過給機用ラジアルタービン動翼の内部流動に関する研究

Study on Internal Flow of Radial Turbine Rotating Blades for Turbochargers

技術本部 大 迫 雄 志*1 森 高*2 東 弘 H 邦 夫*3 辺 住 磯 秀 御 子神 隆*4 汎用機・特車事業本部

小形過給機,小形ガスタービンなどに活用されているラジアルタービンは,その形状から強い三次元的な流れを持つ と予想されるが,実際の流れが明らかになっていない.そこで,本報では,ラジアルタービン動翼のスケールモデルを 製作して LDV (Laser Doppler Velocimeter) などで動翼内部流動を計測し,CFD (Computational Fluid Dynamics) との比較により損失発生メカニズムを検討した.その結果,計測結果とCFDの両者は良く一致することを確認し,動翼 出口負圧面シュラウド側に低エネルギー流体が集積する損失発生メカニズムを把握した.

The radial turbine, used in small turbochargers, the small gas turbines, and other equipment, is expected to have a strong 3-dimensional flow, depending on its shape, but actual flow remains to be clarified. Making scale models of radial turbine rotating blades, we measured the internal flow of rotating blade with Laser Doppler Velocimeter (LDV), and examined its arising loss mechanism, compared to Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis. LDV measurement and CFD analysis were in good agreement and we found an arising loss mechanism in which low energy fluid accumulates on the shroud on the suction surface of the blade outlet.

1. 緒 言

ラジアルタービンは、小形過給機、小形ガスタービンなど に活用されているが、市場競争の激化から高性能かつ低価格 の要求が非常に高く、動翼の小径化による小形大容量化要求 が高い。

大容量ラジアルタービンは、① 少翼枚数でかつシュラウド 曲率半径が小さいため増減速比が増大、② 流路内の2次流れ (主流の約 30 %の流速) により,特に負圧面シュラウド側の 出口に損失が集積するという極めて三次元的な流れ,である ことを CFD (Computational Fluid Dynamics) にて確認し ているが,動翼の内部流動を計測した例⁽¹⁾はほとんどなく,実 際の流れが明らかになっていない.

そこで、本報では、現在使用されているラジアルタービン 動翼のスケールモデルを製作し、回転中の動翼内部流動を計 測、三次元粘性流動解析結果との比較検証を行い、その損失 発生メカニズムを検討した.

2. 実 験 方 法

図1に供試タービンを示す。供試タービン動翼は,動翼内 部を詳細に計測できるように、トラック向け過給機用を約3 倍スケールアップしたモデル(動翼外径230mm,翼枚数11 枚)を製作し,舶用の"大型過給機試験設備"を使用し、実 験した。また、ノズルウェークによる非定常性を排除するた め、小形過給機と同様、ノズルレススクロールを使用した。

図2にラジアルタービン動翼の計測位置を示す。計測位置 は、動翼子午面長さに対し、タービン動翼の上流-20%の入 口上流断面 @ と、動翼内については 30%の入口 ①、50%の



 図1 供試ラジアルタービン 内部流動計測用に、トラ ック向け過給機用を約3倍スケールアップしたラジア ルタービンを示す. Test radial turbine

中央②,80%の出口③の3断面,及び動翼の下流110%の 出口下流断面④を翼高さ方向に計測した。上流の入口断面 ④は、3孔ピトー管を使用して翼高さ方向に15点、動翼内の 3断面①②③は、LDV(Laser Doppler Velocimeter)装 置を使用して翼高さ方向に10点、翼下流の出口断面④は、 LDV 装置を使用して翼高さ方向に2次流れ計測を15点、及 び高周波応答全圧プローブを使用して翼高さ方向に15点計測 した。表1に計測装置⁽²⁾の諸元を示す。

実験は,設備の空気源より低温高圧の空気を供試機に供給し,常用圧力比の1.5において,回転数を設定し,効率ピーク点の速度比(U/C₀)0.7及び0.625,0.8の3速度を計測





φ 202

図 2 動翼計測位置,方法 動翼前流, 内部, 動翼後 流の計測位置と LDV などによる計測方法を示す. Measuring sections and devices

Specification of measuring devices		
LDV	レーザパワー	5W アルゴンレーザ
	信号処理	BSA 2 カラー(青,緑) 4 ビーム
	焦点距離	$600 \mathrm{mm}$
高 周 波 応 答 全圧プローブ	定格圧力	2.7 ata(1 ata 封入型)
	保証温度	50°C~90°C
	プローブ応答周波数	$\sim 100 \text{ kHz}$

表1 計測装置の仕様

した。

3.実 験結果

3.1 ピトー管による動翼入口計測

図3に、速度比0.625、0.7、0.8における動翼上流の入口 断面 ① 計測結果を示す.

動翼入口、すなわちスクロール出口では、三次元境界層の ため、ハブ、シュラウド両端で半径方向流速 Cmが増加し、絶 対流出角 α が減少している. このため, ハブ, シュラウド両 端で相対流出角βが増加し、動翼入口両端では、衝突角(イ ンシデンス角)が増加していることが分かった.

3.2 LDV による動翼内部,出口後流計測結果

動翼内部の入口から出口,及び出口直後へかけて(①~④) 断面),速度比0.625,0.7について流動計測した。速度比 0.7についての結果を図4に示す.

速度比0.7の場合、相対流速分布は、動翼入口①断面で は、 負圧面 (Suction Side: SS) で高く、 圧力面 (Pressure Side: PS) で低い,理想的な相対流速分布が得られている が、負圧面のシュラウド近傍に低流速域が認められる。下流 の中央②断面になると、負圧面のシュラウド近傍で低流速域 が発達し始めており、出口の③断面では、更に大きく発達し ている。

また、相対流出角分布は、出口の③断面シュラウド側にお いて、ピッチ方向の流出角β差を取ると、負圧面へ向く流れ が確認できる.



図 3 動翼入口上流(⑥断面)計測結果 動翼入口上流での流れ計 測結果を示す.壁近傍で三次元境界層が認められる. Measured flow distribution upstream of rotating blade



動翼内部流れ計測結果 (U/C₀=0.7) 図4 速度比0.7における動 翼内部の流れ計測結果を示す。 Measured internal flow of rotating blade at $U/C_0 = 0.7$

動翼下流直後の出口④での翼高さ方向の2次流れは、シュ ラウド側の翼間中央部に, 左旋回の2次流れが認められ, そ れ以外の箇所では,流れが圧力面に転向して流出している. また、動翼下流直後で定義した動翼効率分布は、特に負圧面 般



図5 動翼内部流れ計測結果 (U/C₀=0.8) 速度比0.8 における 動翼内部の流れ計測結果を示す. Measured internal flow of rotating blade at U/C₀=0.8

で損失が大きくなっている.

速度比 0.625 の場合,速度比 0.7 の場合とほぼ同様な流れ が認められた。負圧面のシュラウド近傍に低流速域が発達し, 動翼下流直後の出口 ④ で,シュラウド側の翼間中央部に左旋 回の 2 次流れが存在し,動翼効率分布は負圧面で損失が大き くなっている。

次に,速度比0.8について流動計測した結果を図5に示す. 速度比0.8の場合,動翼入口①断面では,負圧面のシュラ ウドとハブの中間付近の翼高さまで,流速がひずんでいる. 下流の②,③断面でも低流速域が認められる.また,相対流 出角分布は,速度比0.625,0.7の場合と異なり,中央②断 面では翼間中央部に負圧面に向く流れが,出口③断面ではシ ュラウド側の翼間中央部に圧力面へ向く流れが,確認できる. 動翼下流直後の出口④での翼高さ方向の2次流れは,速度比 0.8の場合,顕著な2次流れは認められず,負圧面近傍は負圧 面側に転向して流出している.また,動翼効率分布は,速度 比0.625,0.7に比べ極端に効率が低下しており,ウェーク部 分やシュラウド部分で特に損失が大きくなっている.

4. 三次元粘性流動解析との比較

今回、動翼内部流動計測で得られた結果を用い、三次元粘



Comparison between measurement and flow analysis at $U/C_0 = 0.7$

性流動解析コード [Dawes コード⁽³⁾] との比較検証を行った. 解析メッシュは,流れ方向107点,ピッチ方向33点,翼高さ方向33点であり,入口境界には,今回,動翼入口のピト 一管計測で得られた速度分布を与えて解析した.

速度比0.7の場合について,動翼内各計測断面の翼高さ 89%(シュラウド近傍)と翼高さ63%(ミーン)の相対流速 W分布,相対流出角β分布を図6に示す.

動翼入口①断面では,翼高さ89%(シュラウド近傍)の 負圧面以外,非常に良く一致しており,出口③断面では,翼 高さ89%(シュラウド近傍)でも解析と計測は良く一致して いる.今回,動翼入口①断面から出口③断面の全翼高さで 比較したが,翼高さ80%以下では,解析は,実際の流動と定 性的に良く一致することを確認した.また,速度比0.625,0.8 の場合についても,比較し,ほぼ同様の傾向であることを確 認した.

シュラウド側での不一致の原因としては,負圧面からの漏 れ流れによる影響が考えられ,さらに,解析精度⁽⁴⁾⁽⁵⁾を上げ, 評価する必要がある.

5. 損失発生メカニズムの検討

流動計測結果と解析は比較的良く一致することから,解析 結果をベースに,計測結果と比較し,損失発生メカニズムを

般



図7 動翼内部損失発生メカニズム(流線解析結果) シュラウド側に集積している。 Arising loss mechanism in rotating blade

検討した.図7に、計測に使用したラジアルタービン動翼を 流動解析した結果(流線解析)を示す.

速度比0.7の場合,動翼入口負圧面のハブ側の流れが,動 翼出口に到達するまでに2次流れにより負圧面のシュラウド に向かい上昇する.また,動翼入口圧力面のシュラウド側の 流れが,動翼出口に到達するまでに2次流れにより負圧面の シュラウドに向かう.後者の流れは,図4の2次流れ計測結 果(出口下流④断面)において,動翼入口圧力面シュラウド 側からの左旋回の2次流れとして良く現れている.このよう に動翼出口では,負圧面シュラウド側に2次流れが集積する ことにより,図4の効率分布(④断面)に示すように負圧面 シュラウド側の損失が増加していると思われる.

これに対し速度比0.625の場合,速度比0.7の場合と同様, 2次流れが動翼出口負圧面のシュラウドに集積するが,速度 比低下による相対流入角,すなわち動翼入口での衝突角(イ ンシデンス角)の増加により,負圧面を上昇する2次流れと, 圧力面から負圧面に向かう2次流れが強くなっている.この 動翼入口での衝突角(インシデンス角)の増加による動翼内 での2次流れの増加により,速度比0.7の場合より損失が増 加していると思われる.

速度比0.8 も同様,動翼入口での衝突角(インシデンス角) の増加による強い2次流れが生じている.動翼入口圧力面の ハブ側からの流れは,翼高さ方向に巻上がりシュラウド側の 2次流れと絡まるため,速度比0.7 の場合のように動翼出口 負圧面シュラウド側に完全には集積せず,軸方向に転向して 翼間中央部を流れる.これは,計測結果にも現れており,図 5の相対流出角β分布において,翼間中央部に,②断面では 負圧面側へ向かう流れ(入口圧力面ハブ側からの流れ)が, ③断面では軸方向に向く流れ(入口圧力面からの流れ)があ ることが分かる.その結果,負圧面側やシュラウド側全域で 損失が大きくなっている(図5④断面)ものと思われる. 6.結 言

現在使用されているラジアルタービン動翼のスケールモデ ルを製作し,回転中の動翼内部流動を計測,三次元粘性流動 解析結果との比較検証を行い,その損失発生メカニズムを検 討した.その結果,以下の成果を得た.

動翼入口からの2次流れの発達状態を示す.動翼出口では負圧面

- (1) 動翼入口上流,動翼内3断面,動翼出口下流をピトート ラバース計測,LDV計測,高周波応答全圧プローブにより 計測し,動翼内の詳細な流れを把握した.
- (2) 三次元粘性流動解析 [Dawes コード] を検証し, 計測結 果と解析結果は定性的に良く一致することを確認, その有 用性を把握した.
- (3)計測と解析を比較した結果,動翼内部2次流れにより動 翼出口負圧面シュラウド側に低エネルギー流体が集積する 損失発生メカニズムが把握できた.また,動翼入口衝突角 (インシデンス角)の増減も2次流れに影響し,損失増加 に影響することが分かった.

参考文献

- Higashimori, H. et al., Flow Study in Radial Impellers Using a Laser Velocimeter, 1987, Tokyo International Gas Turbine Congress (IGTC), Proceedings, Vol.II, pp.9-15
- (2) 東森ほか,遠心圧縮機羽根車内部流動の計測,ターボ機 械協会論文(1999)
- (3) Dawes, W.N., Application of a three-dimensional viscous compressible flow solver to a high-speed centrifugal compressor rotor — secondary flow and loss generation, ImechE Paper No. C261/87 (1987)
- (4) 土屋ほか、ラジアルタービン内流れの三次元数値解析(第 1報.動翼内二次流れに与える翼端隙間の影響につい て)、機械学会論文集(1998)
- (5) 土屋ほか, ラジアルタービン内流れの三次元数値解析(第 2報、翼端隙間近傍の流れとタービン効率について), 機 械学会論文集(1998)