

超高負荷軸流タービン円環翼列の空力性能： 翼端間隙および翼形状の影響

荒井, 翔太 / ARAI, Shota

(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

(巻 / Volume)

56

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

6

(発行年 / Year)

2015-03-24

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00011026>

超高負荷軸流タービン円環翼列の空力性能 —翼端間隙および翼形状の影響—

AERODYNAMIC PERFORMANCE OF ULTRA-HIGHLY LOADED AXIAL TURBINE CASCADE - INFLUENCES OF TIP CLEARANCE AND BLADE PROFILE -

荒井翔太

Shota ARAI

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 aerodynamic performances of three types of ultra-highly loaded axial turbine cascade (UHLTC) with the turning angle of 160 degree were assessed by using the small annular turbine cascade test rig. The profiles of three types of UHLTC are different in the length along the blade suction surface which is related to the blade maximum thickness. In addition, in the measurements of the aerodynamic performances of these UHLTC, the tip clearance size was set to 2% and 3% of the passage height. The experimental results showed that the decrease of the size of tip clearance enhanced the torque performance and the turbine efficiency because of the reduction of aerodynamic loss in every type of UHLTC. Moreover, the increase of the blade maximum thickness by the increase of the length of blade suction surface more effectively reduced the aerodynamic loss.

Key Words : Ultra-Highly Loaded Axial Turbine Cascade, Tip Clearance, Blade Profile

1. 緒論

近年、地球温暖化や天然資源の枯渇化に代表される地球規模の環境問題への対策として、発電設備や航空機エンジンなどに使用されているガスタービンの高性能化が強く求められている^[1]。特に日本においては、東日本大震災以降、発電事情が大きく変化し、原子力発電の大幅な減少により火力発電の占める割合が総発電量の 88%まで増加している。その結果として、地球温暖化の原因となる CO₂の排出量および天然資源の消費量が増加している。したがって、これらの問題を解決するために、その主要機器であるガスタービンの更なる性能向上が課題となっている。

ガスタービンの高性能化を実現するために、主要構成要素であるタービンに関して、主に空気力学、熱力学、材料の観点から研究が行われている。空気力学的にタービンの性能向上を図る方法の一つに、転向角の増加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翼一枚当たりの翼負荷を増加させるため、タービン翼枚数および段数の削減やタービン径の縮小が可能となる。その結果、タービンの小型・軽量化およびメンテナンスの簡素化が期待できる。また、ガスタービンの高効率化を実現するために、タービン入口温度の高温化に関する研究が行われており、近年では 1700℃ 級のタービン入口温度を有するガスタービンの開発が進められている^[2]。それに伴い、タービン翼の耐熱材料技術や遮熱コーティング技術、冷却技術などの

多くの研究が行われている。また、モバイル電源などに使用する超小型ガスタービンの研究^[3]が行われているが、一般的に小型のタービンにおいては単段で高い膨張比が得られるラジアル型が採用されている。したがって、高負荷化による軸流タービンの小型・軽量化を実現することで、高負荷軸流タービン翼を小型ガスタービンへ適用する可能性も考えられる。しかしながら、タービン翼の高負荷化は転向角の増加により翼間圧力勾配が増大するため、翼列流路内で発生する強い二次流れによる空気力学的損失の増加が予測される。また、一般的にタービン動翼の先端とケーシング壁面の間には翼端間隙が存在しているため、翼面圧力差により翼端間隙部を通過する流れが生じる。この流れは主流と干渉することで流れ渦を形成し損失を増加させ、さらに翼間流路を通過する流量を減少させることで翼負荷を低下させる。以上のことから、高負荷化に伴う翼面圧力差の増加は流れ渦を増強させるため、空力性能に大きな影響を与えられと考えられる。したがって、高負荷軸流タービン翼の実現のためには、翼列の性能試験や内部流れの解明^{[4],[5],[6]}を行うことにより、空力性能の低下を抑制する方法を探索する必要がある。

本研究では、超高負荷軸流タービン円環翼列(UHLTC)を小型ガスタービンへ適用することを視野に入れ、タービン直径 80mm の UHLTC を対象に、翼端間隙および翼形状の変化が空力性能に与える影響について調査した。空力性

能試験は, 3 種類の負圧面形状の異なる UHLTC に対して, 2 種類の翼端間隙高さを設定し, 小型円環翼列風洞試験装置を用いて行った.

2. 供試翼列

本研究の評価対象である UHLTC の静翼および動翼の翼形状と円環翼列を Fig.1 と Fig.2 に, 翼端間隙高さ TCL の定義を Fig.3 にそれぞれ示す. また, 翼列の主な仕様を Table 1 に示す. Fig.1(b) に示した 3 種類の UHLTC の動翼において, 圧力面(PS)側は同一形状であるが, 負圧面(SS)側は Original 翼(赤)を基準として, 前縁(LE)から後縁(TE)までの長さを長くした翼を Up 翼(青), 短くした翼を Down 翼(緑)

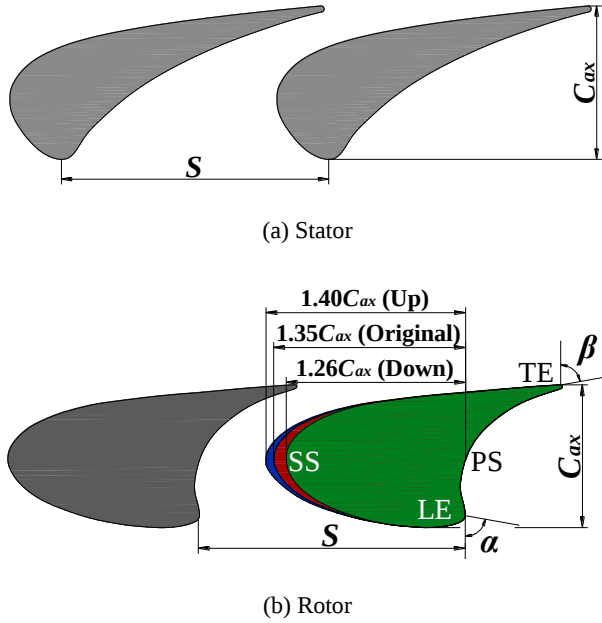


Fig.1 Profile of blades

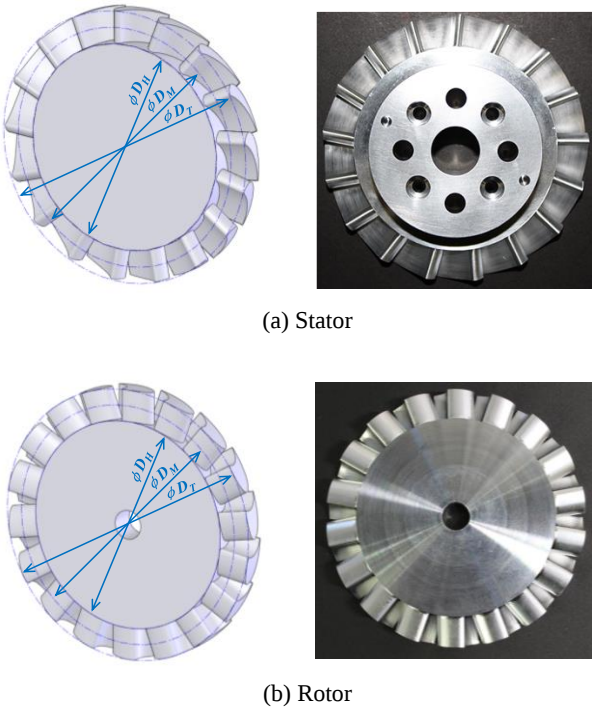


Fig.2 Annular cascades

とし, 最大翼厚がそれぞれ異なっている. 静翼と動翼の翼枚数はそれぞれ 17 枚および 18 枚となっており, 両翼共にスパン方向に一樣翼形状の二次元翼である. また, 全ての動翼において転向角は 160° であり, 動翼の TCL は 2% と 3% に設定した.

3. 実験装置

(1) 実験装置の概要

本研究で使用した実験装置全体の概略図を Fig.4 に示す. 実験装置はスクリーンプレッサ, 圧力タンク, 質量流量計および小型円環翼列風洞試験装置で構成されている. 本試験装置はスクリーンプレッサにより圧力タンクに蓄えられた圧縮空気が, 小型円環翼列風洞試験装置へと供給される吹込み型風洞である.

(2) 試験装置

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. また, 静動翼間距離 Z の定義を Fig.6 に, 全温および圧力測定位置を Fig.7 に示す. 試験装置測定部内のタービン段は, 静翼と動翼で構成される単段軸流タービンであり, 静動翼間距離 Z は動翼の 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と放出される. 測定部上流の流路中央には熱電対が, 測定部内のタービン段入口および出口には全圧管および静圧管が周方向にそれぞれ 4 箇所ずつ設置されている. 試験装置後方にはトルクメータ, 減速機, サーボモータが接続されており, 動翼の回転数はサーボモータにより制御した.

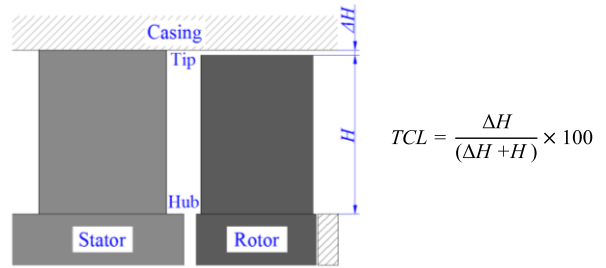


Fig.3 Definition of tip clearance

Table 1 Specification of cascades

	Stator	Rotor	
TCL [%]	0	2	3
Number of blade	17	18	
Blade axial chord C_{ax} [mm]	7.47	6.57	
Blade pitch at midspan S [mm]	13.01	12.25	12.23
Blade span H [mm]	9.6	9.4	9.3
Tip clearance size ΔH [mm]	0.0	0.2	0.3
Hub diameter D_H [mm]	60.8	60.8	
Midspan diameter D_M [mm]	70.4	70.2	70.1
Tip diameter D_T [mm]	80.0	79.6	79.4
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	

4. 実験方法および実験条件

(1) 空力性能試験

空力性能試験では、修正質量流量および初期回転数が設定値となるように質量流量および回転数の調整を行った。質量流量の調整は、質量流量計下流に設置した流量調節バルブを用いて調節し、修正質量流量が常に一定となるようにした。回転数の調整は、試験装置に接続されたサーボモータに速度指令を与え、負荷を掛けることにより行った。

修正質量流量および初期回転数が設定値で安定した後、タービン段入口および出口における全圧と壁面静圧、タービン段入口全温、トルクを測定した。その後、サーボモータにより負荷を加え、500rpm 減少毎に同様の測定を行った。

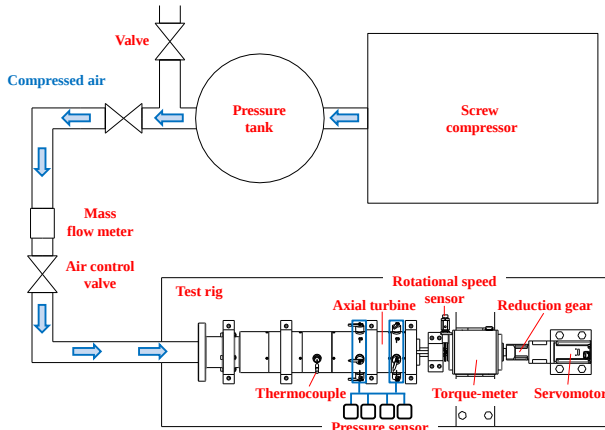
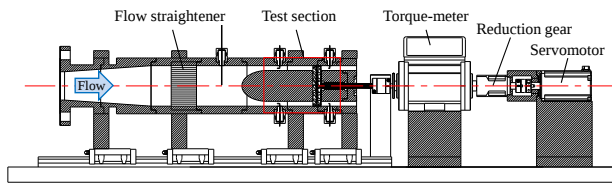


Fig.4 Experimental apparatus



(a) Schematic diagram

(b) Actual equipment

Fig.5 Small annular turbine cascade test rig

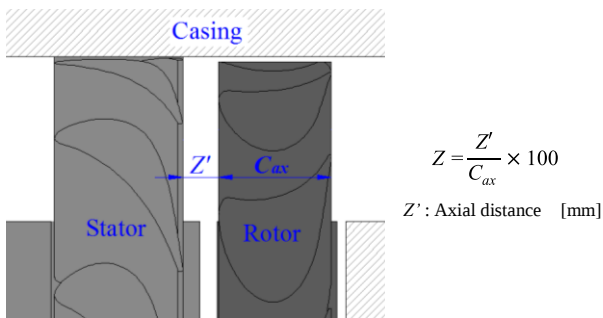


Fig.6 Definition of axial gap between stator and rotor

た。本試験では、修正質量流量一定の条件下で回転数を変化させることにより、動翼への相対流入角を変化させた。また、タービン段出口全圧の測定に関しては、回転数の変化に伴い動翼からの絶対流出角が変化するため、回転数に応じて全圧管の向きを調節した。各回転数における圧力および全温の測定は 300 点のデータを、トルクの測定は 100 点のデータを取得し、その測定値の算術平均値をデータ処理に用いた。

(2) 実験条件

空力性能試験におけるレイノルズ数、修正質量流量、初期回転数および各翼形状に対する各 TCL のタービン段入口全圧を Table 2 に示す。初期回転数の設定は、全ての翼列において減速機の許容回転数以下の 5000rpm とした。また、修正質量流量の値は、サーボモータを無負荷にした状態で、回転数が初期回転数以上となるように設定した。

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^{[7],[8]}。修正に用いた補正係数である無次元タービン段入口温度 $\sigma[-]$ および無次元タービン段入口全圧 $\delta[-]$ を Eq.(1) および Eq.(2) にそれぞれ示す。

$$\sigma = \frac{T_{t1}}{T_{st}} \quad (1)$$

$$\delta = \frac{P_{t1}}{P_{st}} \quad (2)$$

ここで、 T_{t1} [K]はタービン段入口全温、 T_{st} [K]は標準大気温度であり、 P_{t1} [Pa]はタービン段入口全圧、 P_{st} [Pa]は標準大気圧力である。

(1) 修正質量流量

質量流量 G [kg/s]を標準大気状態に修正した修正質量流量 G_c [kg/s]は次式により算出した。

$$G_c = G \frac{\sqrt{\sigma}}{\delta} \quad (3)$$

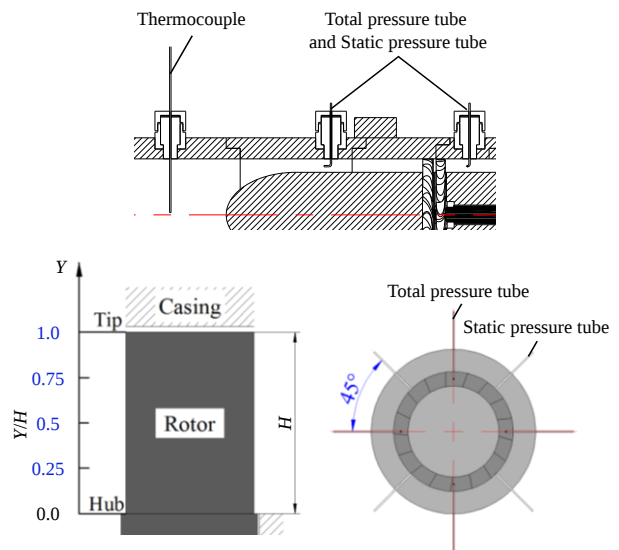


Fig.7 Measurement points of temperature and pressure

(2) 修正回転数

回転数 $N[\text{rpm}]$ を標準大気状態に修正した修正回転数 $N_c[\text{rpm}]$ は次式により算出した。

$$N_c = \frac{N}{\sqrt{\sigma}} \quad (4)$$

(3) 修正トルク

トルク $\tau[\text{Nm}]$ を標準大気状態に修正した修正トルク $\tau_c[\text{Nm}]$ は次式により算出した。

$$\tau_c = \frac{\tau}{\delta} \quad (5)$$

(4) タービン段効率

タービン段効率 $\eta_d[\%]$ は次式により算出した。

$$\eta_c = \frac{\frac{2\pi}{60} N_c \tau_c}{G_c c_p T_{st} \left\{ 1 - \left(\frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}} \times 100 \quad (6)$$

ここで、 $c_p[\text{J/kgK}]$ は定圧比熱、 $\kappa[-]$ は比熱比であり、 $\pi_t[-]$ はタービン段入口全圧 $P_{t1}[\text{Pa}]$ とタービン段出口全圧 $P_{t2}[\text{Pa}]$ から次式で算出される全圧膨張比である。

$$\pi_t = \frac{P_{t1}}{P_{t2}} \quad (7)$$

(5) 空力損失に起因する動力減少量

タービン段における空力損失に起因する動力減少量 $\Delta L_c[\text{J/s}]$ を次式により算出した。

$$\Delta L_c = G_c c_p T_{st} \left\{ 1 - \left(\frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\} - \frac{2\pi}{60} N_c \tau_c \quad (8)$$

(6) 全圧損失係数

タービン段における全圧損失係数 $C_{pt}[-]$ を次式により算出した。

$$C_{pt} = \frac{P_{t1} - P_{t2}}{P_{t1}} \quad (9)$$

(7) 絶対流出角

タービン動翼出口における絶対流出角 $\theta[\text{deg.}]$ を次式により算出した。

$$\theta = \cos^{-1} \left(V_z / \sqrt{2(P_{t2} - P_{s2}) / \rho_2} \right) \quad (10)$$

ここで、 $V_z[\text{m/s}]$ は軸方向速度、 $P_{s2}[\text{Pa}]$ はタービン段出口静

圧、 $\rho_2[\text{kg/m}^3]$ はタービン段出口密度である。

(8) 相対流入角

動翼への相対流入角 $\gamma[\text{deg.}]$ は次式により算出した。

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\tan \beta_s - \frac{1}{\phi} \right) \quad (11)$$

ここで、 $\beta_s[\text{deg.}]$ は静翼流出角、 $\phi[-]$ は $V_z[\text{m/s}]$ と動翼の Midspan における周速度 $U[\text{m/s}]$ を用いて次式で定義される流量係数である。

$$\phi = \frac{V_z}{U} \quad (12)$$

6. 実験結果および考察

(1) トルク性能

Fig.8 に 2 種類の *TCL* における各翼形状の修正トルク τ_c と修正回転数 N_c の関係を、Fig.9 に動翼の絶対流出角 θ と修正回転数 N_c の関係を示す。また、Fig.10 に動翼出口流速 V_2 のスパン方向分布を示す。ここで、図中の 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 Fig.10 においては、 V_2 のスパン方向分布における翼形状間の関係性が回転数によって変化しなかったため、 $N=500\text{rpm}$ 時の流速を示しており、 $Y/H=0.25$ 以下の値が示されていないのは円筒型単孔ピトー管の構造上測定できないためである。Fig.8 において、翼形状の変化による影響に着目すると、それぞれの *TCL* で Up 翼の τ_c が最も大きく、Down 翼の τ_c が最も小さくなっている。これは Fig.9 より、それぞれの *TCL* における θ が Up 翼で最大、Down 翼で最小となるためである。Up 翼において θ が最大となった要因は、他の翼形状と比較して、最大翼厚が最も大きく、翼間流路後半部における翼間流路幅が狭くなり (Fig.1(b))、動翼出口で最も増速するためである (Fig.10)。一方、Down 翼では最大翼厚が最も小さく、Up 翼と逆の傾向を示すためと考えられる。上述した翼形状間の比較において、トルクおよび流出角が Up 翼で最も大きく、Down 翼で最も小さくなる傾向は、同翼の直線翼列に対する研究結果とも一致している^[4]。また、*TCL* の変化による τ_c への影響に着目すると、全ての翼形状で *TCL* の減少に伴い、 τ_c が増加している。この原因として、*TCL* の減少は翼高さの増加に加え、翼端間隙を通過する流れの減少により翼間通過流量が増加するためと考えられる。その結果、Fig.9 に示した θ が *TCL* の減少に伴い増加している。

以上の結果から、翼形状の変化により Up 翼の τ_c が最も大きいことが分かった。これは最大翼厚の増加により θ が増加するためである。また、*TCL* の減少に伴い、全ての翼形状で τ_c が増加した。これは翼高さの増加および流れの減少による翼間通過流量の増加に起因すると考えられる。

(2) 空力損失

Fig.11 に空力損失に起因する動力減少量 ΔL_c と相対流入角 γ の関係を示す。また、Fig.12 には流れによる影響

Table 2 Experimental condition

		Up		Original		Down	
Tip clearance	<i>TCL</i> [%]	2	3	2	3	2	3
Reynolds number	<i>R_e</i> [-]	3.85×10^4					
Corrected mass flow rate	<i>G_c</i> [kg/s]	0.0272					
Initial rotational speed	<i>N</i> [rpm]	5000					
Inlet total pressure	<i>P_{t1}</i> [kPa]	109.0	108.3	108.7	108.5	107.4	108.8

を比較するために、Tip 側に近い $Y/H=0.75$ における $N=500\text{rpm}$ 時の各翼形状の全圧損失係数 C_{pt} と TCL の関係を示す。Fig.11 において翼形状の変化による影響に着目すると、 $TCL=2\%$ では Original 翼の ΔL_c が僅かに大きくなっているが、翼形状間に大きな差は見られない。しかしながら、 $TCL=3\%$ では Down 翼の ΔL_c に対して、Up 翼および Original 翼の ΔL_c が増大している。この原因を以下に考察する。Up 翼および Original 翼は Down 翼と比較して、最大翼厚の増加により負圧面転向部付近の曲率半径が減少し、負圧面上の局所的な静圧の低下が報告されている^[4]。さらに、Fig.9 に示した Up 翼と Original 翼における θ は Down 翼より大きく、動翼出口での流速の増加に起因した静圧の低下により、翼面圧力差が増大することで、漏れ流れが増強すると考えられる。Fig.12 に示した Tip 付近の C_{pt} を比較すると、 $TCL=3\%$ において Up 翼および Original 翼の C_{pt} は Down 翼より増大していることが確認できる。以上のことから、 TCL が比較的大きい 3% の場合において、Up 翼および Original 翼の漏れ損失が増大したことで、Down 翼の ΔL_c との間に差が生じたと考えられる。また、 TCL の変化による影響に着目すると、全ての翼形状で TCL の減少に伴い、 ΔL_c が減少している。さらに、 TCL の減少に伴う ΔL_c の減少量は Up 翼で最大となった。これは全ての翼形状において、 TCL の減少が翼端間隙を通過する漏れ流れを抑制し、漏れ損失を減少させるためと考えられる。特に、最大翼厚が最も大きい Up 翼では、 $TCL=3\%$ における漏れ損失が他の翼形状より増大し、この増大した漏れ損失が TCL

の減少により抑制されたことで、 ΔL_c の減少量が最大となったと考えられる。また、 γ の変化による影響に着目すると、 γ の増加は、全ての翼形状に対して ΔL_c を増大させ、さらに γ の増加に対する ΔL_c の増加率も上昇させる傾向を示している。これは、 γ の増加に伴う翼面圧力差の増加により、翼端間隙を通過する漏れ流れがより増強されることで、漏れ損失が増大したことが要因として考えられる。さらに、 γ の増加は Fig.13 に示すように、翼間入口付近における 1 ピッチ分の流路幅の流路方向拡大率を増加させるため、端壁面上の流入境界層の発達を促進することが報告されている^[6]。この境界層の発達により、翼間内で発生する流路渦が増強し、それに起因した損失が増大することも ΔL_c の増大原因の一つとして考えられる。

以上の結果から、 $TCL=3\%$ では Down 翼の ΔL_c に対して、Up 翼および Original 翼の ΔL_c が増大した。これは、最大翼厚の増加による負圧面転向部付近の曲率半径の減少および動翼出口流速の増加に起因した静圧の低下により、漏れ流れが増強し、漏れ損失を増大させるためと考えられる。また、全ての翼形状において、 TCL の減少は漏れ損失を抑制することにより ΔL_c を減少させ、その減少量は最大翼厚の増加に伴い大きくなった。また、 γ の増加は、全ての翼形状に対して ΔL_c を増大させ、さらにその増加率も上昇させる傾向を示した。これは、 γ の増加による翼面圧力差の増加および流入境界層の発達により、漏れ流れおよび流路渦が増強することで、それらに起因した損失が増大するためと考えられる。

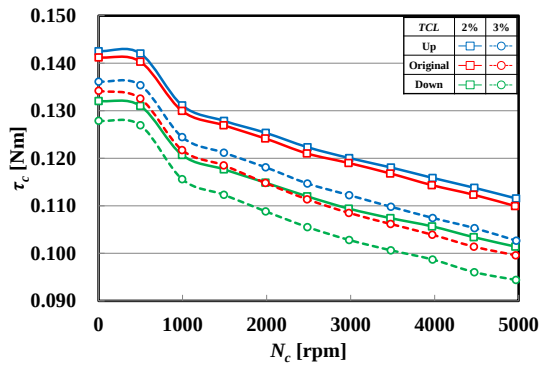


Fig.8 Corrected torque

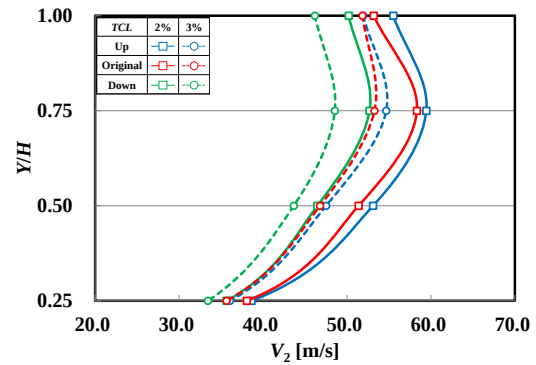


Fig.10 Absolute outlet velocity ($N=500\text{rpm}$)

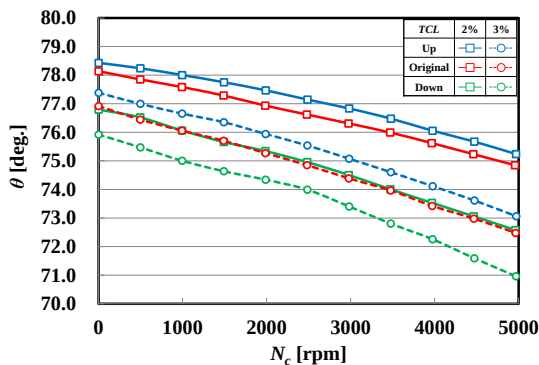


Fig.9 Absolute outlet flow angle

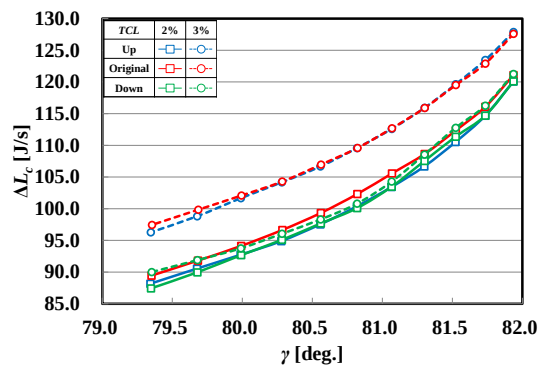


Fig.11 Power reduction by aerodynamic loss

(3) タービン段効率

Fig.14 にタービン段効率 η_c および相対流入角 γ と修正回転数 N_c の関係を示す。それぞれの TCL において、Up 翼の η_c が最大となった。また、 TCL の減少に伴い、全ての翼形状で η_c が向上しており、Up 翼および Original 翼では約 4%、Down 翼では約 2% 向上した。これは、Fig.8, Fig.9 に示した θ の増加に伴う τ_c の増加および Fig.11 に示した ΔL_c の減少に起因すると考えられる。しかしながら、 TCL の変化により、Original 翼および Down 翼の η_c の大小関係が逆転している。この原因として、Original 翼は Down 翼と比較して、 TCL の減少に伴う τ_c の増加量および ΔL_c の減少量が増加したためと考えられる(Figs.8,11)。

以上の結果から、翼形状の変化により Up 翼の η_c が最大となることが分かった。また、全ての翼形状において、 TCL の減少は τ_c の増加および ΔL_c の減少により、 η_c を向上させた。しかしながら、Fig.14 において、最大効率点のデータが取得できていないことが分かる。この原因は、減速機の最高回転数および圧力センサの制約により初期回転数を 5000rpm 以上には増加できなかったためであり、最大効率点となる γ は試験範囲外にあると考えられる。さらに試験結果より、最大効率点となる γ は設計流入角 80° より小さい可能性がある。したがって、最大効率点での空力性能評価を行うためには、試験装置の高回転化による試験範囲の拡大が重要な課題である。

7. 結論

以上、本研究により以下の結論を得た。

- (1) 本性能試験により翼端間隙および翼形状の変化が超高負荷軸流タービン円環翼列の空力性能に与える影響を明らかにした。
- (2) 同一翼端間隙高さに対して、最大翼厚の最も大きい Up 翼におけるトルクおよび効率が最大となった。
- (3) 翼端間隙高さの減少は、全ての翼形状でトルク性能および効率を向上させ、空力損失を減少させる。
- (4) 翼端間隙高さの減少に対する空力損失の減少量は、最大翼厚の増加に伴い大きくなる。
- (5) 相対流入角の増加は、全ての翼形状に対して空力損失を増加させ、さらにその増加率も上昇させる。

参考文献

- 1) 塚越敬三, 六山亮昌, 福泉靖史, 正田淳一郎, 岡田郁生, 伊藤 栄作, 1700℃級ガスタービンの開発, GTSJ ガスタービンセミナー資料集, Vol.35(2007), pp.1-8.
- 2) 安威俊重, 正田淳一郎, 伊藤 栄作, J 形ガスタービン技術を適用した高効率/高運用性ガスタービン M701F5 形の開発, 三菱重工技報, Vol.51, No.1(2014), pp.2-10.
- 3) 松尾栄人, 吉識晴夫, 長島利夫, 加藤千幸, 超小型ガスタービンの開発, 日本エネルギー学会誌, Vol.84, No.3(2005), pp.192-199.
- 4) 辻田星歩, 水木新平, 山本孝正, 超高負荷タービン翼列

内の流れの数値解析, 日本機械学会論文集(B編), Vol.70, No.697(2004), pp.2332-2340.

- 5) 辻田星歩, 山本孝正, 超高負荷タービン翼列内の二次流れ, 日本ガスタービン学会誌, Vol.36, No.5(2008), pp.379-384.
- 6) 辻田星歩, 林宏樹, 山本孝正, 超高負荷タービン翼列内の二次流れと損失生成への入射角の影響, 日本機械学会論文集(B編), Vol.79, No.800(2013), pp.577-593.
- 7) 山本孝正, 高原北雄, 能瀬弘幸, 井上重雄, 臼井弘, 三村富嗣雄, 空冷軸流タービンの空力性能に関する研究 (第一報 空冷タービンの設計および冷却空気を流さない場合の全体性能に関する実験的研究), 航空宇宙技術研究所報告, NAL TR-321(1973), pp.1-20.
- 8) 井上重雄, 臼井弘, 西村英明, 山本孝正, 蓑田光弘, 高原北雄, 能瀬弘幸, 竹嶋健次郎, 殿村兆史, 高負荷低圧タービンの研究開発(Ⅲ) 全体性能試験, 航空宇宙技術研究所資料, NAL TM-493(1983), pp.1-17.

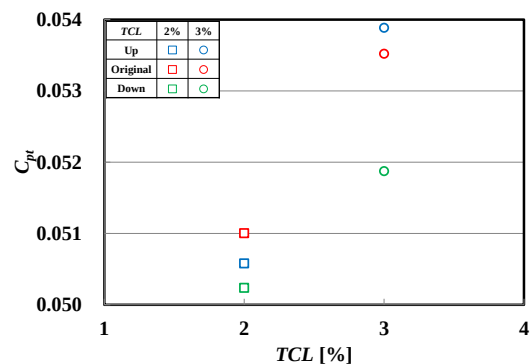


Fig.12 Total pressure loss coefficient ($Y/H=0.75$)

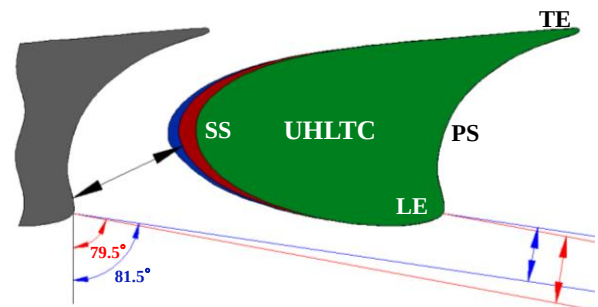


Fig.13 Streamwise variation of passage width

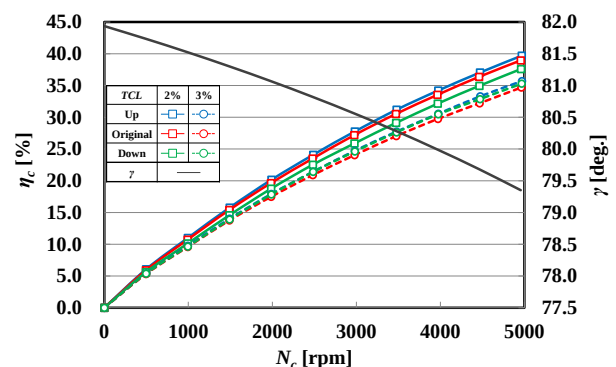


Fig.14 Turbine efficiency