116 軸流タービンの非定常内部流動に関する研究

Research on Unsteady flow in the Axial Flow Turbine

○ 岡庭 武志 (東電大院)

正 宮地 敏雄(東電大) 正 山本 孝正(航技研)

Takeshi OKANIWA, Toshio MIYACHI, Atsumasa YAMAMOTO Tokyo Denki University, Ishizaka, Hatoyama-machi, Hikigun, Saitama National Aerospace Laboratory of Japan, Higashi-machi, Jindaiji, Choufushi, Tokyo

Key Words: Turbine, Unsteady flow, Hot wire, Animation

1. はじめに

航空用ジェットエンジンやパワープラントなどに用いら れるガスタービンの効率向上のため、多大な研究・開発が 行われており、その構成要素であるタービンにおいてはタ ービン効率が90%以上の性能にまで達成されている.その ため、現在では更なる効率向上が非常に困難となっている が、わずかな効率の向上により全体のコスト低減が未だ可 能であることから、タービン翼列内の空気力学的現象のメ カニズムを明らかにすることが必要である. このためには 翼列の三次元内部流動の解明が不可欠であるが¹⁾,測定の 困難さと極度に複雑な流れのため非定常データは皆無に等 しく,詳細な実験結果の多くは静止直線翼列や静止円環翼 列を用いて行われている. ところが、実際のタービンでは 静止翼列と動翼列との相対運動に伴う極めて複雑な非定常 流れが存在しており、高い転向角による二次流れや翼端隙 間流 ²⁾が混合することにより極めて三次元性が強く³⁾,実 機の使用状態での計測がより望ましい.

よって、本実験では静翼列の下流に動翼列を設置した条件のもとでタービン効率向上の為のデータの1つをとることを目的とする.

2. 実験装置および実験方法

本実験では定温度型,単一傾斜熱線流速計を使用した. 熱線流速計は 1/10000 秒の変化まで測定することができる.

実験風洞には Fig.1 に示す Law-speed turbine test rig(低速 円環翼列風洞)を使用した.この風洞は大気吸込型の風洞で, 最大軸流速度は約 40m/s に設計されている.大気吸込口で ある入口のベルマウスにはグラスウールが取り付けられ, 実験の最中に熱線が大気中のほこりによって汚染されない ような配慮がされている.Fig.1 の test section の外壁にフォ トセンサーを取り付け,センサーから出力された光を動翼 列中の一枚の動翼だけに取り付けられたアルミ板に反射さ せ,その反射光を測定開始のトリガー信号とした.非定常 測定の為のデータサンプリング用外部クロックとしては, 動翼の回転軸に取り付けられたエンコーダ出力(一周 4000 パルス,動翼一ピッチ 200 パルス)を用いた.

熱線流速計により得られたデータはアンプ,リニアライ ザを介してAD変換ボードに送られ計測用 PCに記録され る.また,エンコーダ出力は,パルス低減器を介して 1/10 に落とされAD変換ボードに送られる.動翼の回転数は 500rpm,流速は風洞入口に設置された二孔ピトー管で 10m/s になるように条件を設定した.実験のフローチャー トを Fig.2 に,測定位置を Fig.3 に示す.





Fig.2 Flow chart of measurment



Fig.3 Traverse points

日本機械学会関東支部ブロック合同講演会-2001 鳩山-講演論文集〔2001・9.7~8,鳩山〕

3. 解析方法

熱線検定によって求めた各係数を使い, 流速, ピッチ角, ヨー角を算出する. 三個の未知数に対して十二個の式を連 立させ,最小二乗法により確定値の算出を行った.また, それらを用いて二次流れベクトル,変動成分,渦度の算出 も行った.動翼軸方向翼弦長比 Z/Cax=1.19 断面における流 速分布図を Fig.4 に示す.

従来,実験データはFig.4のように二次元の断面に表し, それぞれの時間における静止画を何枚も並べるのが主流で あったが本研究ではそれをよりリアルに,視覚的に捕らえ 易くするように三次元アニメーションのプログラム作成を した.静・動翼列のモデリング,座標計算,軌道計算等を 行い,それぞれの翼列位置に対応する断面のデータを同じ 空間に呼び出しアニメーションさせることが可能となった. また,本実験では時間変化によって,静翼列と動翼列の全 ての相対位置を測定しているため,それぞれの時間におけ る相対位置を利用して,各データを相対座標系に変換する プログラムを作成した.こちらも三次元アニメーションの プログラムを作成した.異列の三次元モデルをFig.5 に, 作成したアニメーションの一コマをFig.6 に示す.

4. 実験結果

解析によって得られた各種データを可視化した. Fig.4 を 見て解るように、動翼列下流は主流とウェークとがはっき りと分かれており、ウェークのチップ面には翼端隙間流の ベクトルもはっきりと確認できる.時間変化一コマ当たり 3/10000秒である.動翼列の回転に伴って二つの層も高速 で回転している.周速度の違いにより、流れの層はハブ側 からチップ側に行くほど回転方向に影響を受けている.

また,動翼列上流の測定断面も、下流にある動翼列の影響を受けていることが解った.僅かな変化ではあるが確実 に,動翼列の回転運動に伴い周期的に変化している.特に, ミッドスパン付近はその影響が強い.

相対座標系から見ると動翼列下流の非定常性が動翼列の 回転運動によるものだけではなく、上流の流れの状態によっても周期的に影響を受けていることが良く理解できる.

5. まとめ

 タービン模擬風洞を実機の使用状態で運転し、熱線流速 計によって非定常データを得ることができた.

- 2)三次元アニメーションの行えるプログラムを作成し可視 化の質を向上させた.これにより、静止画では解りにく かった微妙な変化も捕らえ易くなり、更に、以前は一方 向からしか見ることのできなかった測定断面を、上下左 右どの視点からでも見ることが可能となった.
- 3)相対座標系のプログラムを作成した.動翼と一緒に回っ ている視点で,流れの状態変化を見ることができるよう になった.

6. 參考文献

- 1)山本孝正;タービンの最近の技術進歩について、日本ガ スタービン学会誌、21-84、(1994)、40-46
- 2)妹尾泰利;ターボ機械の翼端すきま損失の機構,ターボ 機械,17-2,(1989),7
- 3)H. P. Hudson; Measurements of Wake Generated Unsteadiness In The Rotor Passage of Axial Flow Turbines, ASME Paper No. 84-GT-189, 1984)

t=(1/20)T t=(5/20)T t=(5/20)T t=(13/20)T t=(9/20)TFig.4 Contour lines of velocity (Z/Cax=1.19)



Fig.5 3D-blades model



Fig.6 3D-blades and measuring planes (animation)

- 32 -