法政大学学術機関リポジトリ

HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

PDF issue: 2025-01-03

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 星步 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 様に与えた。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、ミッドスッパン において対称境界条件を適用することにより、ミッドス ッ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%、 のことをこれ以降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 数值解析法

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(°)	-80
Outlet Angle(°)	80
Turning Angle(°)	160



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 がハプエ 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

ォ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ッパン方向に移動 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Cps 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 Cps 分布を示す。静圧係数 Cps 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、流路渦の発達が 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)



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、ミッドスッパン付近で 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。







	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、ミッドスッパン付近では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)松田巌樹、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 <u>キーワード.</u>

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