

翼形状及び翼先端間隙高さが超高負荷タービン翼列内の流れに及ぼす影響に関する研究

石原 幸治

法政大学大学院工学研究科機械工学専攻（修士課程） 2年

水木 新平 辻田 星歩

法政大学工学部機械工学科

次世代高出力・小型軽量タービンの性能向上の一つの方法として、タービン翼の高負荷化がある。しかしながら、タービン翼の高負荷化に伴い翼列内において複雑な三次元流れが発生し、損失が増大することが予想される。本研究では、負圧面の異なる三種類の超高負荷タービン翼列に対して、翼先端間隙高さ（TCL）を変え、翼列内に生じる流れをCFD（Computational Fluid Dynamics）により解析し、超高負荷タービン翼開発のための知見を得ることを目的とする。

1. 緒言

本研究はガスタービンの効率向上のために、高負荷化を可能にする超高負荷タービン翼の開発を目的としている。タービン翼の高負荷化により翼枚数及び段数を減らすことが可能となり、エンジン重量の軽減、製作コストの低減などにつながる。しかしながら、高負荷化は転向角の増大を伴うため、翼間流路内の圧力勾配が大きくなり複雑な三次元流れが発生し、効率の低下を引き起こす⁽¹⁾。したがって、ガスタービンの効率向上のためには、翼列内の流れを解明することが必要となる。本研究では、負圧面の異なる三種類の翼に対し、翼先端間隙高さ（TCL）を翼高さに対し0%、1%、2%と変化させ、超高負荷タービン翼列内の流れを汎用コード Star-CD により解析し、翼形状及び翼先端間隙高さが翼列に及ぼす影響について調べた。

2. 研究内容

2.1 解析対象

解析対象となる翼形状を図1に、主な仕様を表1に示す。三種類の翼はOriginal翼を基準として負圧面の長さを短くしたものをDown翼、長くしたものをUp翼と呼び、TCLを翼高さHに対し0%、1%、2%に設定したものをTCL=0%、TCL=1%、TCL=2%と呼ぶ。

2.2 数値解析法

Star-CDの計算法の設定では全体の計算アルゴリズムにSIMPLE法を用いた。計算精度に影響を与える対流項の評価にはQUICKを、乱流モデルには低 Reynolds 数型 k-ε モデルを用いた。

2.3 解析条件

図2に解析対象を示す。ここで、Zは翼前縁からの軸方向距離、Caxは軸方向翼弦長である。流入境界条件は翼前縁からZ/Cax=-1.0上流（図2のA-A'）において、流速35m/s、流入角80°でピッチおよびスパン方向に様々に与えた。また、図2のA-BとA'-B'には周期境界条件を用いた。また、TCLなしの場合は幾何形状の対称性を考慮して、ミッドスパンにおいて対称境界条件を適用することにより、ミッドスパンからエンドウォールまでの半分の領域において解析を行った。計算格子点数は流

れ方向に153点、ピッチ方向に94点、スパン方向は、TCL=0%の場合は36点、TCL=1%の場合は85点、TCL=2%の場合は90点である。

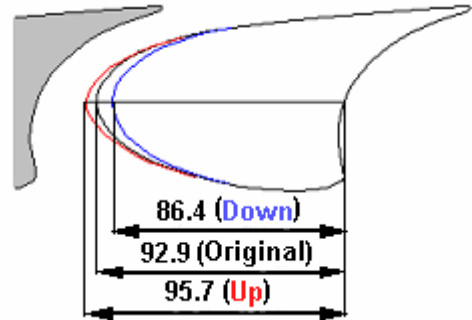


図1 翼列形状

表1 翼列の主な仕様

Parameter	Value
Axial Chord (mm)	68.5
Blade Span (mm)	100
Blade Pitch (mm)	114.28
Design Turning Angle (degree)	160

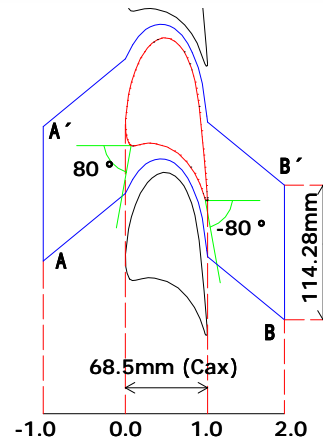


図2 超高負荷タービン翼列

3. 計算結果及び考察

3.1 各種損失

図3に各翼のTCL=0%、1%、2%における断面質量平均全圧損失係数 ($C_{pt,t}$) 及び形状損失係数 ($C_{pt,p}$) の流れ方向分布を示す。全圧損失係数は供試翼列上流の断面質量平均全圧と入口流速を用いて無次元化したものである。

図4にTCL=0%、1%、2%における二次損失係数 ($C_{pt,s}$) 及びTCL=1%、2%における漏れ損失係数 ($C_{pt,l}$) の流れ方向分布を示す。ここで、二次損失係数は全圧損失係数と形状損失係数の差と定義する。漏れ損失係数はTCL=1%、2%の二次損失係数とTCL=0%の二次損失係数との差と定義する。

図5には、各翼のTCL=0%、1%、2%における二次流れ運動エネルギー係数の流れ方向分布を示す。

TCL=0%の場合 $Z/Cax=0.3$ 付近においてDown翼の全圧損失が大きいたことがわかる。これはDown翼の翼間流路幅が他の翼に比べて広いために、両エンドウォールの境界層の発達により流路渦が強くなったためと考えられる。このことは、二次流れ運動エネルギー係数がTCL=0%において他の翼に比べて高く、二次損失係数が最も高いことから分かる。また、その影響によりDownにおいて最も全圧損失が大きくなっている。形状損失については、Down、Original、Upの順に大きくなっていることがわかる。 $Z/Cax=0.2 \sim 0.3$ 付近においてTCLを有する場合は、どの翼においても二次流れ運動エネルギー係数分布が低下していることがわかる。また、全ての翼において、TCLの増加と共に全圧損失が増大していることがわかる。このことからTCLを有する場合はTIP側の流路渦の発達が遅れ、TCL内において損失が発生していると考えられる。 $Z/Cax=0.6 \sim 1.0$ 付近において、TCLの増大と共に漏れ損失がDown、Original、Upの順に大きくなっていることがわかる。これは二次流れ運動エネルギー係数分布において、TCLの増大と共にDown、Original、Upの順に二次流れ運動エネルギー係数が増加していることから、漏れ渦による影響と考えられる。特に、Up翼において漏れ流れの影響が大きいために、TCLを有する場合はUp翼の全圧損失係数が最大となっている。

3.2 翼負荷分布

図6にTCL=0%、1%、2%における各翼の翼負荷分布を示す。縦軸はスパン方向高さ Y を翼高さ H で無次元化したものである。横軸は負荷を示す。全てのTCLに対してUp翼が最も高い負荷を有し、Down翼が最も低いことがわかる。また、HUB付近で、TCL=0%の場合はHUB、TIP両付近で、負荷が低くなっていることがわかる。これは、流路渦の圧力面から負圧面に向かう流れが負圧面に衝突するために低下していると考えられる。特にDown翼においてこの低下が大きいたことからDown翼で発生する流路渦が強いと考えられる。

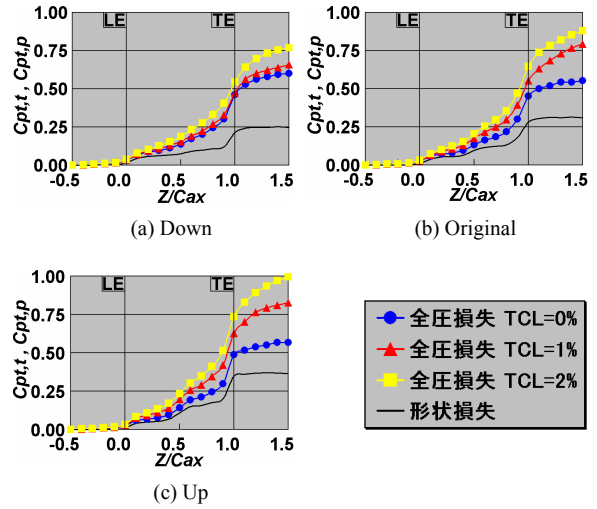


図3 断面質量平均全圧損失係数及び形状損失係数分布

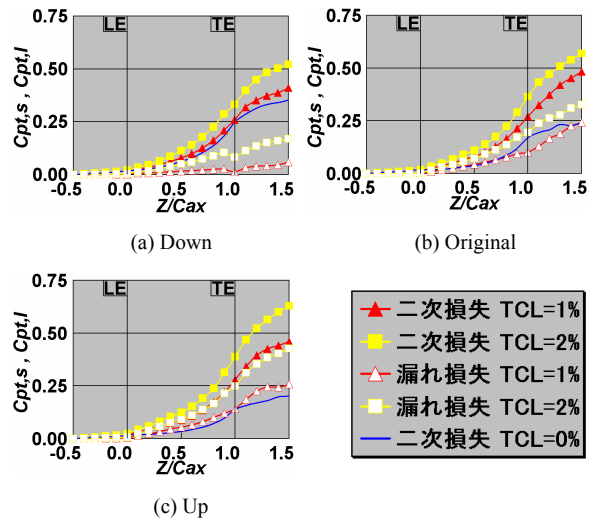


図4 断面質量平均二次損失係数及び漏れ損失係数分布

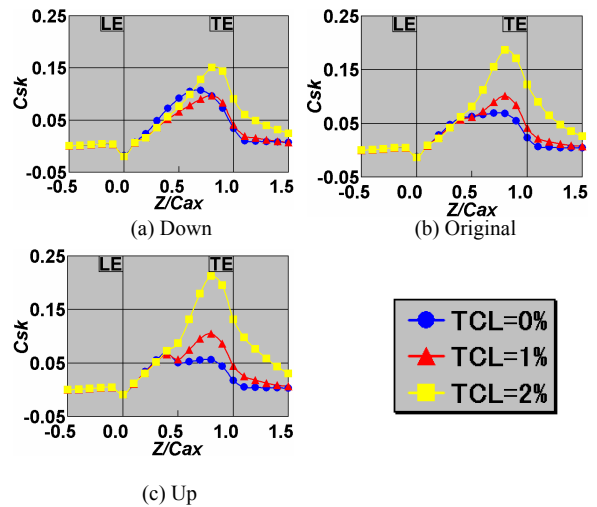


図5 断面質量平均二次流れ運動エネルギー係数分布

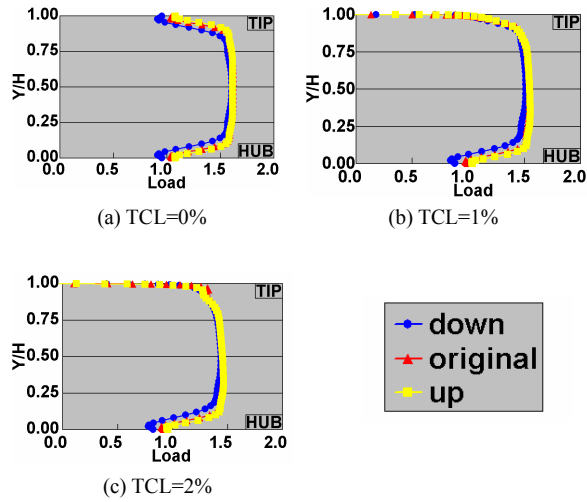


図 6 翼負荷分布

4. 結論

本研究により以下の結論が得られた。

- (1) TCL=0%において、Down 翼は流路渦が強くなるために二次損失が大きくなり、全圧損失が最大となる。
- (2) TCL を有する場合は、Up 翼において漏れ損失が非常に大きくなるために、全圧損失が最大となる。
- (3) 全ての TCL において Down、Original、Up の順に大きな負荷が得られた。

参考文献

- (1) 大根田直紀、超高負荷タービン翼列の性能に及ぼす翼先端隙間の影響に関する研究、法政大学修士論文、2002

キーワード.

超高負荷タービン翼列, 翼先端間隙高さ

.....

Summary.

**EFFECT OF BLADE PROFILE AND TIP CLEARANCE SIZE ON
AERODYNAMIC PERFORMANCE OF ULTRA - HIGHLY LOADED TURBINE
CASCADE**

Kouji Ishihara

Graduate School of Mechanical Engineering, Hosei University

Shimpei Mizuki Hoshio Tsujita

Department of Mechanical Engineering, Hosei University

The increase of blade loading of a turbine cascade makes it possible to reduce the number of blades and stages, and consequently to decrease both the weights and the costs for manufacturing and maintenance. However, the strong secondary flow appears in such highly loaded turbine cascades due to the high turning angles and reduces the efficiencies. In the present study, the effects of the profile of the suction surface and the tip clearance (TCL) on the aerodynamic performance of a stationary linear ultra-highly loaded turbine cascade(UHLTC), which will be used for the future gas turbine engines of hypersonic transport, were investigated numerically.

Keywords.

UHLTC, tip clearance