# 法政大学学術機関リポジトリ

HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

PDF issue: 2024-12-27

# 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. 緒論

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,入射角の変化が漏れ流れを含む翼列内 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 ーラ翼端を適用し,スキ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 βi と βo 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	Maior	specifications	of cascade

Number of blades	Ν	[-]	8
Chord length	С	[mm]	80.0
Axial chord length	$C_{ax}$	[mm]	68.5
Passage height	$H_0$	[mm]	100.0
Blade height	Η	[mm]	99.0
Blade pitch	S	[mm]	114.28
Inlet metal angle	$\alpha_1$	[deg.]	80.0
Outlet metal angle	$\alpha_2$	[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βiを設計入射角であ る βi=80.0°および非設計入射角である βi=78.0°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 Vi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. スキーラ形 状の概略図とその主な寸法をFig.3とTable3にそれぞれ 示す.本研究では流路高さ H<sub>0</sub> 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 キーラ形状は、スキーラリム幅 W を一様に 4mm に固定 し,スキーラ深さ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 $\beta_i$ (deg.)	Inlet velocity $V_i$ (m/s)		
78.0	29.23		
80.0	35.00		



Fig. 3 Squealer tip geometry

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/Cax 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	Com	pounding	ratios	of	oil
ruore	-	COM	pounding	ratios	O1	on

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



## 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*<sub>ax</sub>=0.70), Plane2(*Z*/*C*<sub>ax</sub>=0.90) および Plane3(*Z*/*C*<sub>ax</sub>=1.10)における β<sub>i</sub>=80.0°と β<sub>i</sub>=78.0°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*<sub>pt</sub>分布をそれぞれ示す. 各図中の





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<sub>ax</sub>=1.10)における両入射 角に対する全圧損失係数 C<sub>pt</sub> の断面質量平均値として定 義される総損失 C<sub>ptt</sub> とスキーラ深さの関係を示す. C<sub>pt</sub> は 次式により定義した.

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

ここで, *Pa* は大気圧(入口全圧), *Pt* は測定全圧, *Vm*,4 は 翼列下流 Plane4 での断面質量平均流速である.

設計点(β=80.0°)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/Cax=0.70)において,スキ ーラのない D=0mm 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(VP)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/Cax=0.90) においても、二次流れ速度ベクトルから対となる VP 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 隙内から流出した漏れ流れと主流との干渉により発生す る漏れ渦(VL)に起因するものであると考えられる.スキ 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 VL 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/Cax=1.10)では, 翼間流路 内で発達した一対の VP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 VL 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,漏れ流れが超高負荷タ 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.スキーラを適用することにより二次流れ速度ベク トルより VL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=4mm 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  $\beta_i=78.0°$ における翼列内の流 れの挙動を設計点( $\beta_i=80.0°$ )と比較することで入射角の 変化が V<sub>P</sub>および V<sub>L</sub>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、 $\beta_i=80.0°$ と同様に 両 EW 付近に対となる V<sub>P</sub>が確認でき、スキーラ適用に よる効果が表れていないことも分かるが、全てのスキー ラ深さの条件に対して V<sub>P</sub>の規模および高損失領域が  $\beta_i=80.0°$ 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<sub>P</sub>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









となる V<sub>P</sub>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/Cax=1.10) では、VP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、VLに起因する損失も全てのスキーラ深さの 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,スキーラ深 さの影響に着目して比較すると、βi=80.0°とは異なり、 VLに起因する損失はD=8mm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 Cptt の低減割合が βi=80.0°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  $C_{ptt}$ は, $\beta_i=80.0^{\circ}$ では D=4mm, $\beta_i=78.0^{\circ}$ では D=8mm で最も低減されている (Fig. 18). したがって,スキ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°と $\beta_{i}$ =78.0°のD=0mm 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°における D=4, 8mm の場合の翼端面上と Tip 側 EW 上での油膜法 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°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(βi=80.0°)の 可視化結果より考察する. D=0mm 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)). スキーラを 適用した D=4mm においては, D=0mm 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 V1および V2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 V1 と V2 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°, Plane3)





(b) D=4 mm (c) D=8 mm Fig. 17 Total pressure loss distribution ( $\beta_i=78.0^\circ$ , 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)).  $V_1 \ge V_2$ 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 角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、V1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 V1と V2に囲まれた よどみ領域内の流体は、軸方向速度の速い V2と干渉する ことにより反時計回りの循環流 V3 を形成していると考 えられる. V3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)), V3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漏れ流れの領域において, V3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 内を通過する漏れ流れをブロックし、さらに負圧面後半 部において間隙内から流出する漏れ流れを巻き込み、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、V1と V2の漏れ流れの翼端間隙への流入抑制効 果と V3 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=4mm において Cptt 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=8mmにおいては、D=4mm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, スキーラ深さ の増加は、V1の規模を拡大させることが分かる. V3は V1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, V1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、V3による負圧面後半部から流出する漏 れ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=4mm と比べて Cptt 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=0mm 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=4mm 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=0mm 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 半部へと向い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漏れ流れをブロック 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 $V_2$ 



(a)  $\beta_i = 80.0^{\circ}$ 

(b)  $\beta_i = 78.0^{\circ}$ 

Fig. 19 Oil flow visualization on blade tip surface (D=0mm)



(a) Blade tip surface (b) EW Fig. 20 Oil flow visualization (D=4mm,  $\beta_i=80.0^\circ$ )



(a) Blade tip surface (b) EW Fig. 21 Oil dot flow visualization (D=4mm,  $\beta_i=80.0^\circ$ )





(a) Blade tip surface (b) EW Fig. 22 Oil flow visualization (D=8mm,  $\beta_i$ =80.0°)



(a) Blade tip surface (b) EW Fig. 23 Oil dot flow visualization (D=8mm,  $\beta_i$ =80.0°)





(a) Blade tip surface (b) EW Fig. 24 Oil flow visualization (D=4mm,  $\beta_i=78.0^\circ$ )



(a) Blade tip surface (b) EW Fig. 25 Oil dot flow visualization (D=4mm,  $\beta_i=78.0^\circ$ ) の漏れ流れの翼端間隙への流入抑制効果と V<sub>3</sub>の漏れ流 れの翼端間隙からの流出抑制効果により, D=0mm と比 べて  $C_{put}$ 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=8mm では,  $\beta_i=80.0^\circ$ と同様にスキーラ深 さの増加に伴い V<sub>1</sub>の規模の拡大が確認でき,入射角の減 少に伴い V<sub>2</sub> 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<sub>1</sub>の拡大の影響により V<sub>3</sub> 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<sub>2</sub> 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<sub>1</sub>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<sub>3</sub>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=8mm で  $C_{put}$ 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.
- 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.
- 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。
- 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.



(a) Blade tip surface (b) EW Fig. 26 Oil flow visualization (D=8mm,  $\beta_i$ =78.0°)



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

#### 参考文献

- 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.
- 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.
- 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.
- 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.