タービン効率に与えるラジアルタービン
ロータの翼面負荷の影響*高村 東作^{*1}, 西口 文雄^{*1}Influence of Rotor Blade Aerodynamic Loading
on the Efficiency of Radial-Inflow Turbines

Tohsaku TAKAMURA and Fumio NISIGUCHI

This paper describes the relation between turbine efficiency and rotor blade loading parameters. Tests were carried out on the 12 kinds of rotors, which had the same velocity triangle and meridional contour, but different blade number (8~11) and blade length. Momentum thickness and shape factor of boundary layers obtained from the results of a quasi-three dimensional flow analysis were used as the rotor blade loading parameters. It was found that blade loading was evaluated by the shape factor of the mean stream surface, and the efficiency of turbines was influenced by the blade shape of an exducer.

Key Words: Turbomachinery, Supercharger, Internal Flow, Boundary Layer

1. 緒 言

ラジアルタービンは、自動車用ターボチャージャや小形ガスタービンに多く使われている。自動車用ターボチャージャでは、加速レスポンスの向上が重要な課題であり、慣性モーメントの低減と、タービン効率の向上が必須である。この課題に対し、ロータ翼枚数の低減⁽¹⁾、高比速度化⁽²⁾、斜流化⁽³⁾⁽⁴⁾などの試みが行われているが、ロータ設計に共通する点は、ロータの翼面負荷を限界まで高くし、慣性モーメントを小さくすることにある。

しかし、ラジアルタービンロータの形状や翼枚数と効率に関する研究は少なく⁽⁵⁾、ロータ設計の重要なツールであるロータ内部流れ解析については、結果の定性的な判断が多い⁽⁴⁾。

著者らは、軸長のみが異なる数種のロータを用いて、ロータ内部流れ解析結果の定量的判断を試みたが⁽⁶⁾、供試ロータは同一翼枚数(10枚)であり、各ロータの効率差は小さく、一般性は十分とは言えない。

本論文では、主として翼枚数の影響を調べるため、

12種類のロータを試作し(翼枚数8~11)、効率測定、内部流れ解析、境界層解析を行い、ラジアルタービンロータの翼面負荷が効率に与える影響を考察した。特に解析では、性能予測や性能解析で通常用いられている50%流量面(以下平均流量面)に着目して内部流れ解析、境界層解析を行い、効率との相関を求め、高効率を得られるための条件を考察した。

2. 記 号

C : 絶対速度 m/s

D : ロータ直径 mm

H : 形状係数

L : ロータ軸方向長さ mm

L_{ex} : エクスデューサ軸方向長さ mm

O : ロータスロット幅 mm

U : ロータ周速 m/s

W : 相対速度 m/s

Z : 翼枚数

β : ロータ相対流出角 °

θ : 運動量厚さ mm

η : タービン効率 ($t-s$)

η^* : タービン相対効率比 $= \eta/\eta_{MAX}$

添 字

* 原稿受付 平成元年9月20日。

^{*1} 正員、日産自動車(株)中央研究所 (〒237 横須賀市夏島町1)。

表 1 ロータ諸元

グループ	C				A			D		B		
ロータ No.	T1086	T1087	T1088	T1089	T1090	T1091	T1092	T1093	T1094	T1095	T1096	T1097
L/D1	0.468	0.468	0.468	0.468	0.411	0.411	0.411	0.387	0.387	0.387	0.387	0.387
Lex/D1	0.195	0.195	0.195	0.195	0.195	0.195	0.195	0.213	0.213	0.234	0.234	0.234
β_2 (deg)	58.0	58.0	58.0	58.0	58.0	58.0	58.0	58.0	58.0	58.0	58.0	58.0
翼枚数 Z	8	9	10	11	9	10	11	8	9	9	10	11

h: ハブ

m: 平均流量面

s: シュラウド

1: 入口

2: 出口

max: 最大値

3. 実験

3.1 供試ロータ 供試ロータは翼面負荷の影響だけを調べるため、各ロータは子午面形状を共通とし、ロータ相対流出角も同一とした。翼枚数の影響だけではなく翼形状の影響を調べるため翼形状の異なる A, B, C, D の 4 グループに分け、各グループ内では翼枚数のみ異なるロータとした (図 1, 表 1)。

3.2 実験装置 タービン性能実験は、図 2 に示すように、ターボチャージャユニットを用いて行い、タービン出力は動力吸収用圧縮機の空気流量と、温度上昇量から測定した。温度上昇量の測定では、空気的全温を正確に計測するため、流速の影響が無視できるまで十分減速させた後、温度を計測した。軸受損失は、極力小さくするため、ボールベアリングを用い、タービン損失の一部とみなした。

3.3 実験結果 12 種のラジアルタービンの効率測定結果を図 3 に示す。効率は、各ロータのピーク効率を全ロータ中の最高効率値で除した相対効率比 η^* で示してある。翼枚数を横軸に取り、各グループごとの効率を見ると、どのグループにおいても、翼枚数 $Z = 10, 11$ のロータが高い効率を示し、 $Z = 9$ 以下のものと大きな効率差が生じている。したがって、以下の解析では、 $Z = 9, 10, 11$ を有するグループ A, B, C について翼枚数の違いによる特性の差を調べていく。

4. 解析法

4.1 ロータ内部流れ解析 準三次元流れ解析⁽⁷⁾を用いて内部流れを求めたが、ロータへの流入条件は、Wiesner の滑り係数を用いて無衝突流入として解析した。各ロータがピーク効率を示すときの流入条件はこれより少し滑りが少ない点にあるが、無衝突流入条件からずれると、準三次元流れ解析法の精度が悪化す

図 1 供試ロータ

図 2 実験装置

図 3 翼枚数とタービン効率

るため無衝突流入条件を用いて解析した。

4・2 境界層解析 境界層解析はタービン設計に用いることを前提に、計算法が容易な妹尾・西⁽⁸⁾の方法を用い、乱流、非圧縮、平板流れとして計算した。また、最も効率の良いロータにて、平均流量面での運動量厚さから求まる全圧損失がオイラー仕事の2%となるように、局所摩擦係数を約2倍に大きくした。これは、ラジアルタービンでは流れの三次元性が強く、平板に比べて乱れが強いことや、性能予測計算⁽⁹⁾に用いている損失モデルにおいて、摩擦損失はオイラー仕事の2%、二次流れ損失は1%程度となるため、これに一致するように局所摩擦係数を決定した。

5. 解析結果

5・1 減速比と効率との相関 平均流量面での相対速度の最大値 $W_{2\text{MAX}}$ と翼負圧面上でのロータ出口速度 W_2 の比で定義した減速比と効率との関係を図4に示す。図4中、実線、破線で結ばれたデータは翼枚数のみ異なる同一グループのロータの結果を示す。各グループとも、翼枚数が減少すると減速比が増加し効率が低下している。

各ロータの減速比の違いは、境界層の挙動に反映されるはずなので、運動量厚さ、形状係数と効率との相関について検討した。

5・2 運動量厚さ θ と効率との相関 各グループごとの平均流量面での運動量厚さと効率との関係を図5～7に示す。運動量厚さは全圧損失係数と対応させるため、平均流量面でのロータスロット幅 O を用いて無次元化し、効率との相関を調べた。運動量厚さから求めた $(2\theta/O)_m$ は、各グループ内では翼枚数の増加とともに減少し、9枚翼と11枚翼の $(2\theta/O)_m$ の差は5～10%である。11枚翼の運動量厚さから求めた全圧損失がオイラー仕事の2%程度であることを考えると、効率差に比べて、その差は小さ過ぎ、効率差を $(2\theta/O)_m$ の差とするには、無理がある。

事実、グループに分けず、各ロータの $(2\theta/O)_m$ と効率との関係を重ねた結果(図8)を見ると、明らかに $(2\theta/O)_m$ と効率との相関を言うことができない。

5・3 形状係数 H_m と率との相関 各グループごとの平均流量面での形状係数 H_m と効率との関係を図9～11に示す。各グループとも翼枚数の増加にともない、形状係数は減少する。特に10, 11枚翼では、形状係数は1.8未満であるのに対し、9枚翼のものは1.8以上であり、A, Cグループのロータは2.0を超えている。平板での境界層のはく離限界は、形状係数で2程度であるので、A, Cグループの9枚翼のロータは

図4 減速比とタービン効率

図5 運動量厚さとタービン効率 (グループA)

図6 運動量厚さとタービン効率 (グループB)

図7 運動量厚さとタービン効率 (グループC)

流れがはく離していると考えてよい。

Bグループでの9枚翼のロータは $H_m=1.8$ であるが、ラジアルロータでは、流れの三次元性が強いので、 $H_m=1.8$ ではく離している可能性が高い。

したがって、10, 11枚翼と9枚翼との違いは、平均流量面での流れにおける、はく離の有無の違い、すなわち流れの安定性の違いである可能性が高い。

5・4 はく離損失の大きさ はく離時のロータ出口での速度三角形を、図12の破線のように、流出速度は平均流量面での相対速度の最大値 W_{2MAX} 、オイラー仕事は変化しないと仮定して、相対流出角 β_2 が小さくなり、軸流速度成分が増加する速度三角形とし、この増加した速度成分がロータ出口下流で発生させる混合損失をはく離損失として求めた。この結果、減速比

図8 運動量厚さとタービン効率

図9 形状係数とタービン効率 (グループA)

1.23のロータ(A, Dグループ9枚翼, Cグループ8枚翼)で、はく離損失はオイラー仕事の6.7%と、摩擦損失の約3倍の大きさとなった。この損失による効率低下は、相対効率で4.4%に相当する。これだけで効率低下のすべてを満たせず、はく離時の速度三角形の仮定にも問題はあるが、はく離により大きな効率低下が起き得ることがわかった。

5・5 境界層の成長と速度分布 翼枚数の違いによる流れの安定性の違いをさらに検討するため、平均流量面での翼表面に沿った運動量厚さ、形状係数の分布を調べた〔図13(a), (b)〕。

運動量厚さは、翼長の約50%までは翼枚数の差の影響をほとんど認められず、その後、翼枚数の少ないもののほど下流に向かって運動量厚さが厚くなっていく。

これに対し、形状係数はロータ出口近くまでは、運動量厚さほど差は顕著ではないが、出口直前にて翼枚数の差が著しく現れる。

これらの結果を踏まえて、相対速度分布を見ると(図14, 15)、ロータ翼枚数の違いにより、負圧面におけるロータ出口に向かった減速部の長さや減速比に差があり(減速開始点を▼印で示す)、翼枚数が少ないほど減速部の長さが長く、減速比が大きくなる。

これらのことから、翼枚数が少ないと、減速開始時の形状係数の差は小さいが、減速部の長さが長く、減

図11 形状係数とタービン効率 (グループC)

図10 形状係数とタービン効率 (グループB)

図12 はく離時のロータ出口速度三角形

速比が大きいため、流れが不安定となりはく離が生じやすいと考えられる。

5.6 翼形状と減速部 5.5節までの検討結果から、ロータ出口部分の速度分布が重要であることがわかったので、ロータエクスデュサ部の翼形状と減速部との対応を調べた(図16~18)。図示した翼形状は、平均流量面の出口径にて円筒展開したものである。相対速度分布から求めた減速開始点を▲印で示す。各グループとも、翼枚数が減少すると減速開始点は上流に移動し、9枚翼のロータではすべて減速開始点が翼列のスロート部よりも上流にあることがわかる。エクスデュサ部は増速翼列を形成すべきにもかかわらず、9枚翼のロータではスロート部の上流から減速が始まっていることは、翼列として不完全であり、流れを転向させるために必要な翼面負荷が翼枚数が少ないために過大であり、流れがはく離し効率低下が生じたと解釈できる。

6. 考 察

以上の検討結果から、ラジアルタービンロータでは、単に翼枚数は何枚が適切かではなく、ロータ出口部の速度分布が重要であり、翼列としてロータを考えると、

(a) 運動量厚さの分布 (グループ A)

(b) 形状係数の分布 (グループ A)

図 13

エクスデュサ部の翼面負荷が適切であること、流れがはく離すると大きな損失が発生すること、はく離発生時の損失は、運動量厚さからは求められず、はく離損失として別に求める必要があることがわかった。

翼面負荷の判断では、平均流量面における形状係数により定量的に行うことが必要であり、相対速度分布の差が一見わずかと思われても、形状係数の差は大きい場合があり得るので定量的に検討しなければならない

図 14 相対速度分布 (グループ A)

図 15 相対速度分布 (グループ B)

図 16 翼形状と減速開始点 (グループ A)

図 17 翼形状と減速開始点 (グループ B)

い。相対速度分布は翼形状と対応させて検討する必要がある、少なくともロータスロート部までは流れが増速している必要がある。

一般にガスタービン用ラジアルタービンロータでは、相対速度分布はすべての流面で、出口に向かって単調に増速するように翼形状を決める場合が多い。このような設計では本論文で扱ったような流れのはく離は発生せず、高効率が得られると思われる。しかし、自動車用ターボチャージャでは、慣性モーメントの低減が必須であり、翼面負荷を限界まで高め、高効率と低慣性モーメントを両立させる必要がある。このようなタービン設計では、本論文のように翼面負荷の限界を定量的に知る手法が重要と考える。

7. 結 論

12種類のラジアルタービンロータを用い、翼枚数を中心に翼面負荷が効率に与える影響を検討した結果、以下の結論を得た。

(1) ラジアルタービンロータの翼面負荷の評価は、平均流量面における形状係数で行うことができ、流れが十分安定ではなく離れない値とする必要がある。

(2) 翼列としてロータをとらえると、エクスデュ

図 18 翼形状と減速開始点 (グループ C)

ーサ部の翼形状は重要であり、ロータ出口付近での減速開始点がスロート部より下流になるように、翼形状を決める必要がある。

文 献

- (1) Nisiguti, F., Sumi, Y. and Yamane, K., Reduction in the Polar Moment of Inertia of an Automotive Turbocharger by Aerodynamic Blade Loading, *I. Mech. E.*, paper No. ch 3 (1982).
- (2) Ohkuwa, T. and Koike, T., ほか 4 名, Development of a High Specific Speed Radial-Inflow Turbine for Turbochargers, *Proc. 83-TOKYO-IGTC-72*, (1983), 561.
- (3) Yamaguti, H., Nishiyama, T., Horiaki, K. and Kasuya, T., High Performance Komatsu KTR 150 Turbocharger, *SAE Paper*, No. 840019 (1984).
- (4) Chou, C. and Gibbs, C., The Design and Testing of a Mixed-flow Turbine for turbochargers, *SAE Paper*, No. 890644 (1989).
- (5) 渡部・安藤, ラジアルタービンの実験的研究 (翼車翼数の問題), *機論 (第3部)*, 25-149 (1959), 4.
- (6) Takamura, T. and Itoh, T., A Consideration of Blade Loading Criteria for Radial Inflow Turbines, *Proc. 87-TOKYO-IGTC-5*, (1987), II-31.
- (7) 妹尾・中瀬, ターボ機械の羽根車内の流れ, *機論 (第2部)*, 37-302 (1971), 1927.
- (8) 妹尾・西, 減速率と乱流境界層の簡易計算法, *機論 (第2部)*, 43-367 (1977), 997.
- (9) Rodgers, C., Efficiency and Performance Characteristics of Radial Turbines, *SAE Paper*, No. 660754 (1966).