(図12(d))。

つぎに、各入射角の結果を比較することにより、入射角の変化が馬蹄形渦および流路渦の挙動に及ぼす影響について考察する。翼間流路後半部(Plane4, 5)において入射角の増加に伴い流路渦の規模が増大し、渦の位置がMS方向へ移動していることが確認できる(図11(b),(c), 図13(b),(c), 図15(b),(c))。さらに、翼列下流(Plane6)においては、入射角の増加に伴い流路渦のMS方向への移動および干渉が促進されており(図11(d), 図13(d), 図15(d)), それに伴い、MS付近での高損失領域も拡大していることが分かる(図12(d), 図14(d), 図16(d))。また、翼間流路前半部(Plane2)

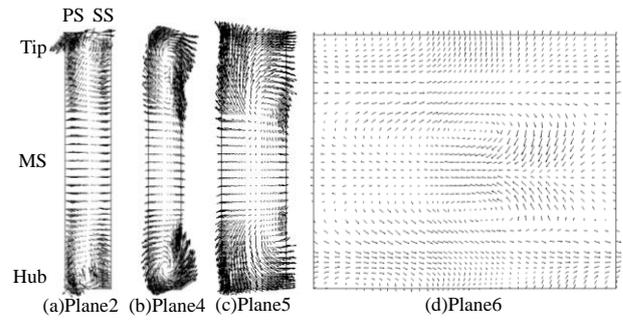


Fig.11 Secondary flow velocity vector ($i = 0.0^\circ$)

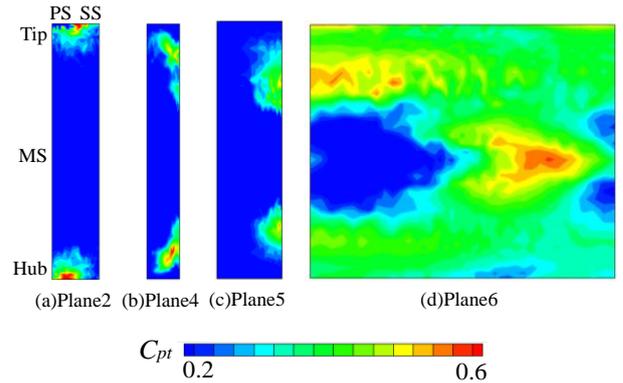


Fig.12 Total pressure loss distribution ($i = 0.0^\circ$)

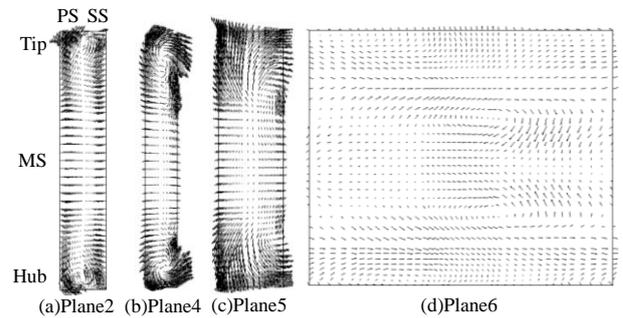


Fig.13 Secondary flow velocity vector ($i = -2.0^\circ$)

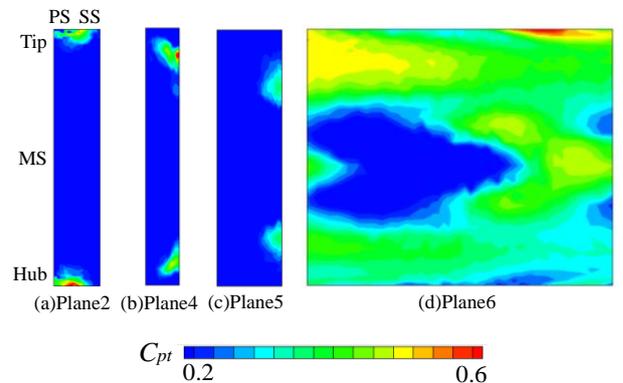


Fig.14 Total pressure loss distribution ($i = -2.0^\circ$)

において入射角の増加に伴いEW付近の損失が増加しており(図12(a), 図14(a), 図16(a)), これは馬蹄形渦の増強を示していると考えられる。図17より正方向への入射角の増加は、設計点($i = 0.0^\circ$)以下での入射角の増加に比べて、

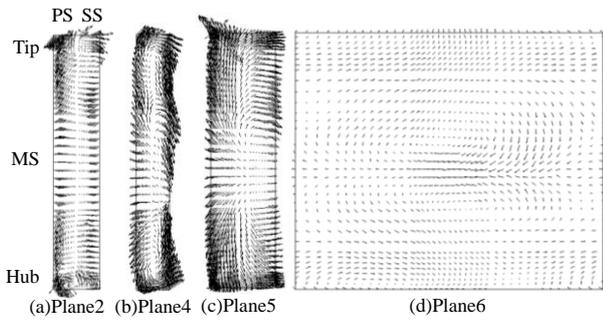


Fig.15 Secondary flow velocity vector ($i = +3.0^\circ$)

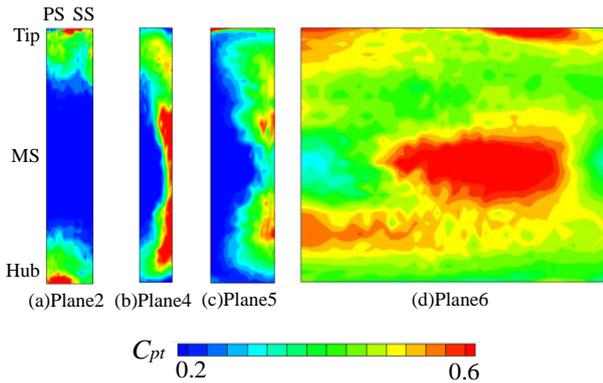


Fig.16 Total pressure loss distribution ($i = +3.0^\circ$)

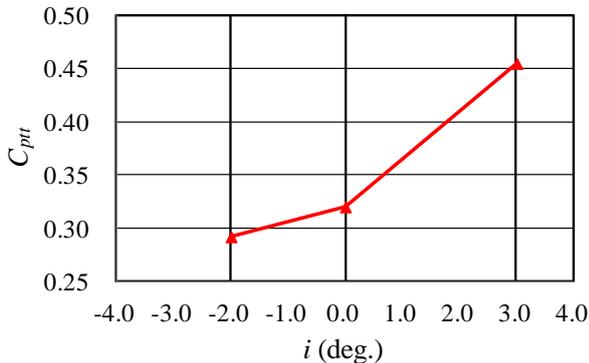


Fig.17 Cross-sectional mass-averaged total pressure loss (Plane6)

損失を急激に増加させることが分かる。これは入射角の増加に伴う馬蹄形渦および流路渦の増強、さらに翼列下流における流路渦のMSでの干渉により損失生成が促進されたためと考えられる。また、この馬蹄形渦および流路渦の増強は入射角の増加に伴う流入速度の増加に加えて、翼間流路入口付近における一翼間流路あたりの流路幅の拡大率が增大することで同領域における減速率が増加し(図 18), EW 上での境界層の発達が進められたためであると考えられる。

以上の結果から、入射角の増加は翼間流路入口付近における流路拡大率を増大させ、その結果馬蹄形渦および流路渦を増強し、それらの干渉を促進することにより損失を増加させることが分かる。さらにこの傾向は正方向への入射角の増加により強められると云える。

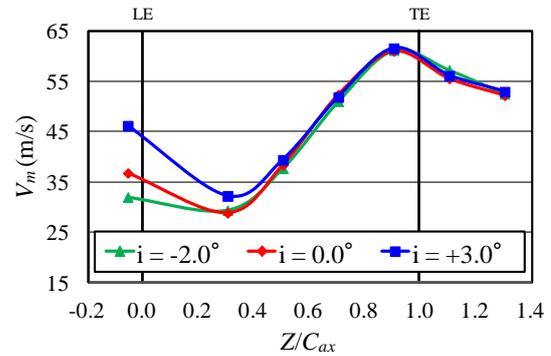


Fig.18 Streamwise distribution of mean velocity

5. 2 翼端間隙が存在する場合の入射角の影響

図 19~22 に翼端間隙が存在する場合の各入射角に対する油膜法による可視化結果を示す。図 19 が圧力面、図 20 が翼先端面、図 21 が Tip 側 EW、図 22 が負圧面後半部付近の可視化結果である。また、図 21 中の赤線は同領域における供試翼列の位置を示す翼の輪郭線を示している。

設計点($i = 0.0^\circ$)における翼列内の流れの挙動について、翼端間隙内の流れを中心に考察する。図 19(b)より翼前縁から両 EW へ向かう流れが確認できる。Hub 側の流れは図 6 より馬蹄形渦の発生によるものであるが、Tip 側の流れは翼端間隙部へ向かう流れであると考えられる。図 20(b)より圧力面および負圧面前半部から流れが翼端間隙内へ流れ込んでいることが確認でき、間隙内の流れは負圧面後半部へ向かって流れていることが分かる。また、流入領域の翼端面角部において、はく離泡の存在を示すはく離線と再付着線が確認できる。図 21(b)の Tip 側 EW においても翼先端面の可視化結果と同様の流れが確認できる。間隙内の流れが負圧面に到達する位置において翼列下流へと向かう黒い筋状の線が確認でき、流れ渦によるはく離線であると考えられる。また、負圧面後半部の Tip 側においても流れ渦による流跡線が僅かに確認できる(図 22(b))。

つぎに各入射角の結果を比較することにより、入射角の変化が翼端間隙内の流れの挙動に及ぼす影響について考察する。図 20 より入射角 i の増加に伴い翼端間隙内前半部で流れ角が増加しているが、後半部においてはほぼ同じ流れ角になっている(図 20 黄色破線矢印)。その結果、流れの翼端間隙への流入領域は、 $i = -2.0^\circ$ では圧力面から負圧面前半部に渡って存在しているが、 i の増加に伴い圧力面側からの流入が支配的となっている。また、流れの間隙からの流出領域の位置に対する i による影響は殆ど無い。これは間隙内の流れが負圧面後半部($Z/C_{ax} \approx 0.5 \sim 0.8$)に存在する低圧領域へ向かうためと考えられる(図 10)。すべての入射角において流入領域の翼端面角部に沿って、はく離泡の存在を示すはく離線と再付着線が確認できる(図 20)。また、 i の増加に伴い Tip 側 EW 上にも圧力面側の流入領域に沿ってはく離線が現れている(図 21)。この現象は i の増加に伴い圧力面から流入する流れが強くなり(図 19)、翼端面角部のはく離泡が拡大することを示していると考えられる。Tip 側 EW 上に現れている流れ渦

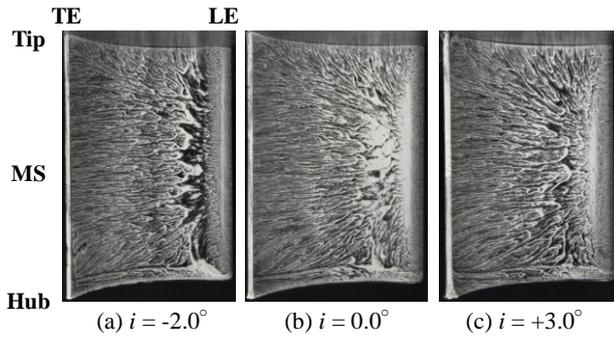


Fig.19 Oil flow visualization on blade pressure surface with tip-clearance

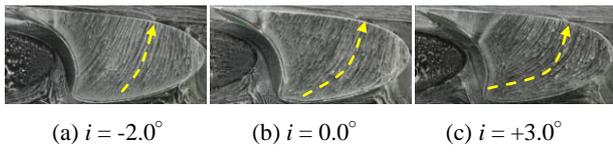


Fig.20 Oil-flow visualization on blade tip surface

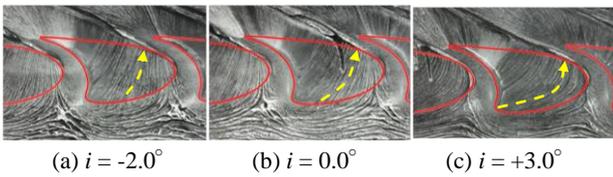


Fig.21 Oil-flow visualization on tip-side endwall

のはく離線の挙動に対する i の影響については(図 21), 漏れ渦の開始位置および負圧面から離脱する距離についても殆ど変化は見られない. また, 負圧面後縁部の Tip 側に存在する漏れ渦の流跡線に対する i の影響は殆ど見られない(図 22). この原因としては, 先に述べたように i の増加に伴い, 間隙内への流入領域は縮小するが流入する漏れ流れが強くなり, 結果的に流出領域における漏れ流れの強さが i の変化にあまり影響を受けなかったためと考えられる.

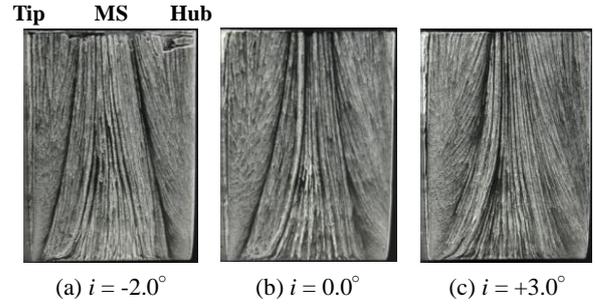


Fig.22 Oil flow visualization on blade suction surface with tip-clearance

6. 結論

本研究により以下の結論を得た.

- (1) 超高負荷直線タービン翼列において, 入射角の変化および翼端間隙の存在が, 翼列内の二次流れの挙動に及ぼす影響を実験により明らかにした.
- (2) 入射角の増加は負荷の増加に加えて, 翼間流路入口における一翼間流路あたりの流路幅の拡大率を増加させ, 同領域における EW 上の境界層を発達させることにより馬蹄形渦および流路渦を増強させる.
- (3) 入射角の増加は馬蹄形渦および流路渦を増強させ, それらの干渉を促進することにより損失を増加させる. また, この傾向は正方向への入射角の増加により強められる.
- (4) 入射角の増加は, 漏れ流れの翼端間隙内への流入領域を縮小するが, 流入する漏れ流れを強くするため, 漏れ渦の挙動にはあまり影響を与えない.

参考文献

- 1) 江藤, 朝賀, 辻田, 水木, 山本, 超高負荷直線タービン翼列試験風洞内の流れの数値解析, 日本機械学会東北支部第 40 期総会・講演会講演論文集, No.051-1, (2005-3), pp.12-13.