

非軸対称Endwallによるタービン翼列内の二次流れの低減：凹凸形状の軸方向分布範囲の影響

BANDO, Tsubasa / 板東, 翼

(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/10.15002/00021982>

非軸対称 Endwall によるタービン翼列内の 二次流れの低減 -凹凸形状の軸方向分布範囲の影響-

REDUCTION OF SECONDARY FLOW IN TURBINE CASCADE
BY NON-AXISYMMETRIC ENDWALL CONTOURING

- INFLUENCE OF AXIAL-WISE DISTRIBUTION RANGE OF CONVEX AND CONCAVE CONTOURING -

板東翼

Tsubasa BANDO

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 the turbine cascade, the secondary flow such as the passage vortex is main cause of generation of aerodynamic losses. The secondary flow loss due to the passage vortex can be reduced by locally reducing the pitch wise pressure gradient near the endwall. In this study, the flows in the linear turbine cascades with three types of non-axisymmetric endwall, which are different in the axial-wise range of the distributed concavo-convex curved surface, were investigated experimentally by the 5-hole Pitot tube and the oil flow visualization. The experimental results clarified that the reduction of the axial-wise range of the convex-concave curved surface intensified the cross-flow locally by increasing the curvature of the convex curved surface generated along the boundary between the plane endwall and the concave curved surface distributed near suction surface, and consequently increased the loss.

Key Words : *Non-Axisymmetric Endwall, Gas Turbine, Linear Turbine Cascade*

1. 結論

近年、世界各国において活発な経済活動が行われており、目覚ましい成長を見せている国が増えている。しかし、その裏側では地球温暖化といった世界規模の環境問題が深刻化している。経済の発展における様々な分野で、必要不可欠な動力や電力を得るためには、大量の化石燃料を使用する原動機が使われている。このため、不完全燃焼による粒子状の環境汚染物質や有毒ガス、二酸化炭素などが排出され、環境問題の原因となっている。さらに化石燃料消費に伴う資源の枯渇が懸念され、これらの問題に対応するために、二酸化炭素などの温室効果ガスの排出量に関する規制が先進国を中心に強化されている。また、風力、太陽光エネルギーなどの再生可能エネルギーが注目を浴びているが、これらの天候依存型のクリーンエネルギーは供給が不安定であるため、主要なエネルギー源として使うことは現状の蓄電技術では難しい。そのため、化石燃料を使用する原動機の低燃費化や環境負荷を低減する技術の研究が各国で行われており、特に産業用ガスタービンや航空用ジェットエンジンの高性能化に関する研究が急務となっ

ている。

産業用ガスタービンや航空用ジェットエンジンの性能を向上させる方法の一つに、その主要構成要素の一要素であるタービンの空気力学的性能の向上がある。タービンの翼列内では、空気力学的損失生成の主要因となる流路渦や馬蹄形渦などの二次流れが発生する。したがって、タービンの空力性能の向上を図るには、それらの二次流れを低減させる必要がある。特に損失生成に与える影響が大きい流路渦は、翼間圧力勾配と Endwall 近傍の境界層流に作用する流路の曲率に起因する遠心力との不均衡が生じることによって発生する。この流路渦の低減方法の一つとして、Hub 側 Endwall 面上に三次元的な凹凸形状の曲面を施すことにより、Endwall 付近の翼間圧力勾配を制御する非軸対称 Endwall[1-4]がある。

非軸対称 Endwall とは、タービン翼列の Hub 側 Endwall 面上の圧力面側に凸形状、負圧面側に凹形状を施すことにより、特に流路渦などの二次流れの発生原因となる Endwall 近傍の翼間圧力勾配を低減する技術である。しかしながら、この非軸対称 Endwall の形状は、凹凸を施す位

置や範囲およびその高さや曲率などの多くの幾何学的パラメータによって規定される。したがって、流路渦低減に最も効果的で最適な Endwall 形状を施すための設計指針を確立させるには、これらの幾何学的パラメータが Endwall 上の圧力分布や二次流れに与える影響を明らかにする必要がある。

本研究では、凹凸を規定する多くの幾何学的パラメータのうち、翼間 Endwall 上における凹凸の軸方向分布範囲に着目した。この分布範囲を変えることによる影響を調査するために、設計した非軸対称 Endwall を直線タービン翼列に適用し、Endwall 上の静圧分布の測定、5 孔ピトー管による翼間流路内部の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を行い、非軸対称 Endwall に対する設計指針確立のための知見を収集した。

2. 実験装置

本研究で使用した実験装置の全体図を Fig.1 に示す。本風洞試験装置は大気開放型吹き出し風洞である。送風機により吸い込まれた空気は風洞、ノズル、整流格子、測定セクションを通過後、大気に放出される。測定セクションの概略図を Fig.2 に示す。直線翼列モデルは測定セクションの底側から挿入し固定する。測定セクション内部の入口側と出口側には翼列への入射角と翼列下流の流出角を設定するための案内板を設置した。測定セクション上部には 5 孔ピトー管を移動させるための天井走行型トラバース装置を設置した。測定セクション上面の第 1 軸方向の可動壁は送風機からの空気の流入方向に対して垂直な水平方向へ、その上に設置された第 2 軸方向のトラバース装置は送風機からの空気の流入方向へ、さらにその上に設置された第 3 軸方向のトラバース装置は翼スパン方向へ移動する。

3. 翼列形状

(1) タービン翼

本研究で用いた供試タービン翼形状を Fig.3 に、その仕様を Table 1 に示す。同翼は転向角 113.3° の軸流タービン動翼であり [5]、翼根元(Hub)から翼先端側(Tip)まで同形状の二次元翼である。また、翼の製作には三軸加工機を使用した。また、翼先端側(Tip)には翼端の漏れ流れを防止するためにフェルトが貼り付けられている。

(2) Endwall

本研究で使用した Type 1~Type 4 の 4 種類の Endwall の壁面起伏を示す等高線分布を Fig.4 に示す。Type 1 は基準となる平面 Endwall である。Type 2 は $Z/C_{ax}=0.0$ から $Z/C_{ax}=1.0$ の範囲に凹凸形状が施され、翼転向部 $Z/C_{ax}=0.41$ において凸形状最高点が翼圧力面上に、凹形状最低点が翼負圧面上に位置する Endwall である。ここで、 Z/C_{ax} は翼前縁を 0.0、翼後縁を 1.0 とした軸方向無次元距離である。また、凹凸形状の分布範囲が異なる Endwall として、凸形状最高点および凹形状最低点の位置は Type 2 と同様で、凹凸形状が $Z/C_{ax}=0.05$ から $Z/C_{ax}=0.95$ の範囲に分布する

Type 3, $Z/C_{ax}=0.1$ から $Z/C_{ax}=0.9$ の範囲に分布する Type 4 を使用した。なお凹凸の起伏の最大値と最小値は Type 1 の Endwall を基準面として、翼高さ H の $\pm 5\%$ に相当する ± 4.35 mm とした。

各 Type の Endwall へのタービン翼の取り付け方法は、翼と Endwall にねじ穴と位置決め用のピンの穴を明け、そのピンで位置を決め、ねじで翼と Endwall を固定した。Endwall に 6 枚の翼を差し込んだ直線翼列モデルの写真を Fig.5 に示す。この翼列の翼間内および下流の流動現象を測定した。

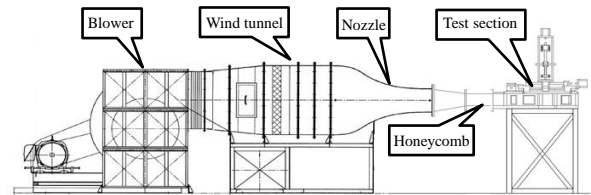


Fig.1 Experimental apparatus

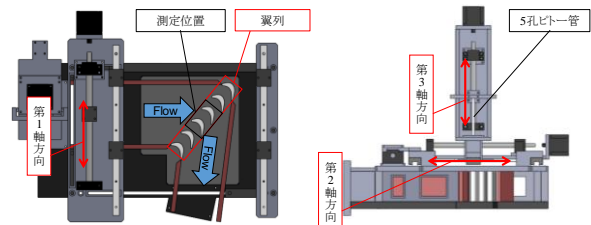


Fig.2 Test section

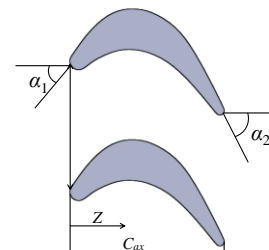


Fig.3 Test cascade

Table 1 Specification of test cascade

| | |
|------------------------|-------|
| 翼弦長 C [mm] | 44.3 |
| 軸弦長 C_{ax} [mm] | 42.3 |
| 翼高さ H [mm] | 87 |
| アスペクト比 H/C | 1.96 |
| 翼枚数 N | 6 |
| 翼ピッチ S [mm] | 36.85 |
| 翼流入角 α_1 [deg.] | 49.8 |
| 翼流出角 α_2 [deg.] | 63.5 |
| ガス流入角 [deg.] | 43.6 |

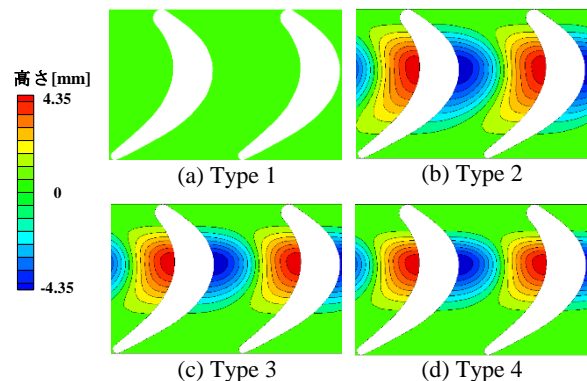


Fig.4 Contour of endwall

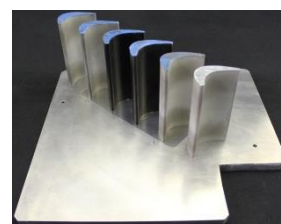


Fig.5 Linear turbine cascade

4. 実験方法

(1) 実験条件

本実験においては、作動流体は空気であり、試験流速は測定セクション入口に設置したJIS型ピトー管を用いて35 m/sに設定した。その際の入口乱れ度は1%で、翼列出口流速と翼弦長に基づくレイノルズ数は 1.41×10^5 である。

(2) 5孔ピトー管による翼列内部流れの測定

5孔ピトー管による内部流動の測定は、翼間内のP1からP6および翼列下流のP7の合計7断面で行った。各測定断面の軸方向位置をFig.6およびTable 2に示し、また各測定断面での測定点数をTable 2に示す。各測定断面における測定点数は、スパン方向については平面Endwallと非軸対称Endwallの平坦な部分では57点とし、凹凸形状の部分ではその形状に合わせて点数を増減させた。ピッチ方向については、翼間内の各断面では流路幅のピッチ方向距離に合わせて調節し、翼列下流では翼列1ピッチの長さを満たす25点とした。各測定点間の距離は1.5 mmとし、凹凸付近のスパン方向については1.0 mmとした。

内部流動の測定は、圧力センサを接続した5孔ピトー管をトラバース装置に固定し、自動計測プログラムによりトラバースさせて行った。凹凸壁面近傍については形状が複雑なため手でトラバースを行った。

(3) Endwall面静圧の測定

Endwall面静圧の測定は、Fig.7およびTable 3に配置を示す翼列上流のL1から翼列下流のL7までの合計7列の測定孔を用いて行った。なお、静圧孔のピッチ方向の間隔はピッチ方向無次元距離 $X/S=0.065$ とした。

測定は、各静圧孔に差し込んだステンレスチューブに接続された圧力センサにより測定し、圧力センサを接続していない静圧孔は蓋をすることにより、漏れを防止した。

(4) Hub側Endwall上の流跡線の可視化

Endwall上のせん断流の可視化に用いた油膜は流動パラフィン、二酸化チタン、オレイン酸からなる混合物であり、それらの質量混合比は1:1:1である。

この混合した油膜をHub側Endwall上に均一に塗布した後、送風機を30分間運転し、形成された油膜のパターンをデジタルカメラにより記録した。

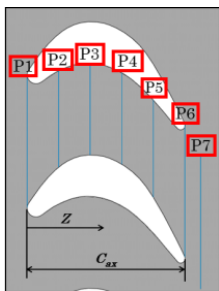


Fig.6 Distribution of measured planes

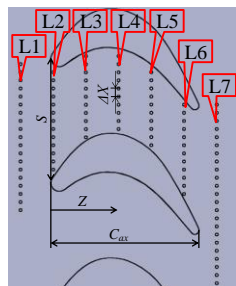


Fig.7 Distribution of static pressure taps on endwall

Table 2 Locations of measured planes and numbers of measured points

| 測定断面 | 断面位置 (Z/C _{ax}) | 測定点数 (N _x ×N _y) |
|------|---------------------------|--|
| P1 | 0.0 | 684(12×57) |
| P2 | 0.2 | 741(13×57) |
| P3 | 0.4 | 684(12×57) |
| P4 | 0.6 | 684(12×57) |
| P5 | 0.8 | 684(12×57) |
| P6 | 1.0 | 1083(19×57) |
| P7 | 1.1 | 1425(25×57) |

Table 3 Locations and numbers of static pressure taps on endwall

| 列 | 列の位置(Z/C _{ax}) | 静圧孔の数 |
|----|--------------------------|-------|
| L1 | -0.205 | 19 |
| L2 | 0.015 | 13 |
| L3 | 0.235 | 11 |
| L4 | 0.445 | 10 |
| L5 | 0.675 | 10 |
| L6 | 0.895 | 12 |
| L7 | 1.115 | 23 |

5. データの解析方法

本研究で設計した非軸対称Endwallの効果を調べるために用いたパラメータの定義を以下に示す。

静圧係数 C_{ps} :

$$C_{ps} = P_s / (0.5 \times \rho \times V_{mout}^2) \quad (1)$$

ここで、 P_s は各静圧孔で測定した静圧、 ρ は空気の密度、 V_{mout} は翼列出口断面平均流速である。

全圧損失係数 C_{pt} :

$$C_{pt} = (P_{tin} - P_t) / (0.5 \times \rho \times V_{mout}^2) \quad (2)$$

ここで、 P_{tin} は測定セクション入口における全圧、 P_t は測定全圧である。

二次流れ運動エネルギー係数 C_{sk} :

$$C_{sk} = (V_{si} / V_{mout})^2 \quad (3)$$

ここで、 V_{si} は二次流れ速度ベクトルの成分である。

6. 実験結果および考察

(1) Endwall面静圧の測定結果

Fig.8にType 1からType 4におけるEndwall上の静圧係数 C_{ps} 分布を示す。また、Fig.9(a)にType 2、(b)にType 3、(c)にType 4の静圧差係数 ΔC_{ps} の分布を示す。ここで、 ΔC_{ps} は各非軸対称Endwall面における静圧係数 C_{ps} 分布から平面Endwallの同分布を同位置間において差し引いた値として定義される。したがって、正の ΔC_{ps} は平面Endwallより圧力が上昇し、負の ΔC_{ps} は低下していることを示している。なお、これらの図中におけるPSは翼圧力面、SSは翼負力面を示しており、また翼列上流のL1から翼列下流の

L7は各静圧測定孔の軸方向位置を示している。

平面 Endwall (Type 1)では静圧の高い領域が圧力面に、また最も低い領域が負圧面側の翼転向部より下流の位置に分布している(Fig.8(a)). その結果、L4およびL5付近においてピッチ方向の圧力勾配が最も大きくなっていることが分かる。一方、Type 2ではType 1に比べて負圧面側の転向部付近においては圧力が増加していることが分かる(Figs.8(a), (b), 9(a)). その結果、特にL4においてピッチ方向の圧力勾配が低減している。また、Type 3, 4でも同様にType 1に比べて負圧面側の転向部付近において圧力が増加している(Figs.8(a), (c), (d), 9(b), (c)). これら負圧面側での圧力上昇は、作動流体が翼負圧面側の Endwall 上に施した凹曲面に沿って流れることにより、流体粒子に作用する曲率半径方向の遠心力に釣り合う負の圧力勾配が曲率中心方向に生じたため、凹曲面の底部において圧力が上昇したと考えられる。以上の結果から、本研究で設計した凹凸形状を用いて翼間圧力勾配を制御することができると云える。

Type 2ではType 1に比べて、圧力面側転向部よりも上流付近では、僅かであるが圧力が上昇している(Fig.9(a)). また、Type 3, 4についても圧力面側の圧力分布に同様の傾向がみられる(Figs.9(b), (c)). これらの圧力増加域の位置は平面から連続的に凸曲面に変化する境界の位置に対応していることから、その境界に沿う付近ではEndwall形状が凹曲面状になっているため、圧力が上昇したと考えられる。一方、負圧面側に凹曲面を有するType 2からType 4では、翼負圧面側の翼転向部よりも上流側のL3付近と翼転向部よりも下流側のL5付近の圧力がType 1より低下し、その傾向はType 4が一番強くなっているのが確認できる(Fig.9). これは、平面から連続的に凹曲面に変化する境界に沿う付近のEndwall形状が凸曲面状になっているためと考えられる。また、Type 4でこれらの現象が最も強く表れた原因は、翼列軸方向の分布範囲が最も狭く、各凹凸曲面を形成する曲率が最も大きいためと考えられる。したがって、凹凸曲面によるEndwallの圧力制御においては、その凹凸曲面と平面との境界に沿って、意図した圧力制御とは逆の現象が生じることが分かる。

以上の結果から、本研究で提案した凹凸形状の曲面を有する非軸対称Endwallは、凹凸曲面の最低点と最高点を結ぶ付近では、翼間圧力勾配を最も低減させることができ、特に凹曲面による効果が大きいことが分かった。また、非軸対称Endwallの凹曲面と平面、凸曲面と平面のそれぞれの境界部分の曲率により圧力変化が生じるため、凹凸形状の分布範囲変更に伴う曲率の変化を考慮する必要があることが分かった。

(2) Hub 側 Endwall 上の流跡線の可視化結果

Fig.10に各TypeのHub側Endwall面の油膜法による流れの可視化結果を示す。なお、各図において、上側が翼列上流側に対応しており、黄矢印は翼間転向部よりも下流側の流跡線の向きを示している。

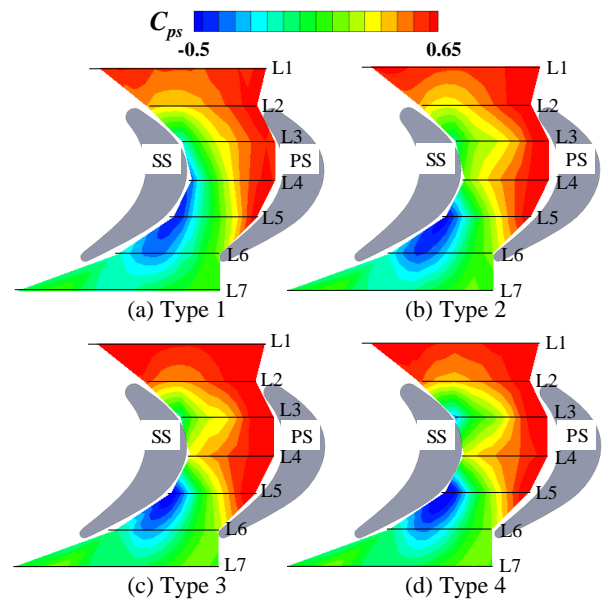


Fig.8 Distribution of C_{ps} on endwall

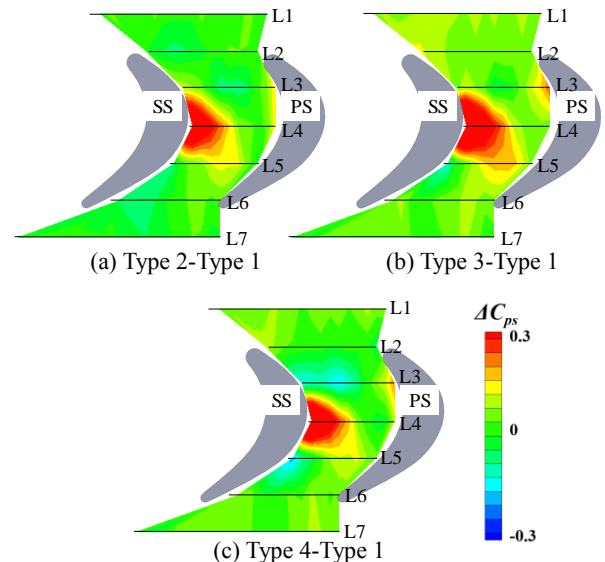


Fig.9 Distribution of ΔC_{ps} on non-axisymmetric endwall

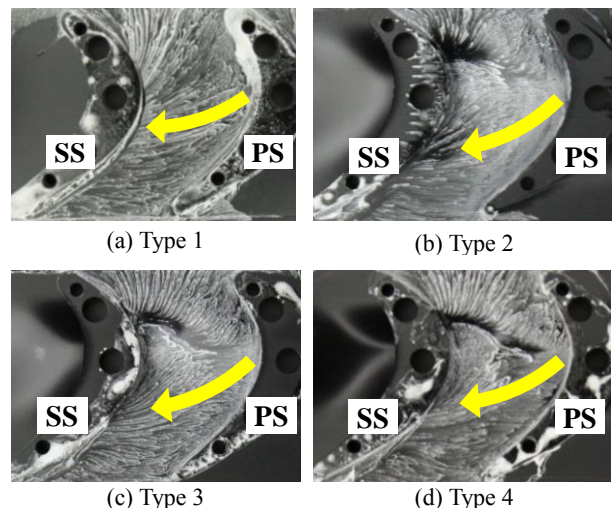


Fig.10 Oil flow visualization on endwall

全ての Type において、翼間内で負圧面へ偏向する流れの流跡線が確認できる(Fig.10). Type 2 において、翼転向部よりも上流側で Type 1 と比べてより強い偏向流が発生している(Figs.10(a), (b)). これは Type 2 の L3 の圧力面付近の圧力が Type 1 より増加し、L3 の負圧面付近の低圧領域が発生したことにより(Figs.8(a), (b), 9(a)), 両付近間の圧力勾配が強くなるためと考えられる。また、Type 3, 4 の同領域においても、同様の傾向が確認でき(Figs.8(c), (d), 9(b), (c)), L3 の負圧面付近において圧力低下が顕著に表れている Type 4 で最も強くなっていることが分かる。

次に転向部よりも下流側に着目すると、Type 1 に比べて Type 2 から Type 4 の方が圧力面から負圧面へ向かう流れの偏向が低減していることが分かる(Fig.10). これは、凹凸形状を施したことによる翼間圧力勾配の低減効果に起因すると考えられる(Figs.8, 9). Type 4 は Type 2, 3 に比べて偏向の低減効果が小さいが、これは翼転向部よりも下流の L5 付近に表れた、凹曲面と平面の境界部分の曲率増加に伴う圧力の低下により(Fig.9(c)), その領域へ向かう偏向流が発生したためと考えられる。

以上の結果より、本研究で設計した凹凸形状の曲面を有する非軸対称 Endwall は、前述の翼間圧力勾配の低減効果により流路渦を構成する翼間下流側の Endwall 上の横断流を弱めることが分かった。しかし、凹凸形状を施したことによる翼転向上流側および下流側で発生する低圧領域が局所的に偏向流を強めることが分かった。

(3) 5 孔ピトー管による翼列内部流れの測定結果

Fig.11, 15, 19 にそれぞれ断面 P3, P4, P7 における全圧損失係数 C_{pt} 分布と二次流れ速度ベクトルを重ねた図を、Fig.12, 16, 20 にそれぞれ P3, P4, P7 における二次流れ運動エネルギー係数 C_{sk} 分布を示す。なお、各図の(a)が Type 1, (b)が Type 2, (c)が Type 3, (d)が Type 4 に対する測定結果である。これらの図は全て翼列下流側から観察した翼間流路断面の様子であり、左側が SS, 右側が PS にあたる。また、各図の縦軸 Y/H はスパン方向位置を翼高さ H で無次元化した Hub を原点とするスパン方向無次元距離であり、0.5 が Midspan の位置を示している。Fig.13, 17, 21 にそれぞれ P3, P4, P7 における各 Type の全圧損失係数 C_{pt} のピッチ方向質量平均値 $C_{pt,p}$ のスパン方向分布を示す。

Fig.14, 18, 22 にそれぞれ P3, P4, P7 における各 Type の二次流れ運動エネルギー係数 C_{sk} のピッチ方向質量平均値 $C_{sk,p}$ のスパン方向分布を示す。また、Fig.23 には P7 における全圧損失係数の Hub から Midspan までの断面質量平均値 $C_{pt,m}$ を示す。

翼間転向部およびその僅かに下流側に位置する P3, P4 において、いずれの Type でも Hub 壁近傍に境界層による高損失領域が形成されている(Figs.11, 13, 15, 17). Type 2 から 4 では Type 1 に比べてその高損失領域が縮小しており、Type 3, 4 ではこの高損失領域の縮小割合が Type 2 と比べて小さく Type 3 で最も小さくなっている。これらの縮

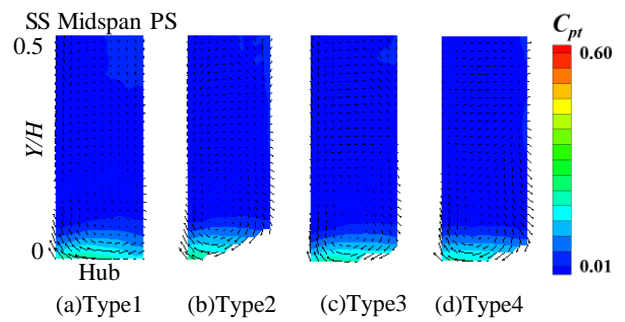


Fig.11 Distribution of C_{pt} and Secondary flow velocity vector (P3)

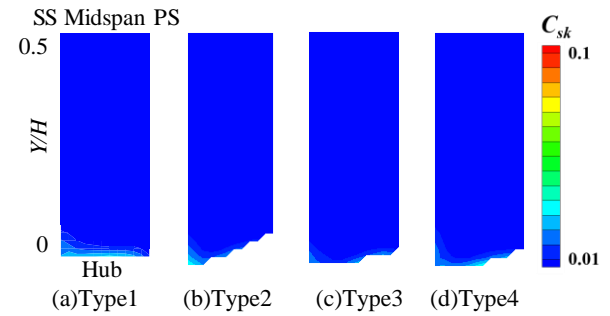


Fig.12 Distribution of C_{sk} (P3)

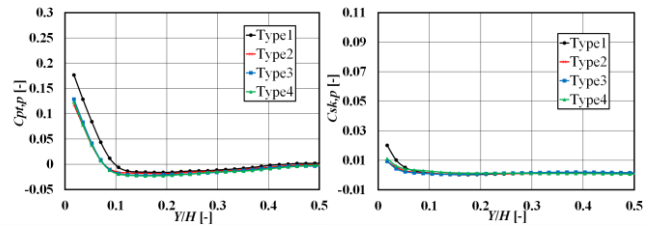


Fig.13 Pitchwise mass-averaged C_{pt} (P3)

Fig.14 Pitchwise mass-averaged C_{sk} (P3)

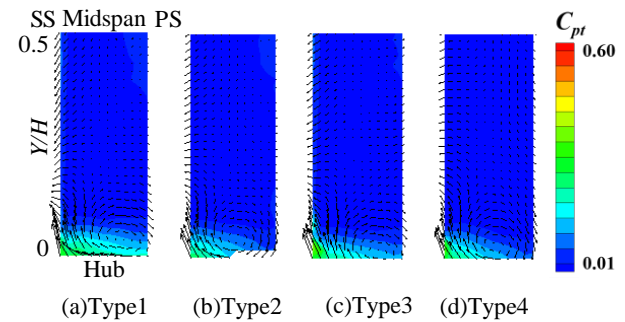


Fig.15 Distribution of C_{pt} and Secondary flow velocity vector (P4)

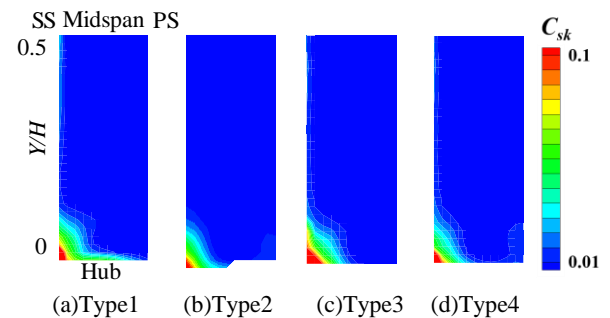


Fig.16 Distribution of C_{sk} (P4)

小は、前述の翼間圧力勾配の低減効果が流路渦を構成する Endwall 上の横断流を弱めたためと考えられる。このことは、Type 2 から 4 の Hub 壁面近傍の二次流れ運動エネルギー係数が Type 1 と比べると小さくなっていることにより裏付けられる(Figs.12, 14, 16, 18)。

翼列下流の P7 においても、Hub 壁面近傍について翼間内と同様な傾向を示しており、加えて負圧面側に広く高損失領域が形成している(Figs.19, 21)。いずれの Type でも Hub 壁面近傍に高損失領域が形成され、Type 2 から 4 では Type 1 に比べてその高損失領域が縮小しており、Type 3, 4 ではこの高損失領域の縮小割合が Type 2 と比べて小さくなっている。二次流れ運動エネルギー係数についても Type 2 から 4 の方が Type 1 より小さい(Figs.20, 22)。また、P7 の $Y/H=0.2-0.4$ において Type 3, 4 の全圧損失係数のピッチ方向質量平均値が他の二つの Type よりも高いことが分かる(Fig.21)。これは、Type3, 4 の負圧面側の高損失領域が僅かに厚くなっていることに対応している(Fig.19)。この原因として、翼間の Endwall 上の横断流は弱められたが、負圧面側の凹曲面の分布範囲が狭くなることにより負圧面上を Endwall から Midspan へ向かう縮流が強くなり、その結果、高損失流体の負圧面上での移送が強められたと考えられる。この縮流の増強については更なる実験による検証が必要と考える。

Hub から Midspan までを平均化の対象とした全圧損失係数の断面質量平均値から(Fig.23)、翼列下流の P7 においては、Type 2 が最も損失が小さいことが分かる。これは、適用した凹凸形状により翼間圧力勾配が低減され、流路渦を構成する翼間内の横断流が弱められたためと考えられる。しかしながら、Type 3, 4 は Type 1 と同程度の損失となっている。これは、Type 3 および 4 も Type 2 と同様、翼間圧力勾配の低減効果により横断流を弱めていると考えられるが、先にも述べた特に凹曲面と平面の境界部分で発生する低圧領域が、局所的に横断流を強めることにより流路渦の低減効果が低下したためと考えられる。しかし、Type 4 で Type 1 よりも損失が僅かに低減できたのは、凹凸曲面の分布範囲を狭めたことに伴い、曲面を形成する曲率が大きくなり、翼間圧力勾配の低減による影響が大きくなったことで横断流が弱められたためと考えられる。このことは、Hub 側 Endwall 近傍の二次流れ運動エネルギー係数が低減していることによって裏付けられる(Figs.16, 18)。

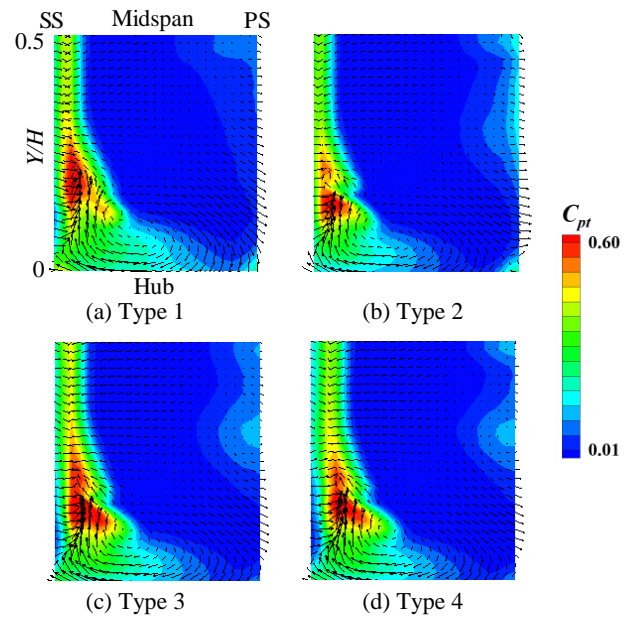


Fig.19 Distribution of C_{pt} and Secondary flow velocity vector (P7)

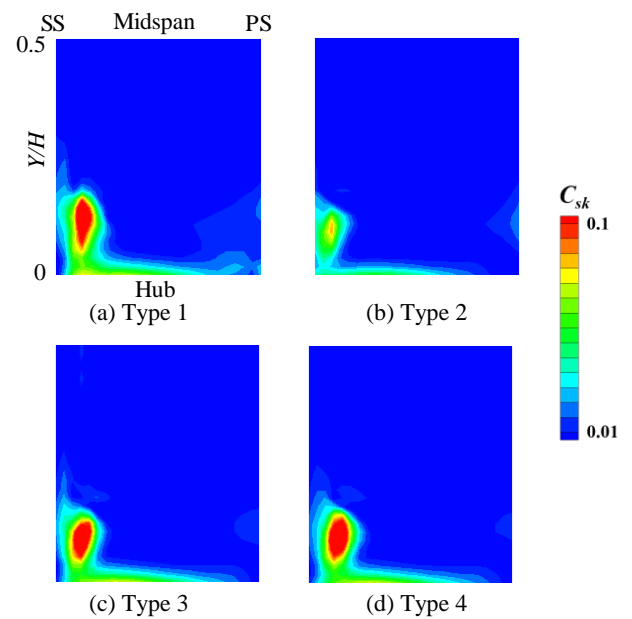


Fig.20 Distribution of C_{sk} (P7)

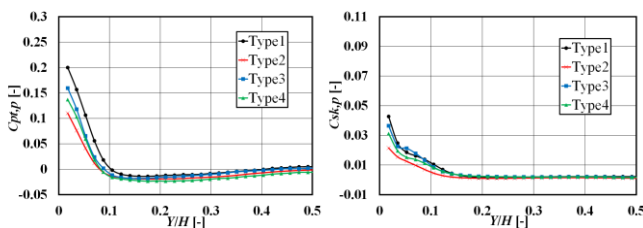


Fig.17 Pitchwise mass-averaged C_{pt} (P4)

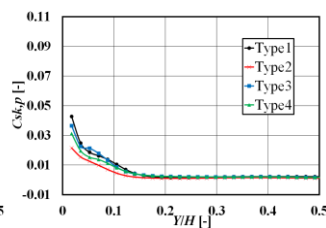


Fig.18 Pitchwise mass-averaged C_{sk} (P4)

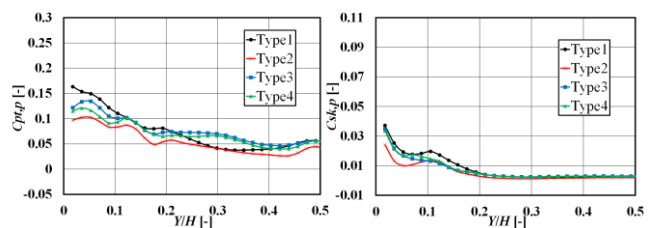


Fig.21 Pitchwise mass-averaged C_{pt} (P7)

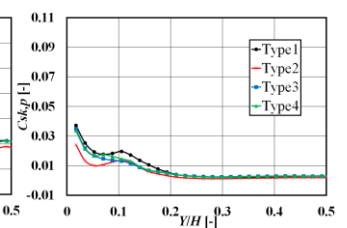


Fig.22 Pitchwise mass-averaged C_{sk} (P7)

以上の結果から、本研究で提案した凹凸形状の曲面を有する非軸対称 Endwall は、翼間圧力勾配の低減効果により流路渦を弱めることが分かった。また、凹凸形状の分布範囲の違いやそれに伴う凹凸曲面と平面の境界での曲率の変化は局所的に横断流を強めることにより、翼列下流における二次流れと損失生成に与える影響が大きいことが分かった。最終的に本研究で提案した Type 2 の非軸対称 Endwall が二次流れ損失低減に最も有効であることが分かった。

7. 結論

本研究により以下の結論を得た。

- (1) 凹凸形状を有する非軸対称 Endwall は、凹曲面の最低点と凸曲面の最高点を結ぶ領域(翼転向部)付近の翼間圧力勾配を低減させることができ、また、その低減効果への影響は凹曲面の方が強い。
- (2) 非軸対称 Endwall は、翼間圧力勾配の低減効果により流路渦を構成する翼間内下流側の Endwall 上の横断流を弱める。
- (3) 凹凸形状の分布範囲の違いやそれに伴う凹凸曲面と平面の境界での曲率の変化は、局所的に横断流を強めることにより、二次流れおよびそれに起因する損失生成の低減に影響を与える。
- (4) 凹曲面の分布範囲が狭くなることにより負圧面上を Endwall から Midspan へ向かう縮流が強くなることが示唆された。
- (5) 本研究で提案した3種類の非軸対称 Endwall においては、Type 2 が二次流れ損失低減に対して最も有効である。

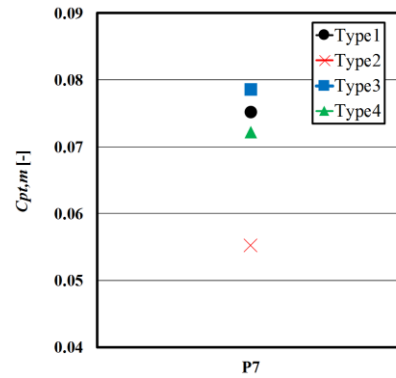


Fig.23 Mass-averaged $C_{p,m}$ on cross-section(P7)

参考文献

- 1) Hartland, J, C, Gregory-Smith, D, G, and Rose, M, G(1998), Non-axisymmetric Endwall Profiling in a Turbine Rotor Blade, ASME Paper, 98-GT-525.
- 1) Li, G, J, Ma, X, Y, and Li, J,(2005), Non-axisymmetric Turbine Endwall Profiling and Numerical Investigation of Its Effect on the Turbine Cascade Loss, School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, 710049.
- 3) Poehler, T, Niewoehner, J, Jeschke, P, and Guendogdu, J,(2014), Investigation of Non-axisymmetric Endwall Contouring and 3D airfoil Design in a 1.5 Stage Axial Turbine, ASME, GT2014-56784.
- 4) Sendden, G, Dunn, D, Ingram, G, and Gregory-Smith, D, (2010), The performance of a generic non-axisymmetric endwall in a single stage rotating turbine at on and off-design conditions, ASME Paper, GT2010-22006.
- 5) Yamamoto, A, (1986), Production and Development of Secondary Flows and Losses in Two Types of Straight Turbine Cascade, ASME Paper, 86-GT-185.