

超高負荷タービン円環翼列内の流れの数値解析：入射角と翼形状の影響

TAKAHASHI, Ryohei / 高橋, 良平

(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)

7

(発行年 / Year)

2015-03-24

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00011036>

超高負荷タービン円環翼列内の流れの数値解析 -入射角と翼形状の影響-

NUMERICAL ANALYSIS OF FLOW IN ULTRA-HIGHLY LOADED TURBINE CASCADE
-EFFECTS OF INCIDENCE ANGLE AND BLADE PROFILE-

高橋良平

Ryohei TAKAHASHI

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

The objective of this study is to obtain the useful knowledge for the development of ultra-highly loaded turbine cascades (UHLTC) with the high aerodynamic performance. In the present study, the computations were performed for the flows in the three types of UHLTC which have the same turning angle of 160 degree but are different in the maximum blade thickness. Moreover, the effects of incidence angle on the secondary flow behavior in these UHLTC were also investigated. The computed results showed that the increase of the maximum blade thickness and the incidence angle intensified the tip leakage flow, and consequently increased the aerodynamic loss in the cascade passage. Moreover, it was also clarified that the starting point of the leakage flow discharging from the suction side of tip clearance was moved toward upstream by the decrease of maximum blade thickness and the increase of incidence angle.

Key Words : Ultra-Highly Loaded Turbine Cascade, Secondary Flow, Leakage Flow, Incidence Angle, Blade profile

1. 結論

ガスタービンは高い出力を得られることから、発電機や航空用エンジン等に幅広く用いられており、各種産業において非常に重要な役割を担っている。特に近年では、安全性の観点から世界的に火力発電への依存度が増している。また、企業のグローバル化や旅行客の増加により民間航空機の需要についても増加している。しかしながら、ガスタービンは化石燃料により駆動され、さらに大気中への排気ガスの放出を伴うため、化石燃料の枯渇化や大気汚染のような環境問題に重大な影響を及ぼすと考えられる。このため、ガスタービンに対しては、環境負荷低減のために高効率化を目的とした研究開発が盛んに行われている⁽¹⁾⁻⁽³⁾。ガスタービンの性能向上を図る方法の一つに、その構成要素のタービン翼の轉向角の増加による高負荷化がある。この技術は、多段であれば段数の削減、単段においては翼枚数の削減を可能にし、結果として装置の小型・軽量化、メンテナンスの簡素化および製造コストの低減を図ることができる。また、ガスタービンの高効率化を図る有効な方法にタービン入口温度の高温化がある。近年の一般的なガスタービンのタービン入口温度は 1500℃程度に達しているが、これは圧縮機出口から供給される圧縮空気によりタービン翼表面および内部を冷却することで達成されている。したがって、さ

らなるタービン入口温度の高温化を実現するには、より大量の冷却空気が必要となると予想され、結果的に燃焼器を通過する圧縮空気流量が減少する。さらに外部冷却では、その冷却空気による主流ガスの温度降下および主流ガスとの混合損失が生じ、効率が低下する。このため、冷却空気流量の低減を目的とした冷却技術の研究が進められているが、翼枚数または段数の削減が可能となるタービン翼の高負荷化もその有効な手段の一つであると考えられる。また近年の民間航空機に用いられている航空用エンジンは、高バイパス比化により低燃費化を実現している。しかしながら、高バイパス比化はファンブレードの径を増大させるため、従来のエンジンと同等の回転数で運転すると、衝撃波が発生しファン効率が著しく低下する可能性がある。このファン効率の低下を回避するため、高バイパス比エンジンは従来のエンジンに比べて低回転数で運転される。しかし、大口径化するファンの駆動に必要な動力を得るには低圧タービンの段数を増加させる必要があるため、エンジン重量の軽量化が重要な課題となっている。したがって、タービン翼の高負荷化はこうした問題を解決する上でも、有効な手段の一つと考えられる。

以上のようにタービン翼の高負荷化は多くの利点を有するが、一方で翼間圧力勾配を増強させるため、流路

渦が増強し、その結果損失が増加する。さらに、翼面圧力差の増加は翼端漏れ流れを増強させ、翼列性能に多大な影響を及ぼす可能性がある。したがって、高転向角を有するタービン円環翼列の空力性能の向上を図るには、転向角の増加が二次流れの形成およびそれに起因する損失生成に及ぼす影響を解明する必要がある。さらに、実機は広範囲の作動条件で運転されるため、入射角が前述の二次流れと損失生成に及ぼす影響についても調査する必要がある。

本研究では、転向角 160°を有する超高負荷軸流タービン円環翼列(UHLTC)の実機への適応を目的に、負圧面長さの違いにより最大翼厚の異なる三種類の UHLTC に対して、入射角が内部流れの挙動、特に翼端漏れ流れの挙動に及ぼす影響について数値解析的手法により調査した。

2. 供試翼列

図 1 に解析対象である UHLTC の翼列形状を、表 1 に主な仕様を示す。

基準となる翼形状を **Original** 翼とし、圧力面形状を変更せず、負圧面長さを長くしたものを **Up** 翼、短くしたものを **Down** 翼とし、それぞれ最大翼厚が異なる。全ての翼は、スパン方向に翼形状が一様な二次元翼である。また流路高さに対する翼端間隙高さの割合 (TCL) は、 $TCL=2\%$ に設定した。

3. 数値解析法

本研究では(株)ソフトウェアクレイドルの非構造格子系汎用 CFD コード SCRYU/Tetra を使用して解析を行った。離散化には有限体積法を、計算アルゴリズムには SIMPLEC 法を、対流項の評価には MUSCL 法、乱流モデルには低レイノルズ数型 SST $k-\omega$ モデルを使用し、定常非圧縮性流れを仮定して解析を実行した。

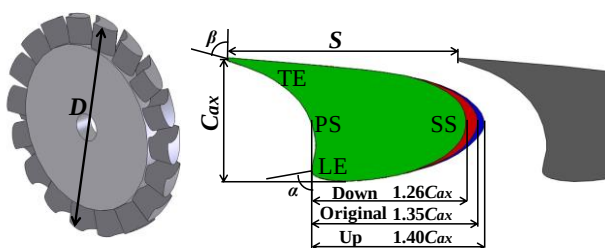


図 1 翼列形状

表 1 翼列仕様

Tip clearance[%]	2
Number of blades	18
Tip diameter : D [mm]	79.62
Design inlet flow angle : α [deg.]	80.0
Design outlet flow angle : β [deg.]	80.0
Axial chord length : C_{ax} [mm]	6.57
Blade pitch at mid span : S [mm]	12.25
Passage height : H_o [mm]	9.60
Blade height : H [mm]	9.41

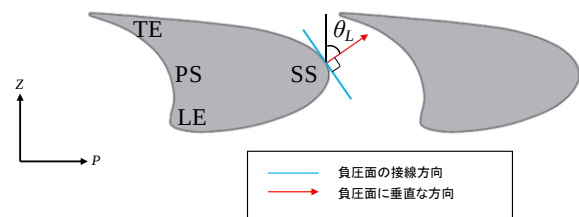


図 2 θ_L の定義(P-Z 平面上)

4. 境界条件

入口および出口境界の軸方向位置はそれぞれ $Z/C_{ax}=-0.5$ と 2.5 に設定した。ここで Z/C_{ax} は翼前縁(LE)を 0.0 、後縁(TE)を 1.0 とする軸方向無次元距離である。入口境界条件として絶対流入角を 81.475° 、軸方向速度 V_z を 10m/s に固定し、動翼の回転周速度を変化させることにより、Midspan での相対流入角 γ を $78.0^\circ, 80.0^\circ, 80.5^\circ$ に変化させて解析を行った。また出口境界条件には自由流出境界条件を与えた。

5. 評価パラメータ

本研究では以下のパラメータにより翼列の性能評価を行った。

$$\text{全圧損失係数} \quad : \quad C_{pt} = (P_{t_{in}} - P_t) / P_{t_{in}} \quad (1)$$

$$\text{静圧係数} \quad : \quad C_{ps} = P_s / P_{t_{in}} \quad (2)$$

ここで、 $P_{t_{in}}$ は入口境界での断面質量平均全圧、 P_t は全圧、 P_s は静圧である。また翼端間隙内を通過する漏れ流れの流量の算出に必要な、漏れ流れの負圧面に垂直な速度成分 V_L を以下の式で求めた。

$$V_L = V_z \cos \theta_L + V_p \sin \theta_L \quad (3)$$

ここで、 V_z は軸方向、 V_p はピッチ方向速度成分である。また図 2 に θ_L の定義を示す。図中の P はピッチ方向座標、 Z は軸方向座標を示す。図 2 に示すとおり θ_L は軸方向と負圧面に垂直な方向とのなす角度である。なお V_L は、負圧面に対して外向き法線方向を正とする。

6. 解析結果および考察

(1) 翼形状による影響

翼形状の違いによる影響を相対設計流入角 $\gamma=80.0^\circ$ に対して考察する。まず基準翼形状である **Original** 翼の結果から示す。図 3 に全圧損失係数 C_{pt} の断面質量平均値として定義される総損失 C_{pt} の軸方向分布を、図 4 に漏れ流れの負圧面に垂直な速度成分 V_L の翼端間隙部でのスパン方向平均値 $V_{L,s}$ の軸方向分布を示す。図 5 に $Y/H_o=0.98$ での翼間面内の C_{pt} の分布を、図 6 に負圧面後半部における漏れ渦の回転軸にほぼ垂直な 4 つの断面内の C_{pt} の分布に相対二次流れベクトルを重ねた図を、図 7 に翼端面上の限界流れ線を示す。また、図 8 には $Y/H_o=0.9$

における翼面静圧係数分布を示す．これらの図における Y/H_0 は Hub 壁を 0.0, Casing 壁を 1.0 とするスパン方向無次元距離である．また，図 7 中の赤矢印は翼端間隙負圧面側の流れの流出開始位置を示している．

図 3 より翼間流路後半において損失の増加率が大きくなっていることが分かる．これは図 4, 5, 6 より流れが翼間流路後半から翼間流路内へ流出し，その流れが主流と干渉することにより負圧面に沿って流れ渦を形成し，その形成に伴う損失が増加したためと考えられる．また翼端面上において図 7 から流れは負圧面前半部と圧力面全域から翼端間隙内へ流入し，負圧面転向部付近から負圧面後半部にかけて流出していることが確認でき，図 5 より圧力面から負圧面後半部にかけて高損失領域が分布していることが分かる．これは図 8 より翼間流路出口における流路幅の減少が，出口流速を増速させることで，負圧面後半部の静圧が低下し，圧力面から同領域へ向かう流れが増強するためと考えられる．これに関連して図 7 より翼端面上の圧力面に沿った流れの流入位置においてはく離泡が形成されている．このく離泡の形成が特に高損失流体を生成することが図 5 との比較から分かる．

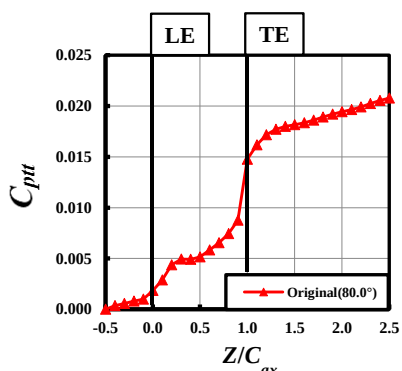


図 3 C_{ptt} 分布(Original, $\gamma=80.0^\circ$)

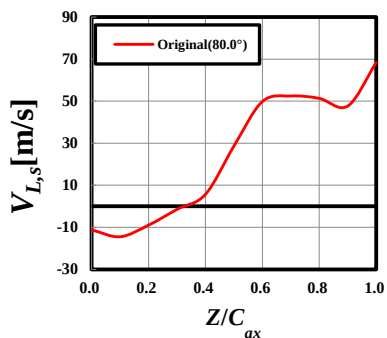


図 4 $V_{L,s}$ 分布(Original, $\gamma=80.0^\circ$)

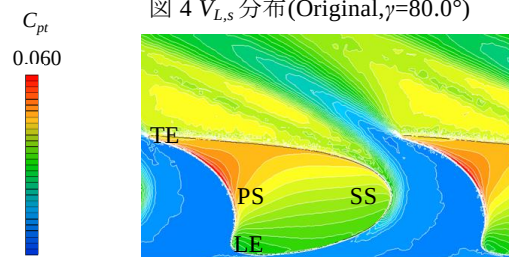


図 5 C_{pt} 分布(Original, $\gamma=80.0^\circ$, $Y/H_0=0.98$)

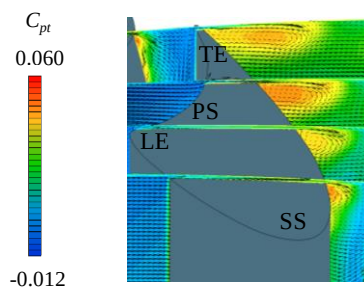


図 6 C_{pt} 分布および相対二次流れベクトル (Original, $\gamma=80.0^\circ$)

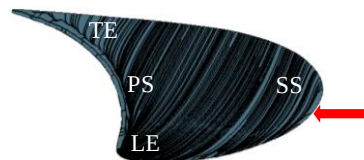


図 7 限界流線(Original, $\gamma=80.0^\circ$, 翼端面)

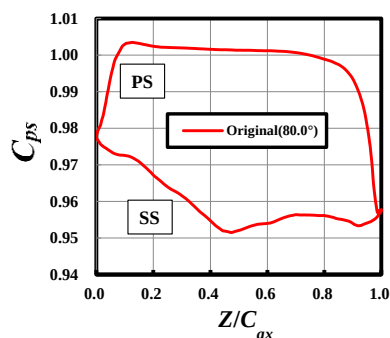


図 8 翼面静圧係数分布(Original, $\gamma=80.0^\circ$, $Y/H_0=0.9$)

次に Up 翼と Down 翼の結果を加えて比較しながら翼形状による影響を考察する．図 9 に各翼形状に対する C_{ptt} の軸方向分布を，図 10 に Up 翼と Down 翼の負圧面後半部における流れ渦の回転軸にほぼ垂直な 4 つの断面内の C_{pt} の分布に相対二次流れベクトルを重ねた図を，図 11 に Up 翼と Down 翼の $Y/H_0=0.98$ での翼間面内の C_{pt} の分布を示す．図 12 に各翼形状に対する $Y/H_0=0.9$ における翼面静圧係数分布を，図 13 に各翼形状に対する $V_{L,s}$ の軸方向分布を示す．また，図 14 には Up 翼と Down 翼の翼端面の限界流線を示す．ここで図 14 中の赤矢印は翼端間隙負圧面側の流れの流出開始位置を示している．

図 6, 9, 10 より Up 翼において，翼間流路後半からの損失の増加率および流れ渦による損失が最大となっていることが分かる．また翼端面上では，図 5 と図 11 における比較から，圧力面から負圧面にかけて分布している高損失領域が Up 翼において最も広く分布している．これらの現象は図 1 と図 12 から最大翼厚の増大が翼間流路後半の流路幅を減少させ，それにより出口流速が増速したことで負圧面後半部の静圧が低下し，図 7 および図 13, 14 の比較から分かるように，圧力面から同領域へ向かう流れが増強されたためと考えられる．これに関連して図 14 より翼端面上の圧力面に沿った流れの流入

位置におけるはく離泡が Up 翼においても形成されている。一方 Down 翼は, Up 翼と逆の現象を引き起こすため, 図 6 および図 9, 10 から翼間流路後半の損失の増加率および漏れ渦に伴う損失が最小になっているが, 図 7 および図 11, 13, 14 から Down 翼では負圧面転向部付近において Up 翼より上流から漏れ流れが流出し, 損失領域を形成していることが分かる。これは図 1 および図 12 より最大翼厚の減少に伴う負圧面転向部の曲率半径の増加により, 負圧面上の流れの転向開始位置が上流に移動したことで, 静圧の低下がより上流側から生じたためと考えられる。

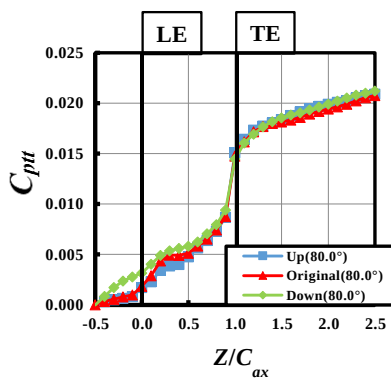


図 9 C_{ptt} 分布($\gamma=80.0^\circ$)

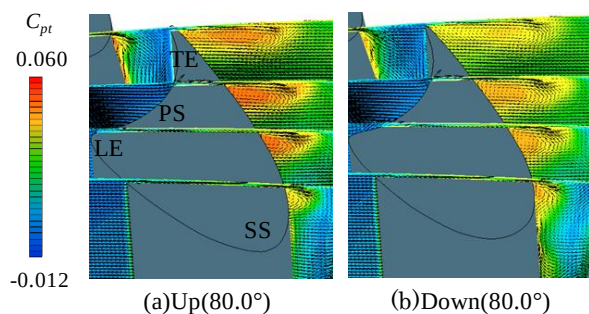


図 10 C_{pt} 分布および相対二次流れベクトル($\gamma=80.0^\circ$)

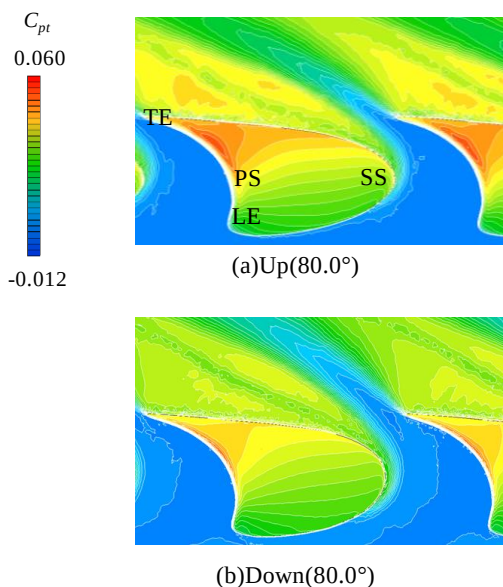


図 11 C_{pt} 分布($\gamma=80.0^\circ, Y/H_0=0.98$)

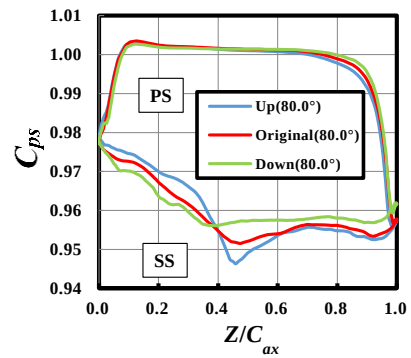


図 12 翼面静圧係数分布($\gamma=80.0^\circ, Y/H_0=0.9$)

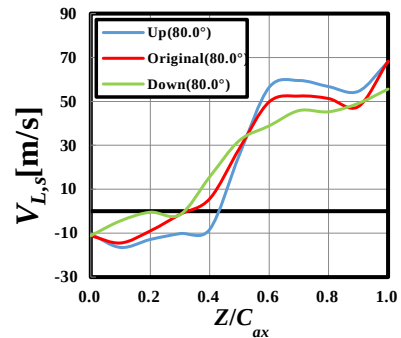


図 13 $V_{L,s}$ 分布($\gamma=80.0^\circ$)

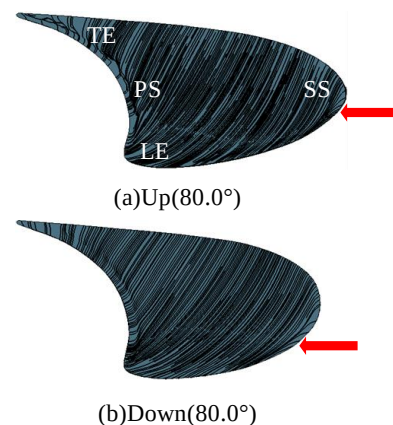


図 14 限界流線($\gamma=80.0^\circ$,翼端面)

(2) 入射角および翼形状による影響

入射角および翼形状の影響について調べるために, 前者の影響が顕著に表れた $\gamma=78.0^\circ$ と $\gamma=80.5^\circ$ の結果を主に比較しながら考察する。まず基準翼形状である Original 翼の結果から考察する。図 15 に各 γ に対する C_{ptt} の軸方向分布を, 図 16 に $\gamma=78.0^\circ$ と $\gamma=80.5^\circ$ の負圧面後半部における漏れ渦の回転軸にほぼ垂直な 4 つの断面内の C_{pt} の分布に相対二次流れベクトルを重ねた図を示す。図 17 に $\gamma=78.0^\circ$ と $\gamma=80.5^\circ$ の $Y/H_0=0.98$ での翼間面内の C_{pt} の分布を, 図 18 に各 γ に対する $Y/H_0=0.9$ における翼面静圧係数分布を, 図 19 に各 γ に対する $V_{L,s}$ の軸方向分布を示す。また, 図 20 には $\gamma=78.0^\circ$ と $\gamma=80.5^\circ$ の翼端面上の限界流線を示す。ここで, 図 20 中の赤矢印は翼端間隙負圧面側の漏れ流れの流出開始位置を示す。

図 15, 16 から γ の増加により, 総損失が増加し, 漏れ

渦に伴う損失も増強していることが分かる。また図 17 から、 γ の増加により翼端面上の損失が増加し、圧力面から負圧面後半部にかけての高損失領域も拡大していることが分かる。これらは図 18, 19 から、 γ の増加が翼面圧力差を増加させることにより流れを強化させたためと考えられる。これに関連して図 20 から翼端面上では $\gamma=80.5^\circ$ ではく離泡の規模が拡大していることが分かる。また図 17, 19, 20 から、 γ の増加は流れの負圧面上の流出開始位置とそれに伴う損失領域をより上流側へ移動させることが分かる。これは図 18 より、 γ の増加が入口相対速度を増加させることにより、負圧面前半部から転向部にかけての静圧を低下させるためと考えられる。

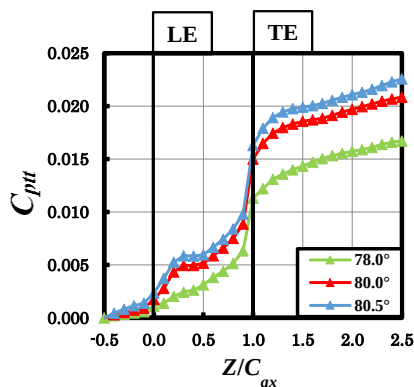


図 15 C_{pt} 分布 (Original)

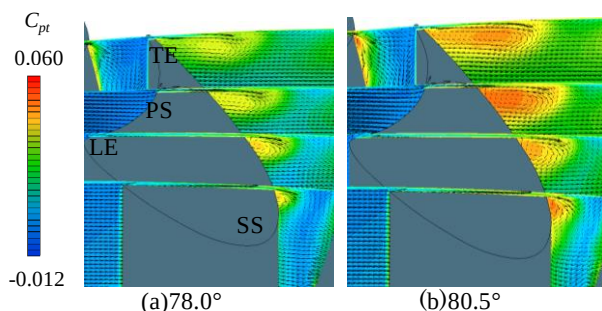


図 16 C_{pt} 分布および相対二次流れベクトル (Original)

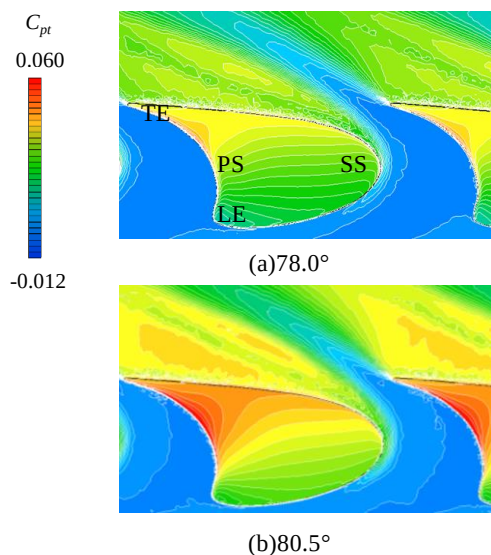


図 17 C_{pt} 分布 (Original, $Y/H_0=0.98$)

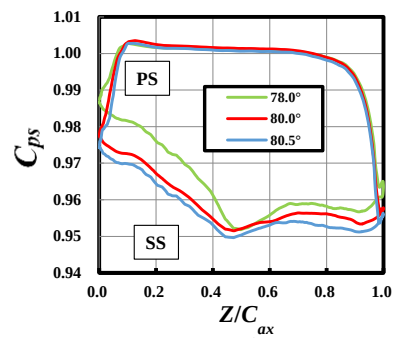


図 18 翼面静圧係数分布 (Original, $Y/H_0=0.9$)

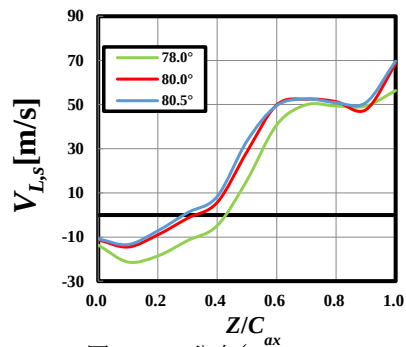


図 19 V_{Ls} 分布 (Original)

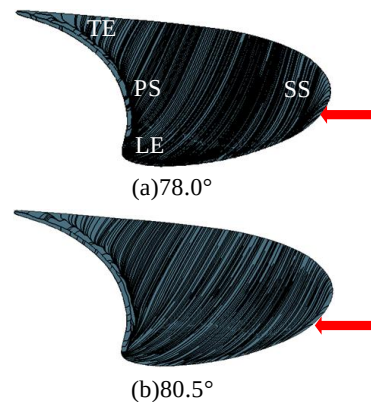


図 20 限界流れ線 (Original, 翼端面)

次に Up 翼と Down 翼の結果も加えて比較することにより、入射角の変化が引き起こす現象に対する翼形状の違いによる影響を考察する。図 21 に各翼形状および各 γ に対する C_{pt} の軸方向分布を、図 22 に Up 翼と Down 翼の $\gamma=78.0^\circ$ および $\gamma=80.5^\circ$ の負圧面後半部における流れ渦の回転軸にほぼ垂直な 4 つの断面内の C_{pt} の分布に相対二次流れベクトルを重ねた図を示す。図 23 に Up 翼と Down 翼の $\gamma=78.0^\circ$ および $\gamma=80.5^\circ$ の $Y/H_0=0.98$ における翼間面内の C_{pt} の分布を、図 24 に Up 翼と Down 翼の $\gamma=78.0^\circ$ および $\gamma=80.5^\circ$ の翼端面上の限界流れ線を、図 25 に Up 翼と Down 翼の $\gamma=78.0^\circ$ および $\gamma=80.5^\circ$ の $Y/H_0=0.9$ における翼面静圧係数分布を示す。また、図 26 には Up 翼と Down 翼の $\gamma=78.0^\circ$ および $\gamma=80.5^\circ$ の V_{Ls} の軸方向分布を示す。ここで図 24 中の赤矢印は翼端間隙負圧面側の流れの流出開始位置を示す。

図 16 および図 21, 22 から、翼間流路後半からの損失の増加率および流れ渦に伴う損失は、全ての γ に対して Up 翼で最大となっている。また Up 翼では、図 23 から翼端面上の圧力面から負圧面にかけての高損失領域が最

も拡大しており, 図 24 から翼端面上の圧力面に沿った流れの流入位置において, 全ての γ に対してはく離泡が形成されていることが分かる. これは図 19 および図 25, 26 より, 前述の翼形状の影響および γ の増加により, 負圧面の静圧低下が最大となり, 負圧面後半部から流出する流れが最も増強されたためと考えられる. また図 24, 25, 26 から, 流れの負圧面上の流出開始位置およびそれに伴う損失領域は, Down 翼の $\gamma=80.5^\circ$ で最も上流側へ移動している. これは図 25 から, 前述の翼形状の影響に加え, γ の増加も負圧面上の流れの転向開始位置を上流側に移動させるためと考えられる.

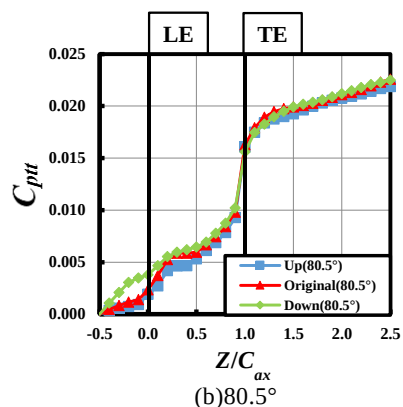
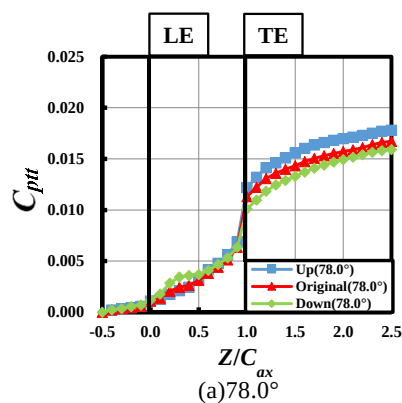


図 21 C_{pt} 分布

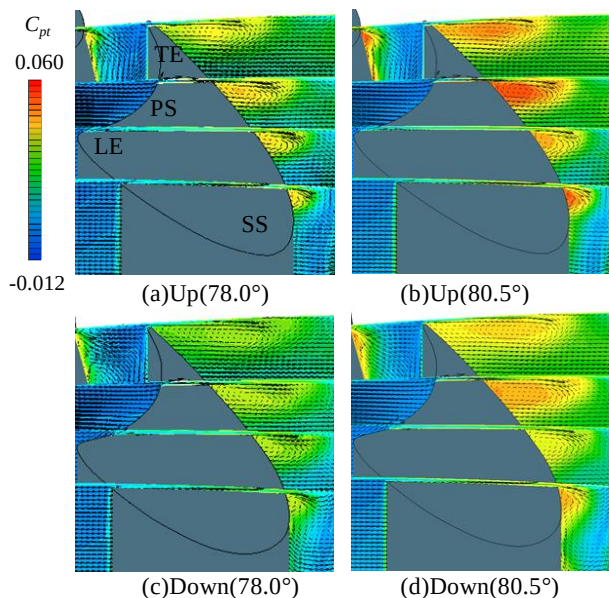
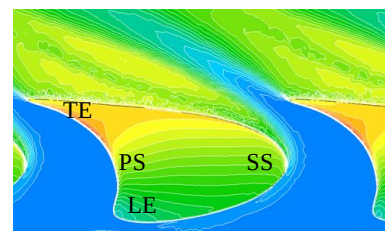
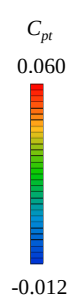
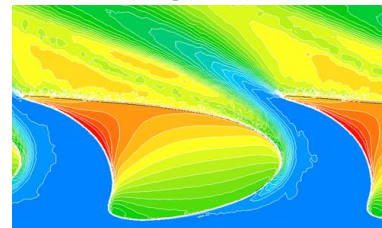


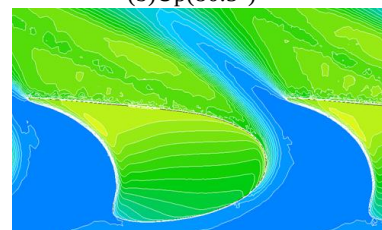
図 22 C_{pt} 分布および相対二次流れベクトル



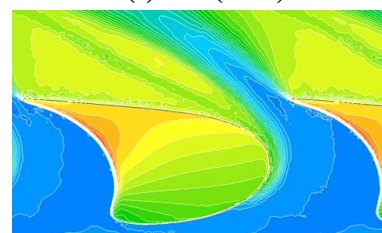
(a)Up(78.0°)



(b)Up(80.5°)

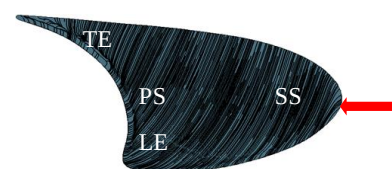


(c)Down(78.0°)



(d)Down(80.5°)

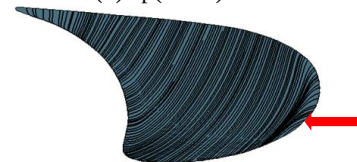
図 23 C_{pt} 分布 ($Y/H_0=0.98$)



(a)Up(78.0°)



(b)Up(80.5°)



(c)Down(78.0°)



(d)Down(80.5°)

図 24 限界流線(翼端面)

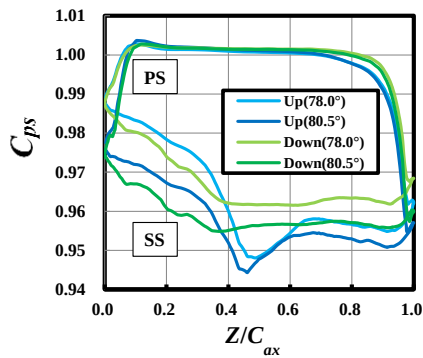


図 25 翼面静圧係数分布 ($Y/H_o=0.9$)

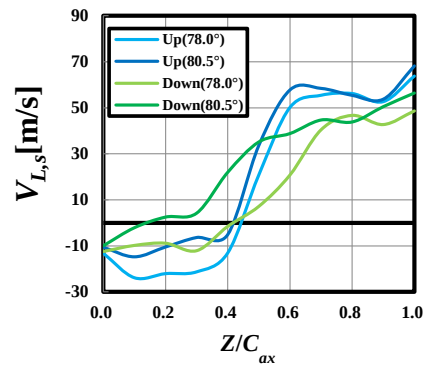


図 26 $V_{L,s}$ 分布

7. 結論

本研究により以下の結論を得た。

1. 超高負荷タービン円環翼列の翼端間隙内の流れは、負圧面後半部から流出し、最大翼厚の増加は、この流れを增強させることにより、損失を増加させる。
2. 入射角の増加は流れによる損失を増加させ、またその増加量は最大翼厚の増加により増加する。
3. 最大翼厚の減少および入射角の増加は、翼端間隙負圧面側の流れの流出開始位置を上流側へ移動させる。

参考文献

- 1) 塚越 敬三, 渡邊 康司, 羽田 哲, “最新の産業用ガスタービンの冷却技術”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.35, No.3(2007.5), pp.141-146
- 2) 藤村 哲司, 西川 秀次, 守屋 信彦, 今村 満勇, “GEnx エンジンの開発”, IHI 技報, Vol.48, No3 (2008), pp.153-158.
- 3) 公益財団法人 航空機国際共同開発促進基金 “近年の民間航空機用エンジン開発の動向について”, 航空機等に関する解説概要 20-1