

超高負荷タービン翼列内の流れの数値解析： 翼先端隙間による影響

TSUJITA, Hoshio / 石原, 幸治 / 板倉, 純 / 山本, 純平 /
水木, 新平 / 辻田, 星歩 / ISHIHARA, Kouji / ITAKURA, Jun
/ YAMAMOTO, Junpei / MIZUKI, Shimpei

(出版者 / Publisher)

法政大学計算科学研究センター

(雑誌名 / Journal or Publication Title)

法政大学計算科学研究センター研究報告 / Bulletin of Computational Science
Research Center, Hosei University

(巻 / Volume)

17

(開始ページ / Start Page)

11

(終了ページ / End Page)

14

(発行年 / Year)

2004-03-22

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00024999>

超高負荷タービン翼列内の流れの数値解析 - 翼先端隙間による影響 -

石原 幸治 板倉 純 山本 純平
法政大学大学院工学研究科機械工学専攻(修士課程) 1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、高負荷化を可能にする超高負荷タービン翼列の翼先端隙間(TCL)の大きさを変え、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知見を得ることを目的とする。

1. 緒言

本研究は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。したがって、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、翼先端隙間(TCL)の大きさを流路高さに対し0%、1%、2%と変化させた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、開発のための知見を得ることを目的とする。

2. 研究内容

2.1 解析条件

表1に供試翼列の仕様を示す。また、図1に解析対象となる超高負荷タービン翼列形状を示す。ここで、Zは翼前縁からの軸方向距離、Caxは軸弦長である。流入境界条件は翼前縁から $Z/Cax=-1.0$ 上流(図1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一樣に与えた。また、図1のA-B-C-DとA'-B'-C'-D'には周期境界条件を、壁面境界条件には壁法則を用いた。また、TCLなしの場合は対称性を考慮して、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。TCLの大きさが流路高さに対し0%、1%、2%のものをこれ以降TCL=0%、1%、2%と呼ぶ。

計算格子点数は流れ方向に133点、ピッチ方向に85点、スパン方向は、TCL=0%の場合は25点、TCL=1%、2%の場合は59点である。

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二次精度の風上差分法(LUD)を、乱流モデルには高Reynolds数型k-モデルを壁法則とともに用いた。

表1. 供試翼列形状

Axial Chord(mm)	68.5
Blade Span(mm)	98
Blade Pitch(mm)	114.28
Inlet Angle($^\circ$)	-80
Outlet Angle($^\circ$)	80
Turning Angle($^\circ$)	160

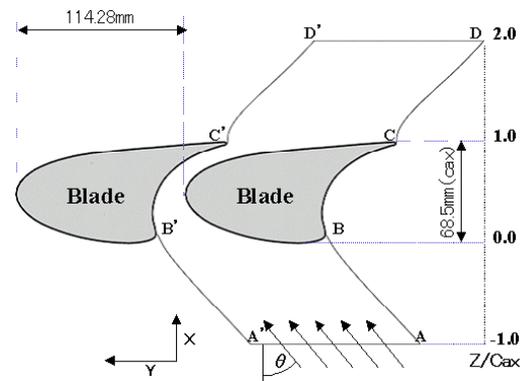


図1. 超高負荷タービン翼列

3. 計算結果及び考察

3.1 ピッチ方向全圧損失

TCL=0%、1%、2%におけるピッチ方向質量平均全圧損失係数のスパン方向分布を図2、図3、図4に示す。全圧損失係数は供試翼列上流の断面質量平均全圧と入り口流速を用いて無次元化したものである。縦軸はスパン方向高さを流路高さで無次元化したものであり、 $Y/H=0$ がハブエンドウォール、 $Y/H=1$ がチップエンドウォールである。横軸は全圧損失係数を示す。また、PLANE1からPLANE6はそれぞれ、 $Z/Cax=-0.15$ 、 0.25 、 0.5 、 0.85 、 1.25 、 1.4 、における断面を示す。

各図において、PLANE1からPLANE2までは、両エンドウ

オール付近に高損失領域があり、境界層の発達と境界層の前縁への衝突により発生した馬蹄形渦による損失と考えられる。PLANE3において、各図とも $Y/H=0.15$ 付近に大きな損失があり、流路渦の発生による損失と考えられるが、チップ側では TCL の増加とともにその流路渦による損失が小さくなっている。これは圧力面から負圧面へと TCL を通って流れる流体のために流路渦が弱められたためと思われる。また、この PLANE3 以降で TCL 内における損失が増大している。PLANE4 では、各図とも PLANE3 で確認できた流路渦による損失がミッドスパン方向に移動していることがわかる。また、図 3、図 4 における $Y/H=0.9$ 付近で大きな損失が存在する。これは漏れ渦による損失であり、TCL の増大とともに大きくなっている。図 2 において PLANE5 と PLANE6 では、ほぼ同じ分布となっているが、図 3、図 4 では $Y/H=0.8$ 付近で非常に大きな損失を示している。これは、漏れ渦による流れと、増速した主流との速度差による混合損失と考えられる。

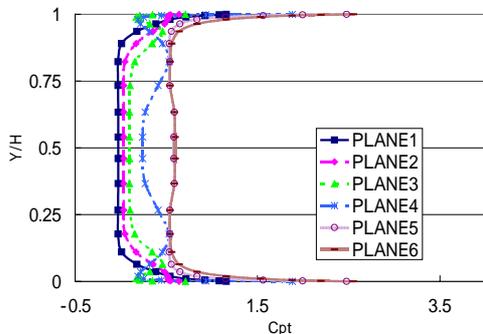


図 2 . ピッチ方向質量平均全圧損失係数分布 (TCL=0%)

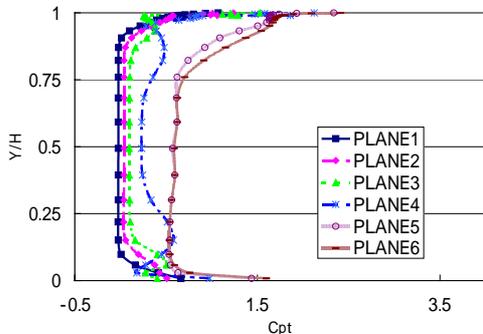


図 3 . ピッチ方向質量平均全圧損失係数分布 (TCL=1%)

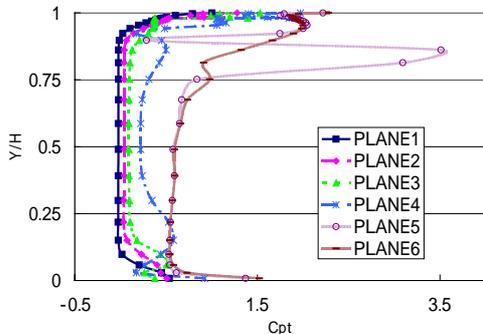


図 4 . ピッチ方向質量平均全圧損失係数分布 (TCL=2%)

3.2 断面質量平均全圧損失

図 5 に断面質量平均全圧損失係数分布を示す。図 2~4 でも確認されたように、下流に進むにつれて TCL 内での損失の増大、漏れ渦の発生、および速度差による混合損失が、TCL の増大とともに大きくなっているのが確認できる。

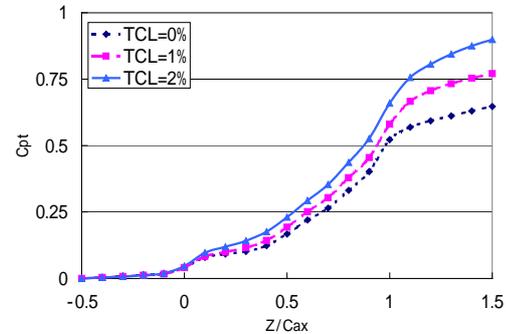


図 5 . 断面質量平均全圧損失係数分布

3.3 翼面負荷

図 6 にミッドスパンにおける各 TCL の翼面静圧係数 C_{ps} 分布を、図 7 に翼先端から流路高さの 2%ほどハブ側の翼面静圧係数 C_{ps} 分布を示す。静圧係数 C_{ps} は供試翼列上流の静圧と入り口流速を用いて無次元化したものである。図 6 において圧力面、負圧面ともに上流側の静圧分布は同じ値を示しているが、負圧面では $Z/Cax=0.5$ 以降で TCL の増大とともに静圧が上昇している。これはチップ側において、流路渦の発達で TCL を通って負圧面に流れ込む流体によって抑制されるために、翼面付近の速度増加が TCL の増大とともに抑えられたことによる影響と考えられる。図 7 において、TCL の増大とともに圧力面における静圧が減少しているのは、チップ側の境界層が翼と衝突せずに TCL 内を通るために減少していると考えられる。負圧面において $Z/Cax=0.4$ 付近で TCL の増大とともに静圧が減少しているが、これも、TCL の増大により流路渦が弱まっているためと考えられる。また負圧面 $Z/Cax=0.8$ 付近においても TCL の増大とともに、静圧が急激に減少していることが確認できる。これは漏れ渦の発生によるものと考えられる。

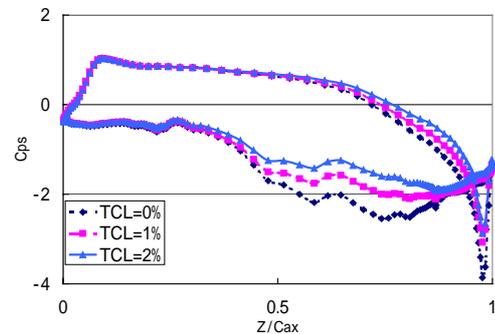


図 6 . 翼面静圧係数分布 (ミッドスパン)

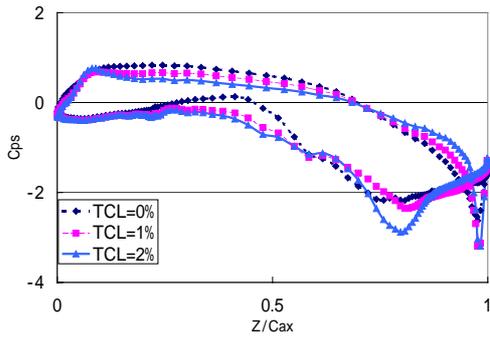


図7.翼面静圧係数分布(翼先端付近)

3.4 翼負荷分布

図8に翼負荷分布を示す。縦軸はスパン方向高さを流路高さで無次元化したものである。横軸は負荷を示す。また表2に各TCLの負荷を、TCL=0%の負荷を1として示す。

図8、及び表2においてTCLが増加するほど負荷が減少している。図6で示したように、ミッドスパン付近では、TCLの増加にともない負圧面の後半で静圧が高くなるため、全体的で得られる負荷が減少したものと考えられる。

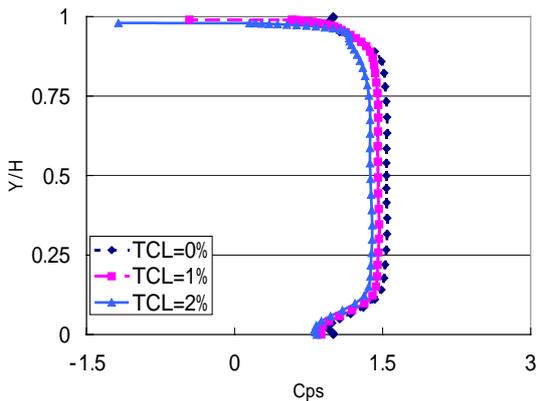


図8.翼負荷分布

表2. 翼負荷

	TCL=0%	TCL=1%	TCL=2%
負荷	1.00	0.92	0.86

4. 結論

- (1) TCLの増加により、TCL内において損失が増大する。
- (2) TCLにより発生する漏れ渦と、増速した主流により混合損失が発生する。
- (3) 漏れ渦によりチップ側の流路渦が抑制されるため、ミッドスパン付近ではTCLの増加にともない負圧面の静圧が上昇する。また、その負圧面の静圧上昇により翼負荷が低下する。

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
- 2) 松田巖樹、超高負荷タービン翼列内の流れの数値解析-流入角による影響-、法政大学修士論文、2002

キーワード.

超高負荷タービン翼列, 翼先端隙間

.....

Summary.

**NUMERICAL ANALYSIS OF FLOW WITHIN ULTRA - HIGHLY LOADED
TURBINE CASCADE
- INFLUENCE OF TIP CLEARANCE -**

Kouji Ishihara Jun Itakura Junpei Yamamoto
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 tip clearance size(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