法政大学学術機関リポジトリ

HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

PDF issue: 2025-07-09

超高負荷タービン翼列内の流れの数値解析

辻田, 星歩 / MIZUKI, Shimpei / TSUJITA, Hoshio / HIROHATA, Wataru / 水木, 新平 / 廣畑, 渉

(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)

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

(巻 / Volume) 11 (開始ページ / Start Page) 1 (終了ページ / End Page) 4 (発行年 / Year) 1998-03-31 (URL)

https://doi.org/10.15002/00024801

超高負荷タービン翼列内の流れの数値解析

廣畑 涉

法政大学大学院工学研究科機械工学専攻

辻田 星歩 水木 新平 法政大学工学部機械工学科

1目的

本研究の目的は、従来の翼負荷に比べ2倍以上の 負荷を持つ翼列を開発するための知見を得ること にある。そのため、160(deg)の極限とも言える転向 角を有する超高負荷翼を用いる。極限の転向角を持 つので翼間流路内での圧力勾配が大きくなり、その ため強い三次元的な粘性流れが生じる。この三次元 粘性流れは、翼列内の二次流れに依存し、全圧損失 を増加させ、性能を著しく劣化させることが予想さ れる[1]。

従って、この複雑な三次元流れをいかに制御し、 効率化を図るかが、本研究の重要な課題である。

この課題を追及するため、CFD 解析を用いて、 三次元的な翼列内部の流れを解析する。

2計算

2-1 数值解析法

数値解析法は、標準の k- ε モデルを含む物理成分 テンソル形で表した定常非圧縮乱流場の基礎方程 式[2]を用いる。

基礎方程式の離散化には有限体積法を用いた。ま た、本解析法で用いたアルゴリズムは、SIMPLE法 を物理成分テンソル形の基礎式に適用し、境界適合 座標系に対して拡張したものである。対流と拡散の 全流東に対する割合の評価には、その比を表すペク レ数の絶対値が2より大きい時、対流項を一次風上 差分で近似するハイブリッド法を用いた。

流入境界条件は翼前縁から-0.96Cax 上流で速度

(30m/s)と流入角(-80°)を一様に与え、壁面境 界条件としては、壁法則を用いた。ここで、Cax は 軸方向翼弦長を示す。また、翼列の上流と下流に対 しては、ピッチ方向に周期境界条件を課した。

2-2解析対象

本解析の対象とした翼列は、科学技術庁航空宇宙 技術研究所原動機部タービン研究室室長である、山 本孝正氏が設計された 160(deg)の転向角を有する 翼型(以後 Original 翼と呼ぶ)を用いた。(Fig.1 参照)



2-3計算格子

今回の解析に用いた計算格子の数は、流れ方向・ ピッチ方向およびスパン方向に各々 121×101×25 である。

3計算結果及び考察

3-1 層流計算

Fig.2 に解析領域全体の三次元剛体壁面上の Oilflow を示す。

ENDWALL に注目してみる。まず、翼前縁近傍 において、翼列上流から翼列入口までに発達した境 界層が翼前縁に衝突して発生する馬蹄形渦

(Horseshoe Vortex)の発生と、サドルポイント
(Saddle Point)を確認できる。また、翼間流路内
において、正圧面と負圧面間の圧力勾配によって運動量の少ない境界層流体が主流と大きく偏向し、負
圧面の流路渦 (Passage Vortex)を確認できる。

次に、翼面負圧面の Oilflow に注目する。最大キャ ンバ手前あたりから、ENDWALL から MIDSPAN に向かうスパン方向の流れが強くなっていること が確認できる。この流れは、流路渦によるものであ り、流路出口に向かうにしたがって、MIDSPAN に まで達している。

Fig.4 に翼周りの静圧分布を示す。正圧面の圧力 は、ENDWALL と MIDSPAN とでほぼ同じである。 これに対し、負圧面では、ENDWALL の圧力が MIDSPAN に比べ高い。これは、流路渦の影響によ り、負圧面に低エネルギ流体が強く衝突し、負圧面 の圧力を上昇させたためである。

3-2乱流計算

Fig.3 に解析領域全体の三次元剛体壁面上の Oilflow を示す。

ENDWALL に注目してみると、層流計算の場合 と同様に、馬蹄形渦、サドルポイントそして流路渦 を確認できる。しかし、馬蹄形渦が層流計算の場合 と比べ小さい。これは、境界層内の流体のエ



Fig.2 三次元剛体壁面上の Oilflow (層流)



Fig.3 三次元剛体壁面上のOilflow(乱流)

ネルギが乱流エネルギの影響により層流に比べ大 きいためである。

次に、翼面負圧面のOilflowに注目する。翼負面 においても、層流計算の場合と同様に、





Fig.5 翼周りの正圧分布(乱流)

ENDWALLから MIDSPAN に向かうスパン方向の 流れを確認できる。

Fig.5 に翼周りの静圧分布を示す。定性的には、 層流計算の場合と同様な挙動を示している。

4結論

本研究において以下の結論をえた。

 ・超高負荷タービン翼列内における三次元的 な内部流れを明らかにした。特に、馬蹄形 渦および流路渦などの二次流れを確認でき た。

参考文献

- [1]山本、"タービン翼列の二次流れと損失のメ カニズム",ターボ機械、14巻4号、 (1986),pp.234.
- [2]辻田・水木、"境界適合座標系上の物理成分 テンソル形運動方程式を用いた曲がり管内の
 粘性流の数値解析",日本機械学会論文集
 (B偏),57巻540号(1991),pp.2606

キーワード.

数値解析,超高負荷タービン翼列

.....

Summary.

CFD Analysis of Flow in Ultra Highly Loaded Turbine Blade

Wataru Hirohata College of Engineering, Hosei University

Hoshio Tsujita and Shimpei Mizuki College of Engineering, Hosei University

In this study, highly loaded turbine blade is analyzed by a numerical method for the three-dimensional incompressible viscous flow. The governing equations with the standard κ - ϵ model are solved in the physical component tensor form in a boundary-fitted coordinate system. The geometries of ultra highly loaded blades posses the limiting turning angles of about 160 degrees. As the results, it is found that the mechanisms of loss generation govern the behavior of secondary flows and the growth of boundary layer.

Keywords.

CFD, Ultra Highly Loaded Blade Low