

高膨張比におけるラジアルタービン用ノズルの特性

A Study of Radial Turbine Nozzles at High Expansion Ratio

水 町 長 生・山 下 雄 康

Nagao Mizumachi and Yuko Yamashita

1. ま え が き

ラジアルガスタービンに使用されるような円周上に配置されたノズルについて、さきに筆者の1人は理論的および実験的な研究を行ない、低膨張比におけるノズル内の流体力学的特性について明らかにすることができた¹⁾²⁾³⁾⁴⁾。すなわちノズルの膨張比 1.2~1.3 以下の低膨張比における円周ノズルからの流出角および速度係数を明らかにし速度係数の大きい円周ノズルの設計法を求めることができた。しかしラジアルガスタービンのノズル膨張比は約 1.3 以上で使用される場合があり、またターボ膨張機としてラジアルタービンを使用するときは限界膨張比以上で使用されることもある。このような高膨張比においては、ガスの圧縮性の影響が強く表われ、低膨張比における非圧縮性流動としての従来の考え方とは、相当相違することが予想される。そこで高膨張比における円周ノズルの特性を明らかにするために、実験的な研究を行なった。

2. 実験装置および実験方法

実験のやり方は筆者がさきに発表したラジアルタービン用ノズルの実験方法¹⁾と同じである。

図1に示すように空気源より送られた高圧空気は渦巻

室を通り、実験用ノズルに全周より流入し、ノズル内で膨張する。ノズル後方で円周方向の速度成分をもって噴出された流れは、円周上に配置された整流翼で整流され、円周速度成分の大部分を消失し、中心向きの流れとなる。さらに後方の整流格子を通して大気中に放出される。流れは整流格子で軸方向のみの速度成分をもった流れとなって軸方向に流出する。このようにしてノズル噴出後に有する流れの角運動量はすべて整流翼および整流格子によって吸収される。したがって整流翼および整流格子にかかるトルク反力を測定すれば、これからノズル噴出後に有する流れの角運動量を求めることができる。整流翼および整流格子は自由に回転しうる回転軸にとりつけられており、この軸に水平にとりつけられた腕に重錘をのせ、この重錘によるモーメント M と軸にかかるトルクをつり合わせさせる。他方ノズルを通る全空気流量 G を渦巻室入口で測定する。さらに渦巻室入口における全圧力および全温度を測定し、これをもってノズル入口における全圧 p_0 および全温度 T_0 とする。ノズル後方の半径 R_1 上の側壁に設けられた 20 個の静圧孔によって静圧を測定し、その平均値をもってノズル出口の静圧 p_1 とする。そうするとつぎの5式が成立する。

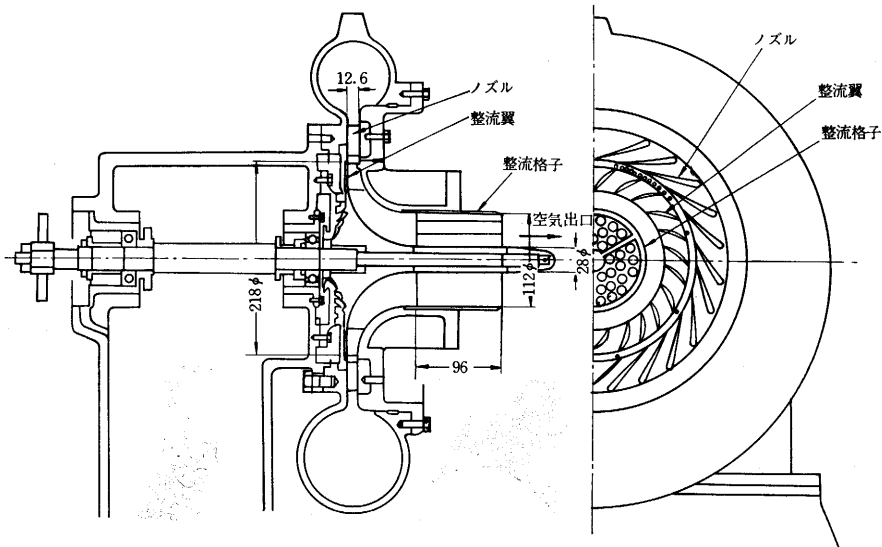


図1 ノズル実験装置

$$\frac{G}{g} c_1 \cos \alpha R_1 = M \quad (1)$$

$$G = 2 \pi R_1 B_1 \gamma_1 c_1 \sin \alpha \quad (2)$$

$$c_1' = \sqrt{2 g J C_p T_0 \left(1 - \left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} \quad (3)$$

$$\varphi = c_1 / c_1' \quad (4)$$

$$\gamma_1 = \gamma_0 \frac{p_1}{p_0} \frac{1}{1 - \varphi^2} \left\{ 1 - \left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \quad (5)$$

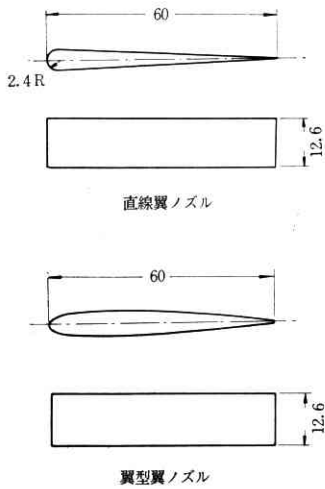


図2 ノズル翼型

上式において、 α はノズル流出角で、ノズル後の流出速度 c_1 が円周上の接線となす角である。 B_1 はノズル幅、 γ_1 はノズル後の密度である。 c_1' はノズル入口圧力 p_0 から出口圧力 p_1 までエントロピー一定で膨張したときの速度で、実際の流出速度 c_1 と c_1' と



図3 直線翼ノズル

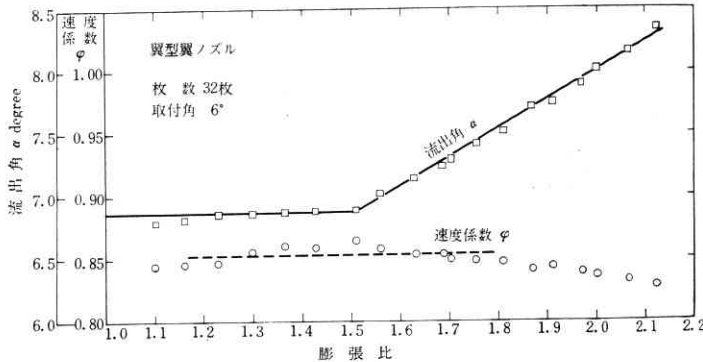


図4 流出角および速度係数の膨張比による変化

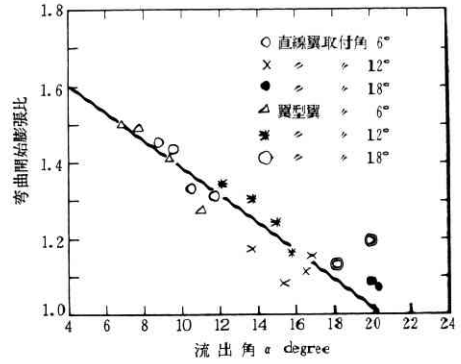


図5 湾曲開始膨張比

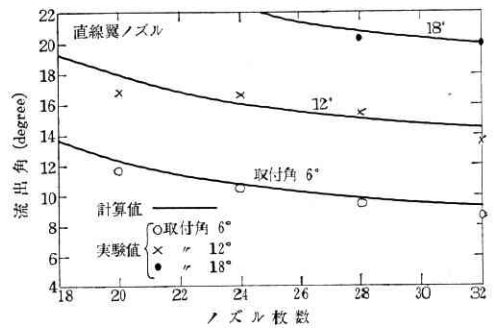


図6 流出角

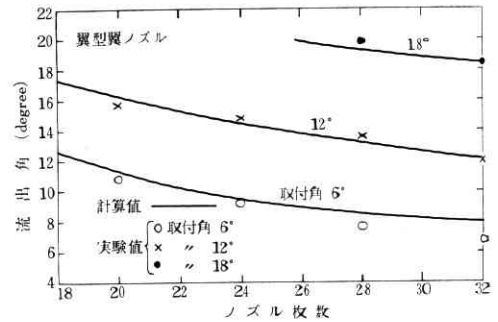


図7 流出角

の比 c_1/c_1' がノズルの速度係数 φ である。

実験から G, M, p_0, p_1, T_0 を求めることにより、以上

の (5) 式から、ノズル流出角 α および速度係数 φ を求めることができる。

実験に用いたノズルは直線翼と NACA 0008 翼の2種類である(図2)。全円周上のノズル枚数はいずれも、20, 24, 28, 32枚の4通りで、ノズル取付角(ノズル翼矢高線とノズル出口における円周上の接線となす角)は $6^\circ, 12^\circ, 18^\circ, 24^\circ$ の4種類である。ノズル出口は半径 120mm の円周上において、ノズル幅 $B_1=12.6$ mm である。またノズル出口圧力の測定位置 $R_1=113$ mm である。図3は 32 枚、取付角 6° の直線

研究速報
翼ノズルの写真である。

3. 実験結果とその考案

(a) 流出角 α

ノズル枚数 32, 取付角 6° の翼型ノズルの場合について, ノズル前後の膨張比を変えたときの流出角および速度係数を図 4 に示す。流出角は低膨張比においてはほとんど一定で, ある膨張比以上においては流出角は直線的に増大する。速度係数も低膨張比においては, ほとんど一定で, 膨張比が増大し, 流出角が増大すれば, 速度係数も若干低下する。以上の傾向は何れのノズル枚数および取付角の場合にも見られる。軸流タービンに用いられるような直線翼列ノズルでは, 限界膨張比までは流出角はほとんど一定で, 限界膨張比以上のとき, 流出角は次第に増大する。しかるにラジアルタービン用の円周ノズルでは限界膨張比以下の膨張比から流出角が増大してくる。この流出角が弯曲を開始する膨張比は流出角の大きいノズルほど減少する(図 5)。この軸流タービンノズルとの相違については今後の研究課題である。

弯曲開始膨張比以下の膨張比においては, 流出角はほとんど一定であって, これを図 6 および図 7 に示す。円周ノズルを直線翼列に等角写像し, 写像直線翼列のピッチを t , のど部の通路幅を 0 とすれば, 円周ノズルの流出角 α は低膨張比においては $\alpha = \sin^{-1}0/t$ となる¹⁾²⁾³⁾⁴⁾。図 6 および図 7 の計算値は写像翼列の $\sin^{-1}0/t$ から求めた流出角であって, 実験結果と計算値は非常によく一致している。

(b) 速度係数

速度係数は膨張比 1.10~1.15 以下の低膨張比においては若干減少し, 膨張比 1.10~1.15 以上の区間ではほとんど一定で, 弯曲開始膨張比以上の大きい膨張比で流出角が大きくなれば, 速度係数も減少する。しかしこの速度係数の低下は比較的小さい。膨張比 1.10~1.15 以下で速度係数が低下するのはレイノズル数の減少による流体摩擦損失の増大によるものである。膨張比 1.10 以下および弯曲開始膨張比以上を除き, 速度係数はほとんど一定で, この平均値を図 8 および図 9 に示す。流出角 $14\sim 16^\circ$ 以下のノズルには枚数を 20 枚以下に減らし, 取付角を減少させた方が速度係数は大きくなるが, 流出

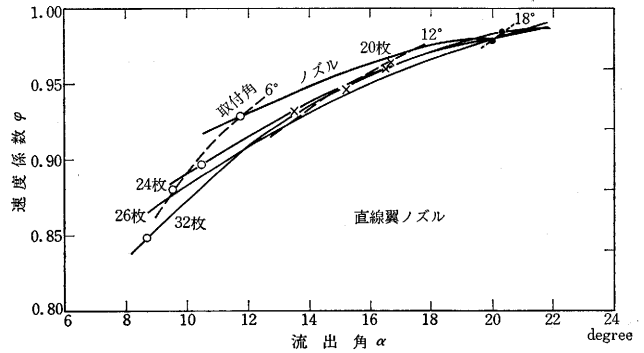


図 8 速度係数

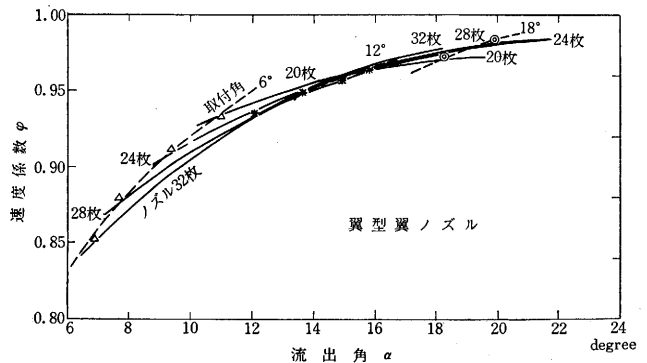


図 9 速度係数

角 $14\sim 16^\circ$ 以上のノズルには枚数を増やし, 取付角を大きくした方が速度係数は大きくなる。しかし流出角の大きいノズルでは枚数の影響は比較的小さい。

翼型翼ノズルと直線翼ノズルは, 速度係数は流出角 15° 以上ではほとんど差は認められないが, 流出角が小さい場合は翼型翼ノズルの方が, 直線翼ノズルよりも若干性能が良い。
(1967年 3月31日受理)

文献

- 1) 水町長生, ラジアルガスタービンの研究, 生研報告, 第 8 卷, 第 1 号 (昭和 33 年 12 月)。
- 2) 水町長生, 高性能ラジアルガスタービンの研究, 機械の研究, 第 10 卷, 第 9 号, 第 10 号, 第 11 号, 第 12 号 (昭和 33 年 9 月~12 月)。
- 3) 水町長生, 内燃機関ハンドブック, 朝倉書房, pp. 836~849。
- 4) 水町長生, ラジアルガスタービン研究分科会, 研究成果報告書, No. 2-1, 日本機械学会 (1964. 2)。

