

小型円環翼列風洞による超高負荷軸流タービンの空力性能に関する実験的研究：スキューラ翼端の適用効果

鈴木, 亮佑 / SUZUKI, Ryosuke

(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. 理工学研究科編

(巻 / Volume)

64

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

6

(発行年 / Year)

2023-03-24

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00026307>

小型円環翼列風洞による 超高負荷軸流タービンの空力性能に関する実験的研究 - スキーラ翼端の適用効果 -

EXPERIMENTAL STUDY FOR AERODYNAMIC PERFORMANCE OF
ULTRA-HIGHLY LOADED AXIAL TURBINE BY USING SMALL SIZED WIND
TUNNEL FOR ANNULAR CASCADE
-APPLICATION EFFECT OF SQUEALER TIP-

鈴木亮佑

Ryosuke SUZUKI

指導教員 辻田星歩

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

The increase of turbine blade loading by the increase of blade turning angle is an effective method to improve the efficiency of gas turbines. However, it intensifies the secondary flows, such as passage vortex and leakage vortex. The squealer tip, which has a cavity on the blade tip surface, is one of the techniques to reduce the leakage flow. In this study, the performance tests were performed for the ultra-highly loaded turbine cascade (UHLTC) with three kinds of squealer tip, which were different in the cavity depth, by using the small sized wind tunnel test rig for an annular cascade. The test results showed that the application of the squealer tip with minimum cavity depth contributed to the enhancement of aerodynamic performance of the UHLTC. It increased the torque but had almost no effects on the efficiency due to the increase of the loss in the high flow coefficient region. On the other hand, its application improved the efficiency in the low flow coefficient region because of the reduction of the loss as well as the increase of the torque.

Key Words : Axial turbine, High loading, Aerodynamic performance, Leakage flow, Squealer tip

1. 緒論

世界中で環境問題が深刻化し、その対策として温室効果ガス排出の実質ゼロを目標としたカーボンニュートラルの実現に向けて、世界各国で再生可能エネルギーの利用、化石燃料の使用量削減等の様々な取り組みが行われている。再生可能エネルギーの利用による発電法は環境への負荷が小さいが、天候の変化によって電気エネルギーの生産性が著しく低下する恐れがある。したがって、アジア、アフリカ、中東等の新興国を中心として、今後も火力発電の需要は大幅な拡大が見込まれている[1]。火力発電に使用されているガスタービンの高効率化ならびに高性能化を実現するために、主要構成要素の一つであるタービンに関して、流体力学、熱力学の様々な観点から研究および技術開発が進められている。流体力学の観点からのタービン性能向上技術として、轉向角増加によるタービン翼の高負荷化が挙げられる。高負荷化は翼一枚から得られる負荷を増加させるため、タービン段の翼枚数および段数の削減を可能にする。その結果、ガスタービンの

小型化や軽量化に寄与し、さらに製作コスト削減等の利点を生む。しかし、高負荷化は翼間圧力勾配の増加により、流路渦や馬蹄形渦および動翼の翼端間隙から流出する漏れ渦などの二次流れを増強させるため、空気力学的性能を著しく低下させる恐れがある。したがって、タービン翼の高負荷化を図るには、二次流れの増強がタービン効率に与える影響を調査するとともに、それらの増強を抑制する技術を適用する必要がある。タービン翼列内の総損失において、漏れ流れに起因する損失が占める割合は比較的大きく、高負荷化に伴いさらに増加することが予想される。漏れ流れの低減技術の一つに翼端面にキャビティを設けるスキューラ翼端がある。スキューラ翼端の有効性は従来程度の轉向角を有するタービン翼に対して実験的および数値解析的手法により検証されている。本研究の対象とする轉向角 160° を有する超高負荷軸流タービン翼列 (UHLTC) に対しても、直線翼列においてスキューラ翼端の適用が空力性能に与える影響が実験的[2]および数値解析的手法[3]により評価されている。しかしながら、実

用化に向けては実機運転状態に近い環境下での適用効果の検証が不可欠である。

本研究では、小型円環翼列風洞試験装置を用いて、キャビティ深さの異なる 3 種類のスキューラ翼端を有する UHLTC で構成されたタービン段の性能試験を実施することにより、回転動翼列においても直線翼列の場合と同様な適用効果が得られるかを調査した。

2. 供試翼形状

本研究の評価対象である UHLTC の静翼と動翼の供試翼形状と円環翼列形状を Fig.1 と Fig.2 にそれぞれ示す。また、UHLTC の主な仕様を Table 1 に示す。UHLTC の動翼の轉向角は 160° であり、翼端間隙高さ TCL は 1% に設定している。 TCL の定義を Fig.3 に示す。供試翼はスパン方向に一樣な翼形状の二次元翼であり、静翼と動翼の翼枚数はそれぞれ 17 枚および 18 枚である。また、スキューラ翼端のキャビティ深さ D の定義を Fig.3、動翼翼端面の形状を Fig.4 に、その仕様を Table 2 に示す。スキューラ翼端の形状を規定する幾何学的パラメータであるキャビティ深さ D は翼端面からのスパン方向の距離、リム幅 W_{sq} は翼圧力面に対する垂直方向距離として定義した。なお、本研究においては、翼端間隙への圧力面側からの流入の抑制を目的として、圧力面に沿ったキャビティ形状を有するスキューラ翼端を採用した。

3. 実験装置

本研究において、空力性能試験に使用した小型円環翼列風洞試験装置の概略図および実機の写真を Fig.5 に示す。試験装置のテストセクションであるタービン部は、静翼と動翼で構成される単段軸流タービンである。静動翼間距離 Z の定義を Fig.6 に、全温および圧力の測定位置を Fig.7 に示す。静動翼間距離 Z は動翼の軸方向翼弦長 C_{ax} の 30% に設定した。試験装置に供給された圧縮空気は整流格子を通過後、測定部内の静翼で膨張し、動翼を駆動させた後に大気へ放出される。テストセクション上流の円管流路中心には熱電対が、テストセクションのタービン段入口および出口には全圧管と静圧管が設置されている。動翼の回転数はトルクメータを介して接続されているヒステリシスブレーキによって制御した。

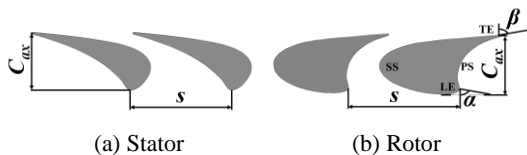
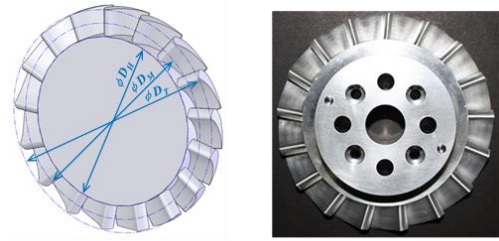
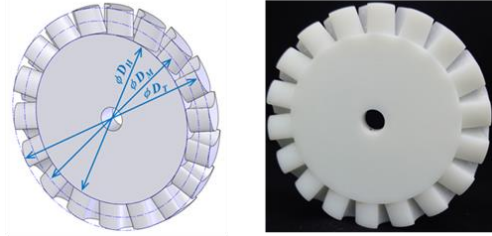


Fig.1 Profile of blade



(a) Stator



(b) Rotor

Fig.2 Annular cascades

Table 1 Specification of cascades

	Symbol	Unit	Stator	Rotor
Tip clearance	TCL	[%]	0	1
Number of blades			17	18
Blade axial chord	C_{ax}	[mm]	7.47	6.57
Blade pitch at midspan	S	[mm]	13.01	13.01
Blade span	H	[mm]	9.6	9.5
Tip clearance size	ΔH	[mm]	0.0	0.1
Hub diameter	D_H	[mm]	60.8	60.6 ~ 60.8
Midspan diameter	D_M	[mm]	70.4	70.2 ~ 70.4
Tip diameter	D_T	[mm]	80.0	79.6 ~ 79.8
Inlet metal angle	α	[deg.]	0.0	80.0
Outlet metal angle	β	[deg.]	81.94	80.0
Design inlet flow angle	α_d	[deg.]	0.0	80.0

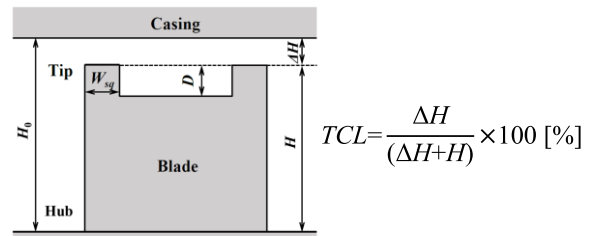


Fig.3 Definition of tip clearance size and squealer tip geometry

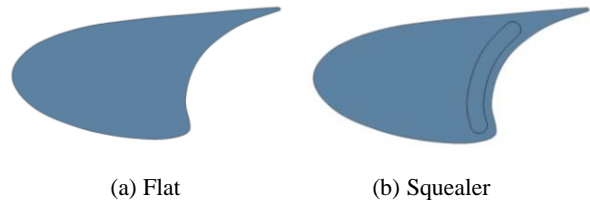


Fig.4 Shape of blade tip surface

Table 2 Specification of squealer tip

	Symbol	Unit	Type1	Type2	Type3
Cavity depth	D	[mm]	0.192	0.384	0.768
Squealer rim width	W_{sq}	[mm]	0.384		

4. 実験条件および実験方法

実験条件を **Table 3** に示す. 本研究では3種類の動翼回転数に対して流量を変化させて実験を行った. 性能試験はヒステリシスブレーキにより修正回転数 N_c を一定に制御し, 流量調整バルブにより修正質量流量 G_c を変化させて行った. 測定の手順および内容は, N_c を目標値に保ちながら, コンプレッサから送られた圧縮空気の G_c を目標値に設定し, それぞれの値が安定した後, タービン段上流の全温, タービン段入口および出口における全圧と壁面静圧, さらに出力軸よりトルクを測定した. その後, N_c 一定の条件下で流量を増加させ, 各流量で同様の測定を行った.

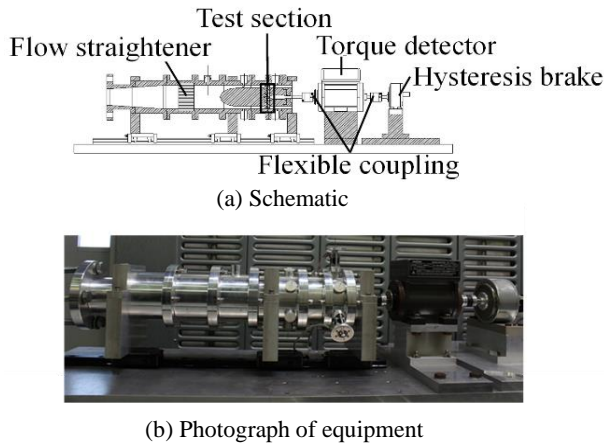


Fig.5 Small sized annular turbine cascade test rig

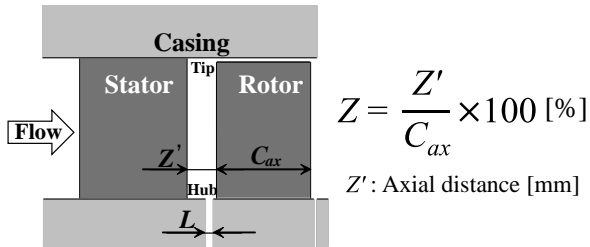


Fig.6 Definition of axial gap between stator and rotor

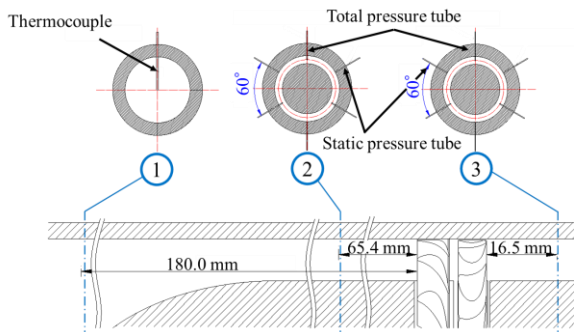


Fig.7 Measurement positions of temperature and pressure

Table 3 Test condition

		Condition		
Corrected mass flow rate	G_c [kg/s]	0.022 ~ 0.042		
Corrected rotational speed	N_c [rpm]	5,000	11,000	18,000

5. 性能評価方法

本研究における性能評価は標準大気状態 (101.3 kPa, 288.15 K) に修正して行った. 流量係数 ϕ [-] を式(1)により算出した.

$$\phi = \frac{V_z}{U_M} \quad (1)$$

ここで, V_z [m/s] は軸方向速度, U_M [m/s] は動翼の Midspan における周速度である. 修正比出力 S_c [J/kg] を式(2)により算出した.

$$S_c = \frac{2\pi N_c \tau_c}{60 G_c} \quad (2)$$

ここで, N_c [rpm] は修正回転数, τ_c [N·m] は修正トルク, G_c [kg/s] は修正質量流量である. 動翼への相対流入角 γ [deg.] は式(3)により見積もった.

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\tan \beta_s - \frac{1}{\phi} \right) \quad (3)$$

ここで, β_s [deg.] は静翼出口流出角である. つぎに, タービン段の比エンタルピ降下 Δh [J/kg] を式(4)により算出した.

$$\Delta h = c_p T_{st} \left\{ 1 - \left(\frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\} \quad (4)$$

ここで, c_p [J/kg·K] は定圧比熱, T_{st} [K] は標準大気温度, κ [-] は比熱比, π_t [-] は全圧膨張比である. タービン段効率 η_c [%] は式(5)により評価した.

$$\eta_c = \frac{S_c}{\Delta h} \times 100 \quad (5)$$

6. 実験結果および考察

(1) 修正トルク

Fig.8 に修正トルク τ_c と流量係数 ϕ の関係を, 修正回転数 N_c をパラメータとして示す. **Fig.9** にタービン動翼の Tip における相対流入角 γ と流量係数 ϕ の関係を, 修正回転数 N_c をパラメータとして示す. 両図から各修正回転数 N_c において, 流量係数 ϕ の増加に伴い流量と共に動翼への相対流入角 γ が増加するため, トルクが増加していることが分かる.

つぎに, 修正トルク τ_c に対するスキュー翼端の適用効果を調べるために, τ_c における各スキュータイプの Flat に対する増加量 $\delta\tau_c$ と ϕ の関係を, N_c をパラメータとして **Fig.10** に示す. スキュータイプ間で比較すると, キャビティ深さ D が小さいほど ϕ に関係なく τ_c が高くなる傾向を示している. D が最も小さい Type1 に着目すると, ϕ の

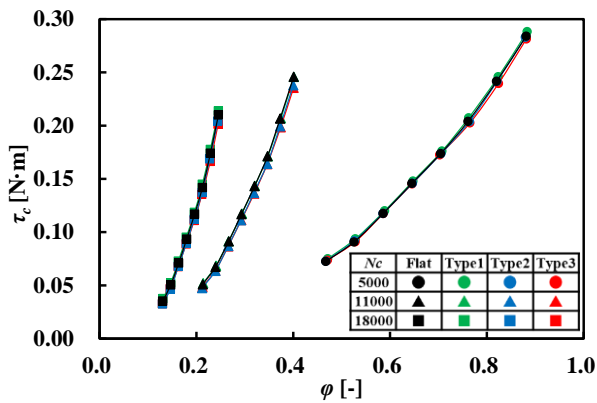


Fig.8 Corrected torque

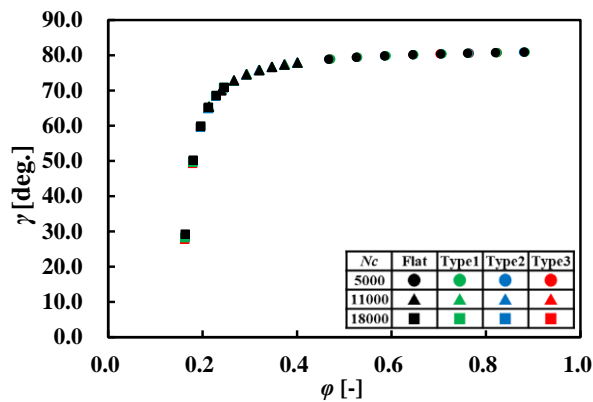


Fig.9 Relative inlet flow angle at rotor tip

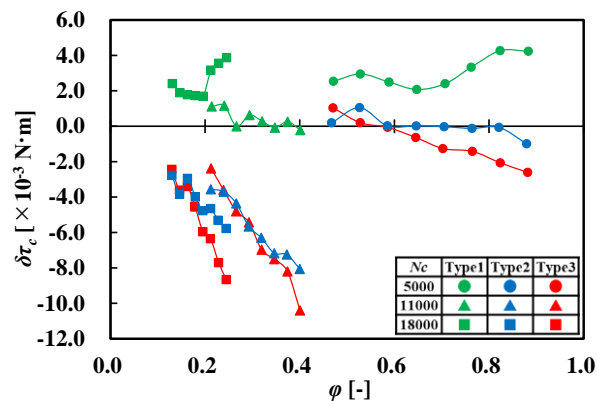


Fig.10 Increment of corrected torque

広い範囲で Flat よりも τ_c が高く、特に ϕ の高い領域でその傾向を強めている。この領域では Fig.9 から分かるように、相対流入角 γ が設計流入角の 80° 付近の値を示している。また、今回適用したキャビティは圧力面に沿って施されているため、圧力面側から翼端間隙に流入する漏れ流れの翼面と成す角が直角に近づくほど抑制効果が高いと予想される。したがって、流入角の増加と共にその効果は強くなるため、 ϕ の高い領域で漏れ流れが抑制されることにより翼間通過流量が増加し、 τ_c の増加を引き起こしたと考えられる。しかしながら、 D の増加に伴い $\delta\tau_c$ が低下していることから、漏れ流れの抑制効果に対して D の最適値が存在することが分かる。一方、 ϕ の減少に対して Type1 においては、 $\delta\tau_c$ が一時的に低下し再び増加してい

る。 ϕ の減少と共に連続的に低下する相対流入角 γ に対して、 $\delta\tau_c$ が不連続的に増減している。したがって、 ϕ の低い領域においては流入角以外の要因も $\delta\tau_c$ の変化に影響を与えていると予想されるが、その詳細の解明には更なる調査が必要である。

(2) 空力損失

比エンタルピ降下 Δh と流量係数 ϕ の関係を Fig.11 に、修正比出力 S_c と流量係数 ϕ の関係を Fig.12 に、また、 Δh と S_c の差で定義される空力損失 ΔL と流量係数 ϕ の関係を Fig.13 に、 N_c をパラメータとしてそれぞれ示す。Fig.11 から、各修正回転数 N_c において、流量係数 ϕ の増加に伴い、比エンタルピ降下 Δh が増加していることが分かる。Fig.8、Fig.9 および Fig.12 から、各修正回転数 N_c において、流量係数 ϕ の増加に伴い、相対流入角 γ が増加するためトルクが増加し、その結果、修正比出力 S_c が増加していることが分かる。また、Fig.8 と Fig.13 から、各修正回転数 N_c において、流量係数 ϕ の増加に伴いトルクが増加し、それによる翼負荷の増加により、馬蹄形渦、流路渦、漏れ流れおよび漏れ渦などが増強し、それらに起因する二次流れ損失が増加するため、空力損失 ΔL が増加していると考えられる。

つぎに、スキューラ翼端の適用が比エンタルピ降下 Δh 、修正比出力 S_c および空力損失 ΔL に与える影響を調べるために、 Δh における各スキューラタイプの Flat に対する増加量 $\delta(\Delta h)$ と ϕ の関係を Fig.14 に、 S_c における各スキューラタイプの Flat に対する増加量 δS_c と ϕ の関係を Fig.15 に、 ΔL における各スキューラタイプの Flat に対する増加量 $\delta(\Delta L)$ と ϕ の関係を Fig.16 に、 N_c をパラメータとしてそれぞれ示す。

Fig.9 と Fig.14 から、 ϕ の高い領域では相対流入角 γ の増加とともに $\delta(\Delta h)$ が増加し正の値を示していることから、全てのスキューラタイプで Flat よりも Δh が高くなっていることが分かる。また、スキューラタイプ間で比較すると、 ϕ の高い領域ではキャビティ深さ D の増加に伴いエンタルピ降下 Δh が増加しているが、逆に ϕ の低い領域では D の増加に伴い Δh は減少している。

Fig.15 において、 δS_c をスキューラタイプ間で比較すると、キャビティ深さ D が最も小さい Type1 で、 ϕ に関係なく δS_c が最も高くなっている。また、Type1 は ϕ の減少に対して δS_c が一時的に低下し再び増加している。これは、先に述べた τ_c の増減に連動している。

Fig.14 と Fig.15 から、 $\delta(\Delta h)$ と δS_c の値を比較すると ϕ の高い領域では全体的に $\delta(\Delta h)$ の方が大きいことが分かる。この傾向は、スキューラ翼端の適用は、設計流入角付近で流入する高流量係数域では、エンタルピ降下 Δh と共に修正比出力 S_c も増加させるが、その増加の割合は Δh の方が大きいので、Fig.16 に示すように空力損失 ΔL を増加させることを示している。 ΔL が増加する原因としては、漏れ流れおよび漏れ渦に起因する損失は低減されたが、翼間通過流量の増加に伴う τ_c の増加、つまり翼負荷の増加に

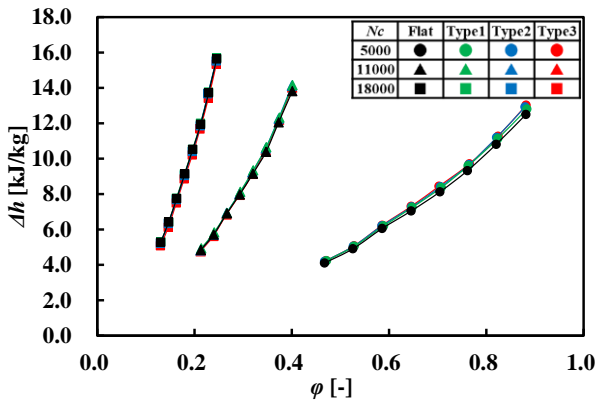


Fig.11 Enthalpy drop

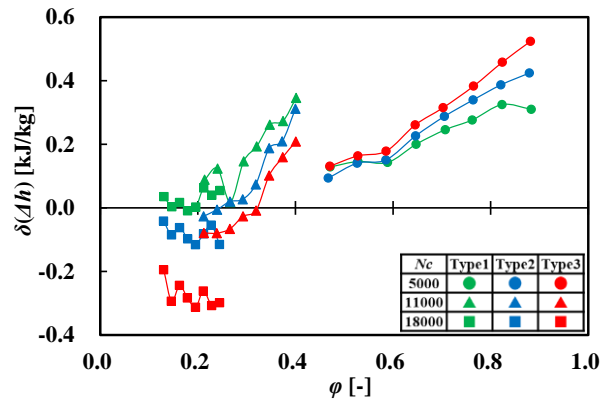


Fig.14 Increment of enthalpy drop

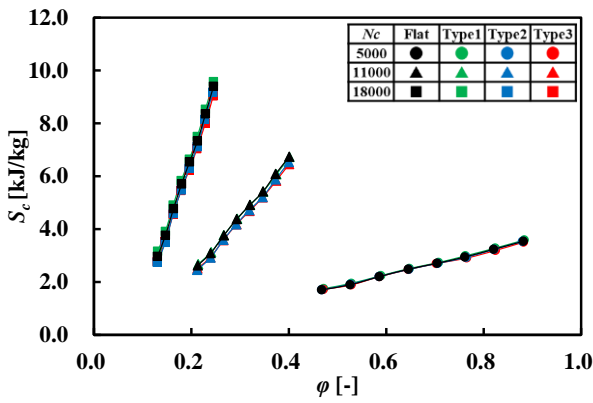


Fig.12 Specific power

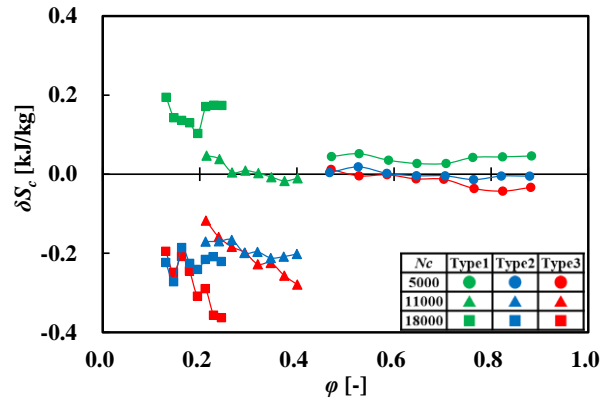


Fig.15 Increment of specific power

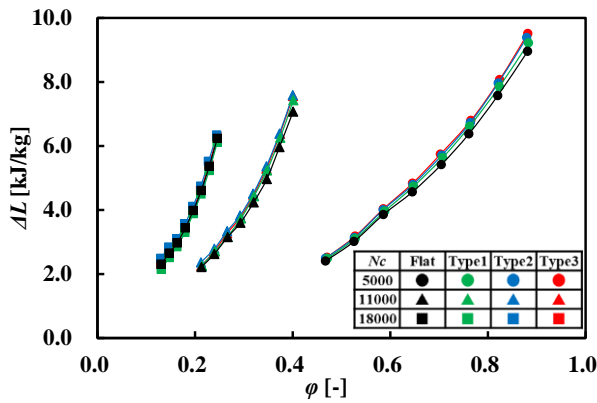


Fig.13 Aerodynamic loss

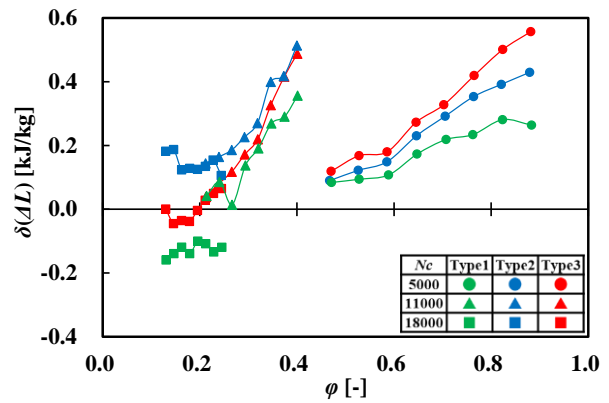


Fig.16 Increment of aerodynamic loss

より馬蹄形渦や流路渦が増強し、それらに起因する損失が増加したためと考えられる。一方、Fig.14 と Fig.15 において、 ϕ の低い領域で $\delta(\Delta h)$ と δS_c の値を比較すると、Type1 においては $\delta(\Delta h)$ の方が小さい領域が存在し、Fig.16 からその領域においては $\delta(\Delta L)$ が負の値を示しており、スキュー翼端の適用により Flat の場合より空力損失 ΔL を低減している。この領域では Fig.9 から分かるように相対流入角は設計流入角の 80° より低く、さらに、Fig.10 からスキュー翼端の適用により Flat より τ_c が増加している領域である。この ϕ の低下によって、 τ_c の増加と共に ΔL の低減を引き起こす具体的なメカニズムを解明するには、CFD (Computational Fluid Dynamics) 技術などの活用による解析が不可欠であると考えられる。

(3) タービン段効率

Fig.17 にタービン段効率 η_c と流量係数 ϕ の関係を、 N_c をパラメータとして示す。全体的に ϕ の低い領域で高い効率を示していることが分かる。

つぎに、スキュー翼端の適用がタービン段効率 η_c に与える影響を調べるために、 η_c における各スキュータイプの Flat に対する増加量 $\delta\eta_c$ と ϕ の関係を、 N_c をパラメータとして Fig.18 に示す。スキュータイプ間で比較すると、キャビティ深さ D が最も小さい Type1 において、 ϕ に関係なく $\delta\eta_c$ が最も高くなっている。また、Type1 の ϕ の低い領域に着目すると、 $\delta\eta_c$ が正の値を示しており、スキュー翼端の適用により効率が向上していることが分かる。これは先に述べたように、 ϕ の低い領域では修正トルク τ_c

および修正比出力 S_c の増加と共に ΔL を低減するためである。一方、 φ の高い領域では修正トルク τ_c および修正比出力 S_c は増加するが、それに伴う翼間内での二次流れの増強により ΔL も増加するため、Type1 においても効率の向上が見られなかったと考えられる。

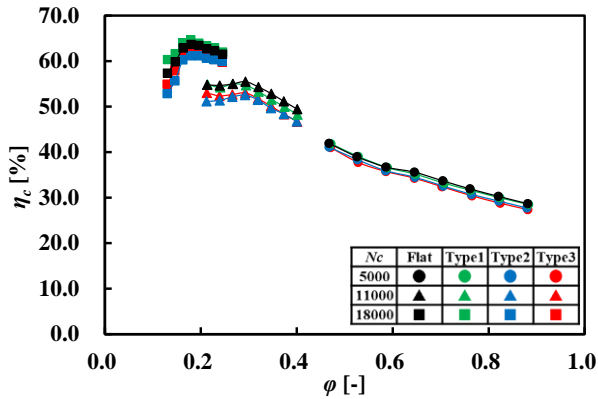


Fig.17 Turbine efficiency

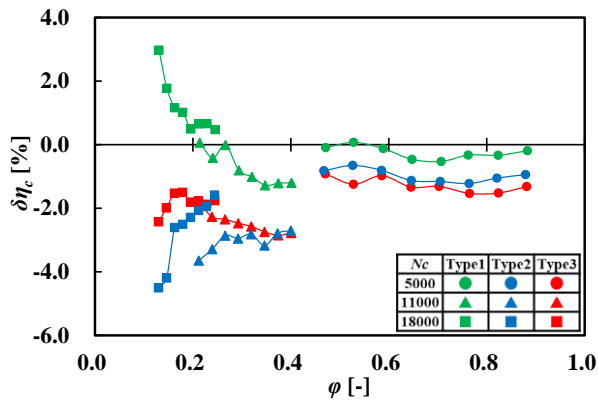


Fig.18 Increment of turbine efficiency

7. 結論

本研究により以下の結論を得た。

- (1) 設計流入角付近で流入する高流量係数域では、スキュー翼端の適用により流れが抑制されるためトルクが増加するが、その効果はキャビティ深さの増加と共に低下する。
- (2) 高流量係数域でのスキュー翼端の適用によるトルクの増加は、翼間内の二次流れを増強させることにより損失を増加させるため、効率の向上にはつながらない。
- (3) 流入角が設計流入角より小さくなる低流量係数域においては、キャビティ深さの小さいスキュー翼端の適用により、トルクの増加と共に損失が低減するためタービン段効率は向上する。

参考文献

- 1) 経済産業省：次世代火力発電に係る技術ロードマップ，p.6，2016.6.
- 2) 秋山浩二，田澤紘之，脇田悠介，辻田星歩，金子雅直：超高負荷タービン直線翼列内の損失低減に関する研究 - 最適スキュー深さと翼端間隙高さの関係 - ，第46回日本ガスタービン学会定期公演会（鹿児島）講演論文集，C-9，2018.10.
- 3) 田澤紘之，秋山浩二，辻田星歩，金子雅直：超高負荷タービンにおけるスキュー翼端による流れの低減メカニズム，第32回数値流体力学シンポジウム講演論文集，A03-2，2018.