

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 -

松田 巖樹 松本 宗利
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開発のために、超高負荷タービン翼列内の流れをCFD(computational Fluid Dynamics)により解析した。本研究では、超高負荷タービン翼列性能に対する流入角の影響を明らかにするために、流入角を75~85度と変化させ解析を行った。その結果、流入角の増加は、馬蹄形渦及び流路渦を増大させるだけでなく、翼負圧面上の剥離も誘発し、損失を高めることが確認された。

1. 緒言

本研究は冷却空気の低減および高負荷化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。ガスタービンの効率向上のためには、タービン入口温度(TIT)の増加とタービン翼の高負荷化は必要不可欠である。しかしながら、TITの増加はタービン翼の表面温度を下げるために空気冷却等が必要とする。冷却空気は通常は圧縮機出口から供給されるため、この供給は燃焼器を通る流量を低下させ、効率の低下を招く。さらに、外部冷却用の空気は主流ガス温度を下げ、主流との混合損失も生じる。従って、TITの増加させ効率向上につなげるには、冷却空気流量の低減を実現し得る冷却技術の開発が重要である。一方、高負荷化は翼枚数及び段数を減らすことが可能となるため冷却空気量の低減も可能にする。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3次元流れが発生し、効率の低下を引き起こす可能性がある¹⁾。今回は流入角の変化が超高負荷タービン翼列内の流れに与える影響を汎用コードStar-CDにより解析し、検討した。

2. 研究内容

(1) 解析条件

図1に解析対象となる独立行政法人航空宇宙技術研究所航空推進研究センター高負荷ターボ要素グループで設計された超高負荷タービン翼列形状を示す。また、表1に供試翼列の仕様を示す。ここで、Zは翼前縁からの軸方向距離、Caxは翼弦長である。流入境界条件は翼前縁からZ/Cax=-1.0上流(図1のA-A')において、設計流入角80°付近の4つの流入角(表2)を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、MIDSPANにおいて対称境界条件を適用することにより、MIDSPANからENDWALLまでの半分の領域において解析を行った。計算格子数は流れ方向、ピッチ方向、スパン方向に133×85×25である。

(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、また乱流モデルには高Reynolds数型k-εモデルを壁法則と共に用いた。

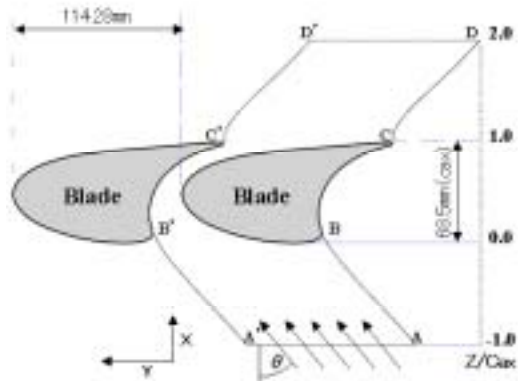


図1. 超高負荷タービン翼列

表1. 供試翼列形状

Axial Chord (mm)	68.5
Blade Span (mm)	100
Blade Pitch (mm)	114.28
DesignTurning Angle(degree)	160

表2. 流入角及び速度 (m/s)

流入角(°)	流入速度	X方向速度	Y方向速度
75°	23.48	6.08	22.68
80°	35.00	6.08	34.47
82.5°	46.56	6.08	46.16
85°	69.73	6.08	69.47

3. 計算結果及び考察

(1) 翼列入口境界層厚さ

図2にZ/Cax=-0.3におけるピッチ方向質量平均速度分布を、また表3には各流入角に対する流入境界からZ/Cax=0までの流入方向の距離(LI)を示す。同一入口境界位置において表2に示す境界条件を与えたため、流入角の増加によりLIが長くなり(表3)翼列入口での境界層厚さは増した。さらに、その境界層の翼前縁への衝突により生じる馬蹄形渦も増大した。

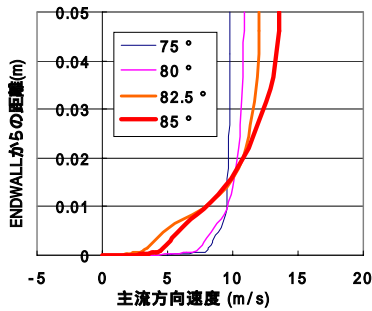


図2. ピッチ方向質量平均速度分布

表3. 各流入角に対する流入境界から Z/Cax=0 までの流入方向の距離(LI)

	75°	80°	82.5°	85°
LI (m)	0.264	0.394	0.525	0.796

(2) 翼面負荷

図3に各流入角におけるスパン方向質量平均翼面静圧係数 Cps 分布を示す。流入角の増加により翼列上流側 (Z/Cax<0.5) での負荷が増大していることが分る。正圧面では、各流入角とも Z/Cax=0.1 付近までの領域で静圧は増加(減速)し、後縁に向かって徐々に減少(加速)している。負圧面においては、流入角の増加により Z/Cax=0.5 付近の静圧が上昇している。これは流入角の増加による入口境界層厚さの増加および翼列前半部での負荷の増加に伴い、流路渦が増大しそれが端壁付近の負圧面へ衝突することにより圧力を上昇させたためである。また、表4に各流入角で得られる周方向の負荷¹⁾の値を、80°(設計流入角)における負荷を1として表す。最高負荷が得られた85°では、約56%の負荷の増大が確認できる。

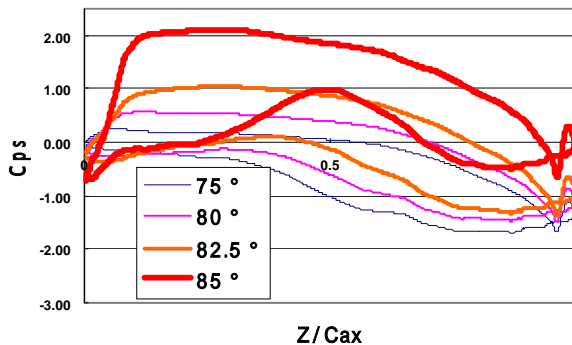


図3. 翼面上でのスパン方向質量平均静圧係数分布図

表4. 翼負荷

	75°	80°	82.5°	85°
負荷	0.89	1.00	1.18	1.56

(3) 全圧損失

図4に各流入角における断面質量平均全圧損失係数Cpt分布図を示す。図5には流入角85°における翼列入口の端壁面上での速度ベクトルを示す。図4から翼列上流の Z/Cax=-0.5~0.0 においても、流入角の増加に伴い損失が

増加している。これは先に述べた境界層厚さの増加および馬蹄形渦の増大によるものと考えられる。翼列内においても流入角の増加により損失が増加しており、これは流路渦の増大と関係づけられる。²⁾さらに、流入角82.5°と85°の場合の損失の急激な増加は、図5に示されている翼列前半部の負圧面上での剥離の発生によるものと考えられる。

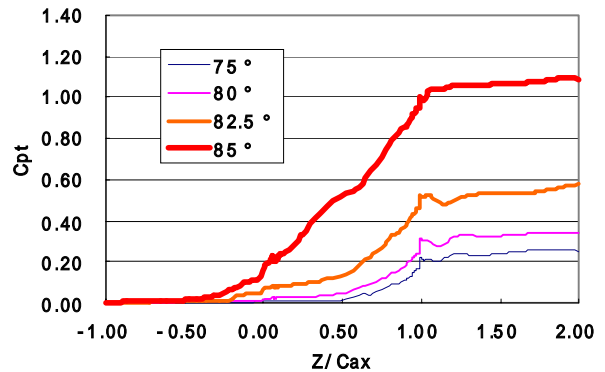


図4. 断面質量平均全圧損失係数分布図

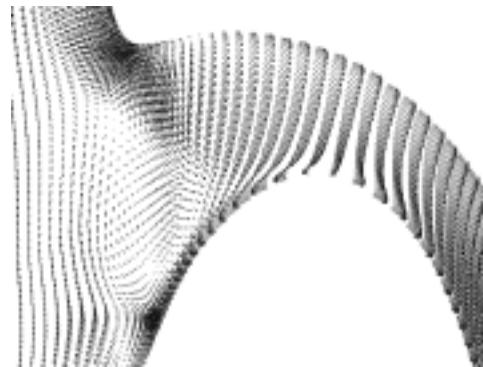


図5. 流入角85° ENDWALL での速度ベクトル線図

結論

- (1) 流入角の増加により、入口境界層厚さが増し馬蹄形渦および流路渦を増大させ損失が増加する。
- (2) 流入角の増加により、翼列上流側での負荷が増加し流路渦を増大させ損失が増加する。
- (3) 高流入角においては翼列前半部の負圧面上での剥離を誘起し、損失が著しく増加する。

参考文献

- 1)三田慶一、超高負荷タービン翼列の内部流動と性能に及ぼす翼形の影響、法政大学修士論文、2002
- 2)D.G.Gregory-Smith ' 'Secondary Flows and Losses in Axial Flow Turbines ' ' ASME82-GT-19

キーワード.

超高負荷タービン翼列, 流入角

.....

Summary.

**NUMERICAL ANALYSIS OF FLOW WITHIN ULTRA - HIGHLY LOADED
TURBINE CASCADE
- INFLUENCE OF INLET FLOW ANGLE -**

Yoshiki Matsuda Munetoshi Matsumoto
Graduate School of Mechanical Engineering, Hosei University

Shimpei Mizuki Hoshio Tsujita
Department of Mechanical Engineering, Hosei University

Flow in an ultra-highly loaded turbine cascade (UHLTC) for future gas turbines was analyzed by using the CFD(computational Fluid Dynamics) method. The calculations were performed by changing the inlet flow angle from 75 to 85 degrees in order to reveal the influence of the inlet flow angle on the performance of the UHLTC. The high inlet flow angle not only enlarged the horseshoe and the passage vortices but also induced a separation on the suction surface of the blade. Consequently, the increase of the inlet flow angle enhanced the loss generation.

Keywords.

UHLTC , inlet flow angle