

超高負荷タービン直線翼列の翼端漏れ損失低減に関する実験的研究：最適スキューラ深さに対する入射角の影響

秋山, 浩二 / AKIYAMA, Koji

(出版者 / Publisher)

法政大学大学院理工学研究科

(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

(巻 / Volume)

60

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

7

(発行年 / Year)

2019-03-31

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00021957>

超高負荷タービン直線翼列の翼端漏れ損失低減 に関する実験的研究

- 最適スキューラ深さに対する入射角の影響 -

EXPERIMENTAL STUDY ON REDUCTION OF TIP LEAKAGE LOSS IN ULTRA HIGHLY
LOADED LINEAR TURBINE CASCADE
-EFFECTS OF INCIDENCE ANGLE ON OPTIMUM SQUEALER DEPTH-

秋山浩二

Koji AKIYAMA

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

In this study, the squealer tip was applied to the ultra-highly loaded turbine cascade (UHLTC) with the turning angle of 160 degrees. The detailed internal flow measurements by using the 5-hole Pitot tube and oil flow visualisations were conducted for the UHLTC in order to investigate the influences of the squealer depth and the variation of incidence angle on the reduction effects of the tip leakage flow by the squealer tip. The present experimental results clarified that the optimum squealer depth depended on the incidence angle because the squealer depth and the incidence angle influenced the behaviour of characteristic three vortices inside the squealer cavity.

Key Words : *Ultra Highly Loaded Turbine, Squealer Tip, Squealer Depth, Incidence Angle*

1. 結論

近年、高度情報化社会の進展や、特に発展途上国における人口増加、生活水準の向上などに伴い電力消費量は増加し続けており、発電時に排出される二酸化炭素の排出量の増加が大気汚染や地球温暖化といった地球環境問題をより一層深刻化させている。また、航空業界においては、近年主流となっている中・小型旅客機の運行距離増加や運用コストの低減が重要課題となっており、航空用エンジンの性能向上による燃料消費量の低減が求められている。そのため現在、環境負荷と燃料消費量の低減を目的に、発電施設や航空機用ジェットエンジン等に用いられる主要機器であるガスタービンの性能向上に関する多くの研究が行われている。

ガスタービンの空気力学的性能向上を図る方法の一つとして、その主要構成要素であるタービンの転向角を増加させることによるタービン翼の高負荷化がある。タービン翼の高負荷化は、従来型のものに比べて翼1枚当たりから多くの負荷を得られるため、タービン翼枚数や段数の削減を可能とする。その結果、ガスタービンの小型・軽量化、メンテナンスの簡素化等といった多くの利点を生み出す。しかしながら、タービン翼の転向角の増

加による高負荷化は、翼間圧力勾配および翼面圧力差の増加を伴うため、それらに起因する二次流れの増強により損失が増加する。したがって、高い効率を維持したままタービン翼の高負荷化を図るには、転向角の増加による二次流れの増強および損失増加を抑制する技術の適用が不可欠である。特に筆者らが調査している転向角160°を有する超高負荷タービン翼列(UHLTC)においては、翼端漏れ流れが損失生成に及ぼす影響が非常に大きいため、高効率化を図るには同損失を低減する技術の適用が不可欠であると考えられる。翼端漏れ損失を低減する技術の一つに、翼端面に溝を掘ることにより翼面に沿った壁(リム)を設けるスキューラ翼端がある。その有効性は実験的手法[1], [2]によって検証が行われているが、超高負荷翼に対して行われた例は少なく、超高負荷翼に同翼端を適用した際の翼列内における流動現象および損失生成に及ぼす影響を解明する必要がある。

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が、実験により超高負荷翼を有する直線翼列の内部流れを調査した研究[3]においては、翼列への入射角のわずかな変化が翼列内の流れの挙動に強く影響を与えることが明らか

になっている。したがって、広い作動域において空気力学的性能の低下を極力抑えたままタービン翼の高負荷化を実現するには、入射角の変化が流れ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について明らかにする必要がある。

本研究では、超高負荷タービン直線翼列に対してスキューラ翼端を適用し、スキューラ深さと翼端漏れ損失の低減効果の関係を5孔ピトー管による内部流動測定および油膜法による固体壁面上のせん断流の可視化実験により調査し、さらに、入射角の変化がスキューラ効果に与える影響について明らかにした。

2. 供試翼および試験装置

本研究で用いた供試翼形状を Fig. 1 に、またその主な仕様を Table 1 に示す。図中の LE は翼前縁、TE は翼後縁、PS は圧力面、SS は負圧面を示す。供試翼はスパン方向に翼形状が一様な二次元翼である。Fig. 2 に直線翼列試験装置の概略図を示す。本試験装置は吸い込み型風洞で、図中の β_i と β_o はそれぞれ入口案内板と出口案内板が翼列軸方向となす角度であり、任意の角度に設定可能な構造となっている。また、翼列上流には入口流速の設定用に JIS 型ピトー管が設置されており、ピッチ方向位置は入口案内板間の流路幅の中央である。

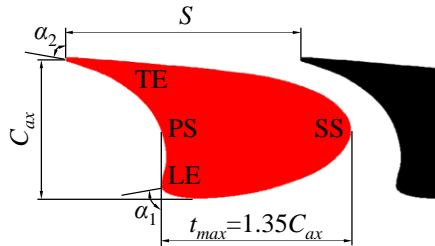


Fig. 1 Test blade

Table 1 Major specifications of cascade

Number of blades	N	[-]	8
Chord length	C	[mm]	80.0
Axial chord length	C_{ax}	[mm]	68.5
Passage height	H_0	[mm]	100.0
Blade height	H	[mm]	99.0
Blade pitch	S	[mm]	114.28
Inlet metal angle	α_1	[deg.]	80.0
Outlet metal angle	α_2	[deg.]	80.0
Turning angle		[deg.]	160.0

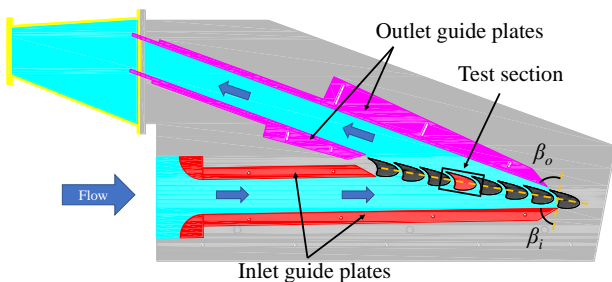


Fig. 2 Test wind tunnel

3. 実験方法

(1) 実験条件

本研究では入口案内板の設定角度 β_i を設計入射角である $\beta_i=80.0^\circ$ および非設計入射角である $\beta_i=78.0^\circ$ の2種類に設定して実験を行った。Table 2 に両入射角に対する翼列上流での設定流速 V_i を示す。本研究においては流量を両入射角に対して固定した。したがって、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、翼列上流の設定流速も変化する。出口案内板の設定角度は、設計入射角設定の超高負荷タービン直線翼列風洞を対象にした数値解析[4]から見積もられた自然流出角 83.5° に設定し、全ての実験条件に対して同一とした。スキューラ形状の概略図とその主な寸法を Fig. 3 と Table 3 にそれぞれ示す。本研究では流路高さ H_0 に対する翼端間隙高さ δ の割合(百分率)で定義される TCL を 1% に設定した。スキューラ形状は、スキューラリム幅 W を一様に 4mm に固定し、スキューラ深さ D を 0.0, 4.0, 8.0mm の3種類に変化させて実験を行った。

Table 2 Inlet conditions

Inlet angle β_i (deg.)	Inlet velocity V_i (m/s)
78.0	29.23
80.0	35.00

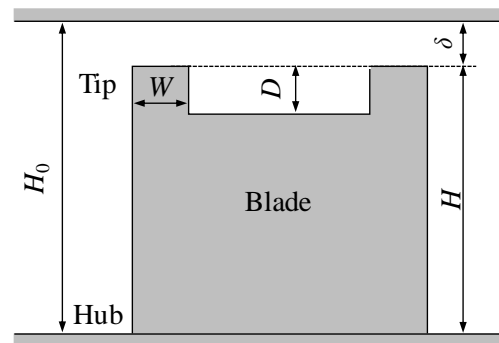


Fig. 3 Squealer tip geometry

Table 3 Major specifications of squealer tip

Squealer width	W	[mm]	4.0		
Squealer depth	D	[mm]	0.0	4.0	8.0
Tip clearance size	δ	[mm]	1.0		

(2) 5孔ピトー管による内部流動測定

5孔ピトー管を自動トラバース装置に装着して、翼列内部の流動測定を行った。内部流動測定は Fig. 2 に示す赤色の翼の右側の翼間流路において、Fig. 4 の青線で示す計4断面で行った。各断面の軸方向位置を Table 4 に示す。ここで、 Z/C_{ax} は LE を 0.0, TE を 1.0 とする軸方向無次元距離である。また5孔ピトー管の検定範囲を超えたピッチ角およびヨー角は、それぞれ5孔ピトー管の最大または最小検定値として評価した。

(3) 油膜法による可視化実験

翼列内の固体壁面上のせん断流の流跡線を観測するために、翼端面および Tip 側 Endwall(EW)において油膜法による流れの可視化実験を行った。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。薬品の配合比は Table 5 に示す通りである。油膜を Fig. 2 に示す測定領域内の翼端面および Tip 側 EW に均一に塗布し、約 30 分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。また、よどみ領域に比較的大きな油溜まりが生じたため、撮影は送風機を運転中に行った。さらにキャビティ内の複雑な流れの向きを確認するために、キャビティ底面と Tip 側 EW において油点法による可視化実験も行った。油点を塗布した座標位置(図中の赤点)を Fig. 5 に示す。

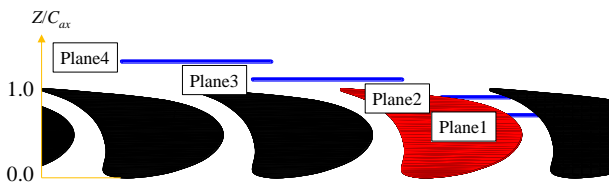


Fig. 4 Measured planes

Table 4 Measured positions

Measured plane	Z/C_{ax}
Plane1	0.70
Plane2	0.90
Plane3	1.10
Plane4	1.30

Table 5 Compounding ratios of oil

Experiment	Titanium dioxide : Liquid paraffin : Oleic acid
Oil flow	1.0 : 1.2 : 1.0
Oil dot flow	1.0 : 2.0 : 1.0

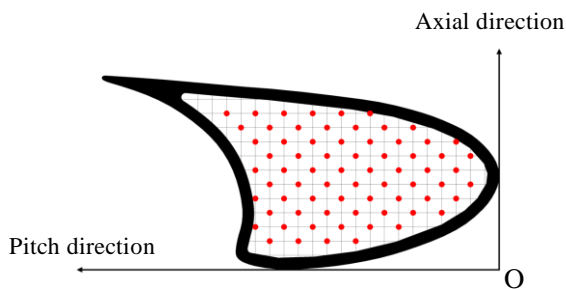


Fig. 5 Distribution of oil dots

4. 実験結果および考察

(1) 内部流動測定結果

Fig. 6~Fig. 17 に、Plane1($Z/C_{ax}=0.70$), Plane2($Z/C_{ax}=0.90$) および Plane3($Z/C_{ax}=1.10$)における $\beta_i=80.0^\circ$ と $\beta_i=78.0^\circ$ に対する、 $D=0$, 4 および 8mm の場合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。各図中の

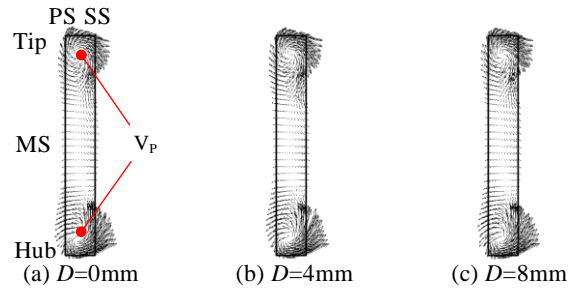


Fig. 6 Secondary flow velocity vector ($\beta_i=80.0^\circ$, Plane1)

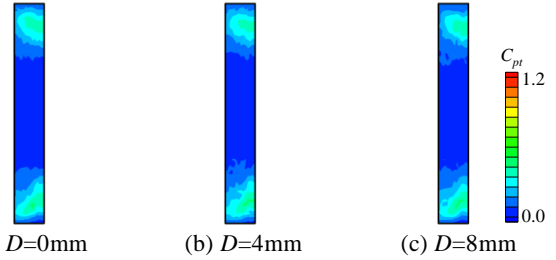


Fig. 7 Total pressure loss distribution ($\beta_i=80.0^\circ$, Plane1)

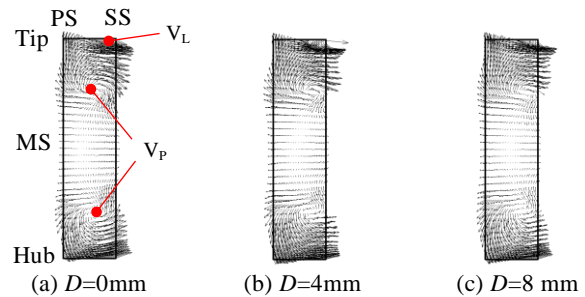


Fig. 8 Secondary flow velocity vector ($\beta_i=80.0^\circ$, Plane2)

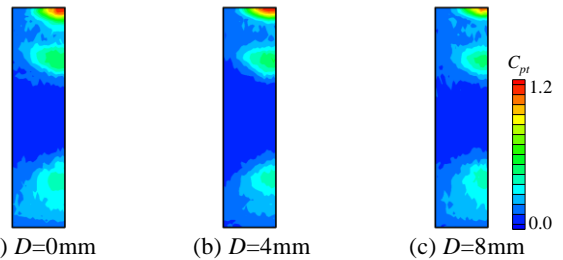


Fig. 9 Total pressure loss distribution ($\beta_i=80.0^\circ$, Plane2)

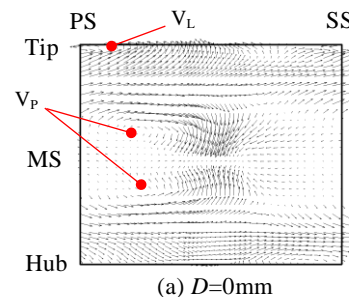


Fig. 10 Secondary flow velocity vector ($\beta_i=80.0^\circ$, Plane3)

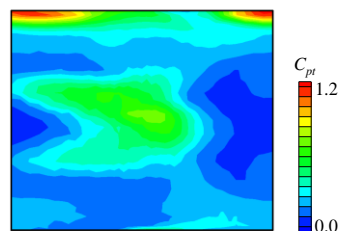
MSはミッドスパン、PSは圧力面、SSは負圧面を示している。また、Fig. 18にPlane3($Z/C_{ax}=1.10$)における両入射角に対する全圧損失係数 C_{pt} の断面質量平均値として定義される総損失 C_{prt} とスキューラ深さの関係を示す。 C_{pt} は次式により定義した。

$$C_{pt} = (P_a - P_t) / (0.5 \cdot \rho \cdot V_{m,4}^2) \quad (1)$$

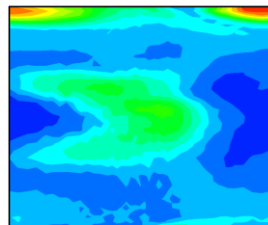
ここで、 P_a は大気圧(入口全圧)、 P_t は測定全圧、 $V_{m,4}$ は翼列下流 Plane4 での断面質量平均流速である。

設計点($\beta_i=80.0^\circ$)における翼列内の流れの挙動について考察する。翼間内の Plane1($Z/C_{ax}=0.70$)において、スキューラのない $D=0\text{mm}$ では、二次流れ速度ベクトルから両EW付近に対となる渦の存在が確認できる(Fig. 6(a))。これは翼間圧力勾配により発生した流路渦(V_P)の存在を示すものであり、同渦を中心に高損失領域が分布していることが確認できる(Fig. 7(a))。一方、スキューラの適用による効果はPlane1においては明確には現れていないことが分かる(Fig. 6, Fig. 7)。翼間流路後半 Plane2($Z/C_{ax}=0.90$)においても、二次流れ速度ベクトルから対となる V_P が確認できるが、MS方向に移動しながらその強さおよび径が拡大していること分かる(Fig. 8)。また、負圧面のTip側EW付近に高損失領域が確認できるが、これは翼端間隙内から流出した流れと主流との干渉により発生する流れ渦(V_L)に起因するものと考えられる。スキューラを適用することによる効果は、二次流れ速度ベクトルの比較では明確には確認できないが、全圧損失係数分布から V_L に起因する損失領域が低減していることが分かる(Fig. 9)。翼列下流 Plane3($Z/C_{ax}=1.10$)では、翼間流路内で発達した一対の V_P がMSに達し、互いに干渉しあっており、それに伴い高損失領域がMS付近に形成されていることが分かる(Fig. 10, Fig. 11)。また、Tip側EW付近に V_L の存在が確認できるが、その損失領域は比較的高く広範囲に分布しているため、流れが超高負荷タービン翼列内の損失生成に与える影響が大きいことが分かる。スキューラを適用することにより二次流れ速度ベクトルより V_L の規模の低下、また全圧損失係数分布からは高損失領域の低減が確認でき、さらに $D=4\text{mm}$ で最もその損失領域が低減されていることが分かる。

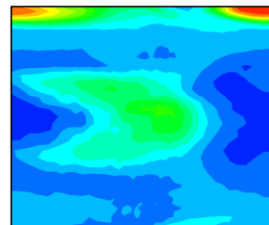
次に入射角を減少させた $\beta_i=78.0^\circ$ における翼列内の流れの挙動を設計点($\beta_i=80.0^\circ$)と比較することで入射角の変化が V_P および V_L に及ぼす影響について考察する。翼間内の Plane1($Z/C_{ax}=0.70$)においては、 $\beta_i=80.0^\circ$ と同様に両EW付近に対となる V_P が確認でき、スキューラ適用による効果が表れていないことも分かるが、全てのスキューラ深さの条件に対して V_P の規模および高損失領域が $\beta_i=80.0^\circ$ に比べて低減していることが確認できる(Fig. 6, Fig. 7, Fig. 12, Fig. 13)。これは入射角の減少に伴い翼間圧力勾配が低減され、 V_P が抑制されたためであると考えられる。翼間流路後半 Plane2($Z/C_{ax}=0.90$)においても、対



(a) $D=0\text{mm}$

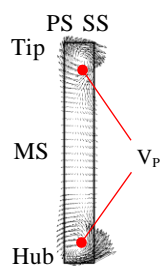


(b) $D=4\text{mm}$

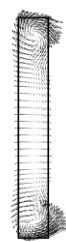


(c) $D=8\text{mm}$

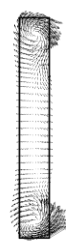
Fig. 11 Total pressure loss distribution ($\beta_i=80.0^\circ$, Plane3)



(a) $D=0\text{mm}$



(b) $D=4\text{mm}$



(c) $D=8\text{mm}$

Fig. 12 Secondary flow velocity vector ($\beta_i=78.0^\circ$, Plane1)



(a) $D=0\text{mm}$

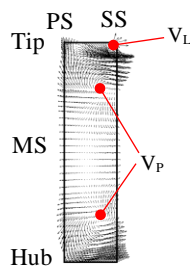


(b) $D=4\text{mm}$



(c) $D=8\text{mm}$

Fig. 13 Total pressure loss distribution ($\beta_i=78.0^\circ$, Plane1)



(a) $D=0\text{mm}$



(b) $D=4\text{mm}$



(c) $D=8\text{mm}$

Fig. 14 Secondary flow velocity vector ($\beta_i=78.0^\circ$, Plane2)



(a) $D=0\text{mm}$



(b) $D=4\text{mm}$



(c) $D=8\text{mm}$

Fig. 15 Total pressure loss distribution ($\beta_i=78.0^\circ$, Plane2)

となる V_P の存在が確認でき、入射角の減少に伴い、渦の規模および高損失領域の低減が確認できる (Fig. 8, Fig. 9, Fig. 14, Fig. 15). さらに翼列下流 Plane3 ($Z/C_{ax}=1.10$) では、 V_P の規模および MS 付近での干渉が抑制されており、それに伴い、高損失領域が低減されていることが分かる. また、 V_L に起因する損失も全てのスキューラ深さの条件に対して低減されていることが確認できる (Fig. 10, Fig. 11, Fig. 16, Fig. 17). これは入射角の減少に伴い、翼面圧力差が低減することで翼端間隙内に流入する漏れ流れが弱くなったためと考えられる. 一方、スキューラ深さの影響に着目して比較すると、 $\beta_i=80.0^\circ$ とは異なり、 V_L に起因する損失は $D=8\text{mm}$ で最も低減されていることが確認できるが、この現象についてはのちに示す油膜および油点法による可視化結果にて考察する. また、Plane3 における総損失 C_{pt} の低減割合が $\beta_i=80.0^\circ$ と比べて低減していることが分かるが、これは入射角の減少に伴い、漏れ流れが弱くなることによりスキューラによる漏れ流れ抑制効果が低下したためと考えられる (Fig. 18).

以上の現象から、翼列下流 Plane3 での C_{pt} は、 $\beta_i=80.0^\circ$ では $D=4\text{mm}$ 、 $\beta_i=78.0^\circ$ では $D=8\text{mm}$ で最も低減されている (Fig. 18). したがって、スキューラの適用は入射角に関係なく V_L に起因する損失生成を抑制するが、最適なスキューラ深さは入射角に依存すると考えられる.

(2) 油膜および油点法による可視化結果

次にスキューラ適用による漏れ流れの低減、および入射角の変化によって最適スキューラ深さが異なるメカニズムについて、翼端面および Tip 側 EW 上の油膜法による可視化結果を比較することにより考察する. Fig. 19 に $\beta_i=80.0^\circ$ と $\beta_i=78.0^\circ$ の $D=0\text{mm}$ の場合の翼端面の油膜法による可視化結果を、Fig. 20~Fig. 23 に $\beta_i=80.0^\circ$ における $D=4, 8\text{mm}$ の場合の翼端面上と Tip 側 EW 上の油膜法および油点法による可視化結果をそれぞれ示す. また、Fig. 24~Fig. 27 に $\beta_i=78.0^\circ$ の場合における同様の可視化結果を示す. 各図中には翼の輪郭を赤線で示している.

漏れ流れ低減メカニズムについて、設計点 ($\beta_i=80.0^\circ$) の可視化結果より考察する. $D=0\text{mm}$ において、圧力面および負圧面前半部から漏れ流れが翼端間隙内へ流入して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 (Fig. 19(a)). スキューラを適用した $D=4\text{mm}$ においては、 $D=0\text{mm}$ の場合と同様に漏れ流れは圧力面および負圧面前半部から翼端間隙内へ流入するが、各流入領域のリムに沿ってキャビティ底面上に逆流を伴うはく離線 (図中の一点鎖線) が、また、その僅か下流の EW 上にも順流のはく離線 (図中の二点鎖線) が確認できることから (Fig. 20), キャビティ内へ入る際に流路断面積の拡大に伴う逆圧力勾配の影響を受けて、はく離渦 V_1 および V_2 を形成していると考えられる. これらのはく離渦の発生は翼端間隙内に流入する漏れ流れを減少させると考えられる. キャビティ内において V_1 と V_2 に囲まれた領域はよどみ状態となり (Fig. 20(a)), そ

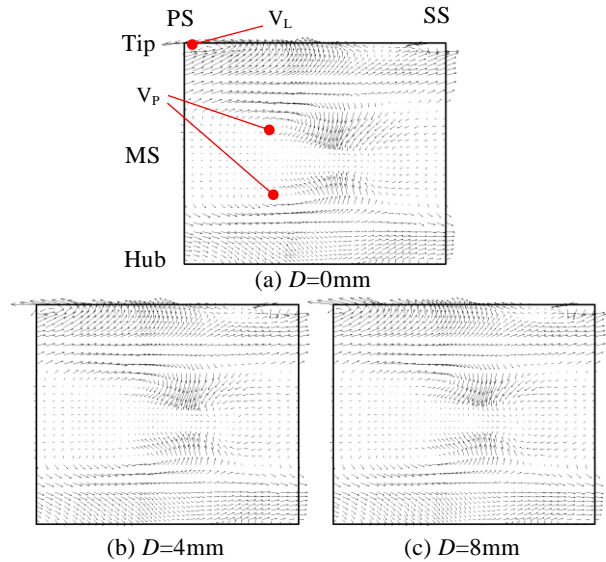


Fig. 16 Secondary flow velocity vector ($\beta_i=78.0^\circ$, Plane3)

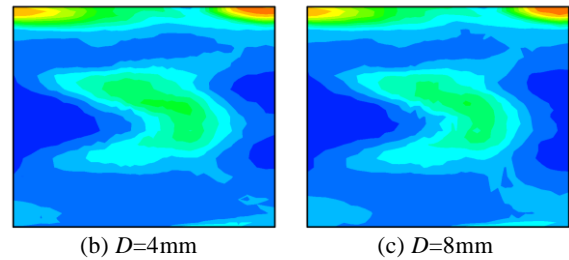
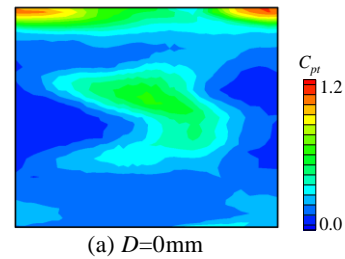


Fig. 17 Total pressure loss distribution ($\beta_i=78.0^\circ$, Plane3)

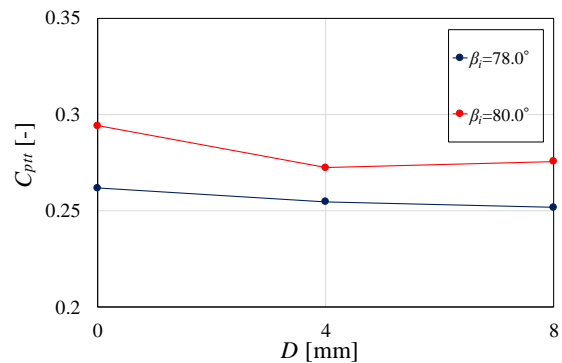


Fig. 18 Mass-averaged total pressure loss (Plane3)

の領域内に反時計回りの循環流 V_3 が発生している (Fig. 21(a)). V_1 と V_2 の形成状態を比較すると、 V_1 は圧力面に対してほぼ垂直に間隙へ流入する漏れ流れにより形成されているため、回転軸方向速度成分より旋回速度成分が支配的な旋回ピッチの短い渦と考えられる. 一方、 V_2 は負圧面に対して接線方向から流入する漏れ流れにより形成されているため、旋回速度成分より回転軸方向速度成

分が支配的となり、 V_1 より旋回ピッチの長い渦と考えられる。この軸方向速度成分の異なる V_1 と V_2 に囲まれたよどみ領域内の流体は、軸方向速度の速い V_2 と干渉することにより反時計回りの循環流 V_3 を形成していると考えられる。 V_3 と同様な循環流がEW上においても存在することから(Fig. 20(b), Fig. 21(b)), V_3 はキャビティ底面からEWに至る回転軸を持つ渦であると考えられる。また、負圧面後半部から流出する流れの領域において、 V_3 の下流側の領域の流跡線の状態が、他の領域より僅かに油膜の白色が濃いことから(Fig. 20(b)), この渦は間隙内を通過する流れをブロックし、さらに負圧面後半部において間隙内から流出する流れを巻き込み、そして吸収する機能を有していると考えられる。以上の結果から、 V_1 と V_2 の漏れ流れの翼端間隙への流入抑制効果と V_3 の漏れ流れの翼端間隙からの流出抑制効果により、漏れ流れが低減し、 $D=4\text{mm}$ において C_{pt} が低下したと考えられる(Fig. 18)。スキューラ深さを増加させた $D=8\text{mm}$ においては、 $D=4\text{mm}$ と比べてキャビティ底面上およびEWの圧力面側のはく離線が負圧面の翼転向部方向へ移動している(Fig. 22)。したがって、スキューラ深さの増加は、 V_1 の規模を拡大させることが分かる。 V_3 は V_1 の規模の拡大により縮小し、負圧面の翼転向部方向に移動することにより、漏れ流れが翼間に流出する負圧面後半部から離れることが分かる(Fig. 22, Fig. 23)。その結果、 V_1 の拡大に伴う漏れ流れの翼端間隙への流入抑制効果は増加するが、 V_3 による負圧面後半部から流出する流れをブロックおよび吸収する機能については低下し、その結果 $D=4\text{mm}$ と比べて C_{pt} が増加したと考えられる(Fig. 18)。

次に入射角を減少させた $\beta_i=78.0^\circ$ の可視化結果を $\beta_i=80.0^\circ$ と比較することにより、5.(1)節の内部流動測定結果でみられた最適スキューラ深さが入射角に依存するメカニズムについて考察する。 $D=0\text{mm}$ においては、入射角の減少に伴い翼端間隙内での流れ角が減少していることが分かり、負圧面前半部から流入する漏れ流れが $\beta_i=80.0^\circ$ と比べて翼列軸方向に流れていることが確認できる(Fig. 19)。また、 $\beta_i=78.0^\circ$ では漏れ流れの翼端間隙への流入領域が圧力面から負圧面前半部に渡って存在し、圧力面から流入する漏れ流れが弱くなっていることも確認できる(Fig. 19)。 $D=4\text{mm}$ では、 $\beta_i=80.0^\circ$ の場合と同様に V_1 、 V_2 、 V_3 が確認できる(Fig. 24, Fig. 25)。しかしながら、 $D=0\text{mm}$ でみられた漏れ流れの流入状態の違いにより $\beta_i=78.0^\circ$ では、 V_1 は圧力面に近づき、 V_2 は負圧面後半部へと向っていることが分かる。その結果、 V_1 、 V_2 に囲まれる V_3 は、 V_2 が負圧面後半部側へ向かうことにより $\beta_i=80.0^\circ$ と比べて縮小するが、負圧面後半部へ近づいていることが確認できる(Fig. 20(a), Fig. 24(a))。したがって、 V_3 による間隙内を通過する流れをブロックする機能は $\beta_i=80.0^\circ$ と比べて低下するが、吸収する機能は増加していると考えられ、 $\beta_i=80.0^\circ$ と同様に V_1 と V_2

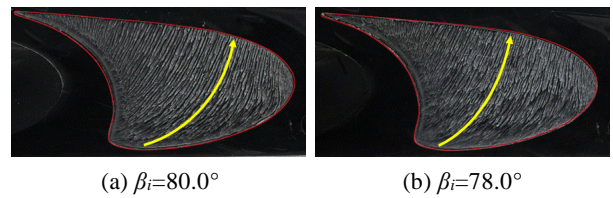


Fig. 19 Oil flow visualization on blade tip surface ($D=0\text{mm}$)

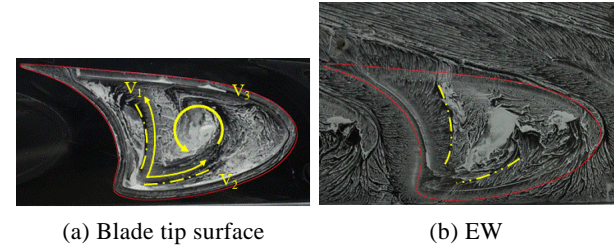


Fig. 20 Oil flow visualization ($D=4\text{mm}$, $\beta_i=80.0^\circ$)

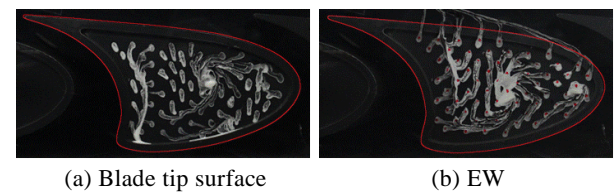


Fig. 21 Oil dot flow visualization ($D=4\text{mm}$, $\beta_i=80.0^\circ$)

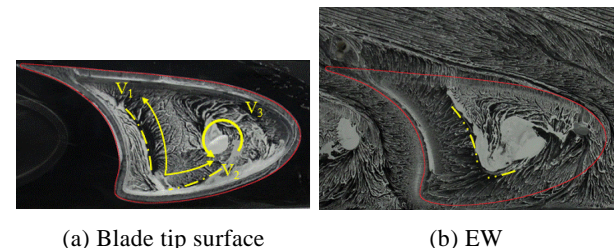


Fig. 22 Oil flow visualization ($D=8\text{mm}$, $\beta_i=80.0^\circ$)

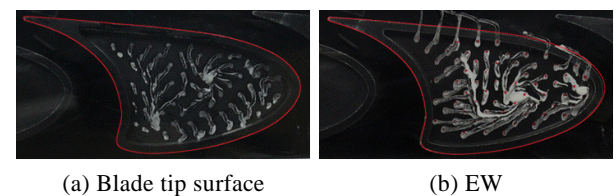


Fig. 23 Oil dot flow visualization ($D=8\text{mm}$, $\beta_i=80.0^\circ$)

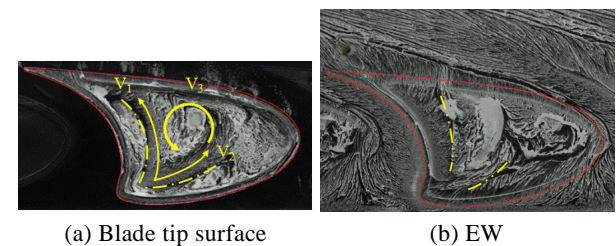


Fig. 24 Oil flow visualization ($D=4\text{mm}$, $\beta_i=78.0^\circ$)

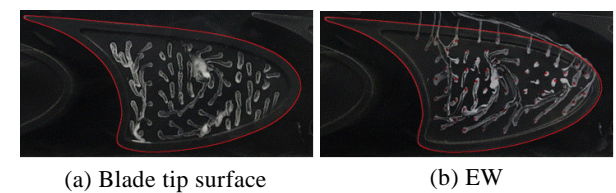


Fig. 25 Oil dot flow visualization ($D=4\text{mm}$, $\beta_i=78.0^\circ$)

の漏れ流れの翼端間隙への流入抑制効果と V_3 の漏れ流れの翼端間隙からの流出抑制効果により、 $D=0\text{mm}$ と比べて C_{pu} が低下したと考えられる (Fig. 18). スキーラ深さを増加させた $D=8\text{mm}$ では、 $\beta_i=80.0^\circ$ と同様にスキーラ深さの増加に伴い V_1 の規模の拡大が確認でき、入射角の減少に伴い V_2 が負圧面後半部へ流れていることが分かる (Fig. 26, Fig. 27). したがって V_1 の拡大の影響により V_3 は縮小し、負圧面転向部方向へ移動するが、負圧面後半部に向かって流れる V_2 の影響を受けて負圧面後半部の近い位置に存在し続けていることが分かる. その結果、 V_1 の拡大に伴う漏れ流れの翼端間隙内への流入抑制効果は増加し、 V_3 による漏れ流れをブロックする機能は低下するが、吸収する機能は持続されるため、 $\beta_i=78.0^\circ$ では、 $D=8\text{mm}$ で C_{pu} が最も低くなったと考えられる (Fig. 18).

5. 結論

本研究により以下の結論を得た.

1. 入射角の減少は流路渦および漏れ渦を弱め、それらに起因する損失生成を低減させる.
2. スキーラの適用は、翼間後半部から下流においては漏れ渦を弱めることによりそれに起因する損失生成を低減させる. この低減に最も効果的なスキーラ深さは入射角に依存する.
3. スキーラの適用は、キャビティ内で発生する圧力面と負圧面前半部に沿ったはく離渦による漏れ流れの間隙への流入抑制効果と、それらの渦間のよどみ領域内に生じる循環流による漏れ流れのブロック効果と吸収効果により、漏れ渦を弱めそれに起因する損失を低減させる.
4. 入射角とスキーラ深さは、キャビティ内で生じる渦の位置および規模に影響を与えるため、翼端漏れ損失を最も低減できるスキーラ深さは入射角に依存する.

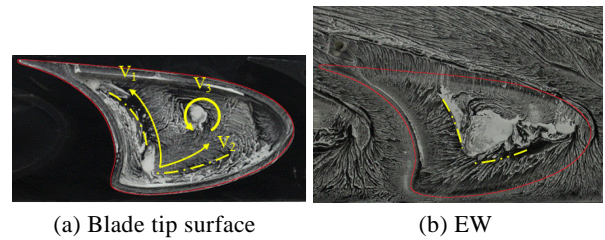


Fig. 26 Oil flow visualization ($D=8\text{mm}$, $\beta_i=78.0^\circ$)

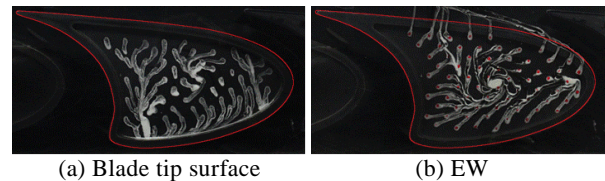


Fig. 27 Oil dot flow visualization ($D=8\text{mm}$, $\beta_i=78.0^\circ$)

参考文献

- 1) Sang Woo and Seon Ung Kim “Tip gap height effects on the aerodynamic performance of a cavity squealer tip in a turbine cascade in comparison with plane tip results: part 1-tip gap flow structure” *Exp. Fluids*, Vol.49, (2010), pp.1039-1051.
- 2) Sang Woo and Seon Ung Kim “Tip gap height effects on the aerodynamic performance of a cavity squealer tip in a turbine cascade in comparison with plane tip results: part 2-aerodynamic losses” *Exp. Fluids*, Vol.49, (2010), pp.713-723.
- 3) 石井公二, “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 -”, 法政大学修士論文, 2013.
- 4) 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.