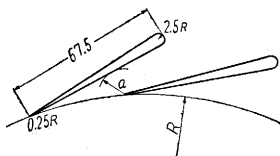


## ラジアルガスタービンの研究 (第3報)

### —円周ノズルについて—

水町長生・内田正次・金子和男

軸流タービンのノズルについては、かなりよく研究されているが、ラジアルタービンに用いられる円周ノズルについては、その研究結果があまり発表されていない。ノズル側壁の影響を受けない中央部分の流れについては、二次元直線翼列に写像することにより、軸流タービン用ノズルの研究結果を参考することができるが、圧縮性や側壁の影響およびノズル表面損失や二次損失については、当然軸流の場合とかなり相違すると考えなければならない。そこで数種の円周ノズルについて実験を行い、ノズル流出角および損失を測定し、翼型、ノズル角、ピッチ、縦横比などによつて、どんな影響を受けるかについて研究した。



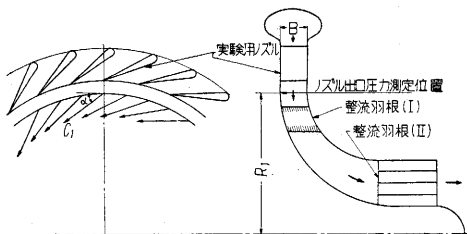
第 1 図

実験に使用したノズルは直線ノズル (ST) が 6 種類で、ノズル取付角および枚数がそれぞれ相違する (第 1 図)。また対数らせん状のノズル 1 種類 (SP) について実験した。SP 型は 8 枚である。直線ノズルの寸法を下表に示す。ノズルの幅はいずれも 26mm である。

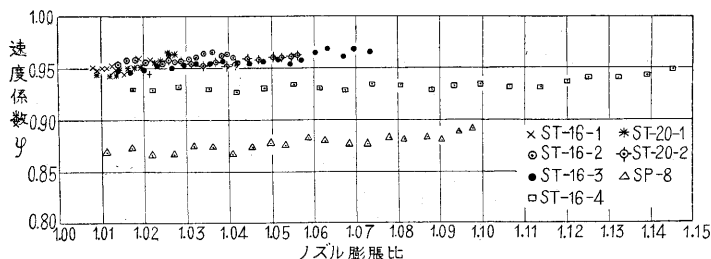
ノズルの種類	ST-16-1	ST-16-2	ST-16-3	ST-16-4	ST-20-1	ST-20-2
枚数	16	16	16	16	20	20
R mm	135.0	139.0	141.8	144.2	135.0	139.0
α mm	15.09	11.30	8.43	5.80	10.51	7.30

ノズルは全周に等間隔で取り付けられている。

実験方法は次の通りである。ノズル外側の渦巻室から全周に高圧空気を送りノズルで膨張させる。ノズルから



第 2 図



第 3 図

の噴出空気を整流羽根 (I) および (II) で受けて、タービンの回転軸に平行な流れとして排出する。そうするとノズルからの噴出空気が有する回転軸廻りの角運動量は、すべて整流羽根 (I) および (II) にかかるトルクとして吸収される。したがってこのトルクを測定すれば噴出空気の有する角運動量わかる。他方全空気流量を渦巻室前方で丸型ノズルで測定する。このトルクと空気流量から計算によりノズル噴出空気の平均流出角  $\alpha$  および平均流出速度  $C_1$  が求められる (第 2 図)。

渦巻室入口全圧  $p_0$  からノズル膨張後の静圧  $p_1$  まで isentropic に膨張したときの速度を  $C_1'$  とすれば、速度係数  $\varphi$  は

$$\varphi = C_1 / C_1'$$

と定義され、また損失係数  $\zeta$  は

$$\zeta = \frac{r_1/2g \cdot (C_1'^2 - C_1^2)}{r_1/2g \cdot C_1^2} = 1/\varphi^2 - 1$$

となる。

以上の方法で求めた速度係数を第 3 図に示す。SP 型が悪いのはノズルが長く、表面積が大きいためであり、ST-16-4 が悪いのは流れが後縁部分で剥離したためである。円周ノズルを直線翼列に写像した翼列において、翼型の後縁の中心線の傾斜が円周の切線方向に対して負の角度にならない限り、直線ノズルの速度係数は高く、0.96~0.97 位になる。この位の高い値であればラジアルタービン用のノズルとしては十分である。損失係数はレイノルズ数 (ノズル弦長と流出速度  $C_1$  についてとった  $R_e$  数)  $2 \sim 6 \times 10^5$  の範囲で 0.1~0.07 の範囲にあり、レイノルズ数の増加と共になお減少の傾向にある。

損失係数  $\zeta$  は、側壁面の摩擦抵抗による損失を  $\delta p_w$ 、ノズル表面の摩擦抵抗による損失を  $\delta p_p$ 、二次損失を  $\delta p_s$  とすれば

$$\zeta = \zeta_w + \zeta_p + \zeta_s \quad (1)$$

ただし

$$\zeta_w = \delta p_w / \frac{\gamma_1}{2g} C_1^2, \quad \zeta_p = \delta p_p / \frac{\gamma_1}{2g} C_1^2, \quad \zeta_s = \delta p_s / \frac{\gamma_1}{2g} C_1^2$$

となる。しかし  $\zeta_w$ ,  $\zeta_p$  は次のように表わされる。

$$\zeta_w = 2 \frac{A_w}{sB} C_f \sin \alpha, \quad \zeta_p = 2 \frac{l}{s} C_f \sin \alpha$$

ここに  $A_w$  = 壁面々積,  $s$  = ピッチ,  $l$  = ノズル弦長,  $B$  = ノズル幅,  $C_f$  = 摩擦抗力係数である。この  $C_f$  を実験結果から求めると、次の実験式を得る。

$$C_f = 0.006 + \frac{1.55 \times 10^3}{R_e - 1.5 \times 10^5} \quad (2)$$

また二次損失係数  $\zeta_s$  は次のようになる。

$$\zeta_s = 2\lambda \cos^2 \alpha / 4 + \cot^2 \alpha \quad (3)$$

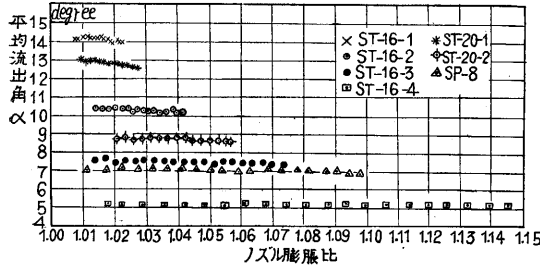
$\lambda$  は  $R_e$  数のみの関数で、実験結果から次の実験式を得る。

研究速報

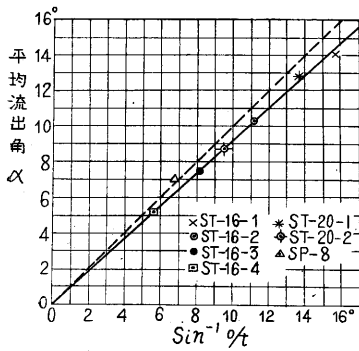
$$\lambda = 1.35 \times 10^2 \frac{1}{R_e^{0.8}} \quad (4)$$

ノズルからの平均流出角と膨張比との関係を第4図に示す。平均流出角は膨張比に無関係に一定である。

円周ノズルを直線翼列に写像し、この写像翼列のピッチ



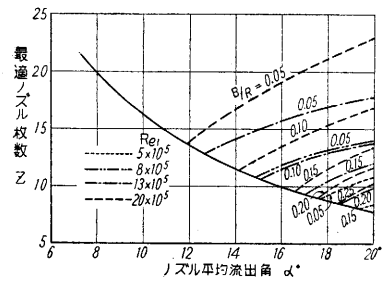
第4図



第5図

ちを  $t$ 、ノズル出口における最短通路幅を 0 とし、翼列の  $\sin^{-1}0/t$  と平均流出角  $\alpha$  との関係を示すと第5図のようになる。二次元直線翼列では出口マッハ数が1に近い場合に流出角

は、ほとんど  $\sin^{-1}0/t$  に一致し、1より小さくなれば、 $\alpha$  は大きくなる傾向にあるが、円周ノズルの平均流出角  $\alpha$  は写像直線翼列



第6図

の  $\sin^{-1}0/t$  よりも小さい。これは円周ノズルでは壁面および翼面の摩擦抵抗のために流れが曲げられるために平均流出角が減少するのであって、幾何学的な  $\sin^{-1}0/t$  と実際の平均流出角  $\alpha$  との間には、次の関係式が得られる。

$$(0/t)^2 = \varphi^2 \left( \frac{A_w + A_p}{sB} C_f \sin \alpha + \sin^2 \alpha \right) \quad (5)$$

ただし  $A_p$  はノズル表面積である。

以上により、任意のピッチ、縦横比および取付角を有する円周ノズルの平均流出角および損失係数を求めることができる。また以上の諸式を用い、平均流出角  $\alpha$ 、ノズル幅  $B$  および使用レイノルズ数が与えられた場合に、損失が最小になるようなノズル配置方法を求めることができる。そのときのノズルの枚数を示すと第6図のようになる。ただし  $R_{e1}$  はノズル取付半径  $R$  および噴出速度  $C_1$  についてとったレイノルズ数である。

(1957. 3. 23)

ラジアルガスタービンの研究 (第4報)

—各種の損失および動翼内のすべり—

水町長生・内田正次・金子和男

ききにラジアルタービン内のガスの流動状況について理論的な考察を行い、最高効率を出すための条件を明らかにした。そこで高温ガスを使用するときの熱損失や冷却の問題等は別に研究することにし、まずタービン内のガスの流動状況を明らかにするために、この設計法に従ってラジアルタービンを設計試作し実験を行い、理論

の妥当性を実験的に明らかにすると共に、理論解析では求め得ない各種の損失を実験的に求め、さらに性能を向上させるためには、どのような改良が必要であるかについて

て知ることができた。

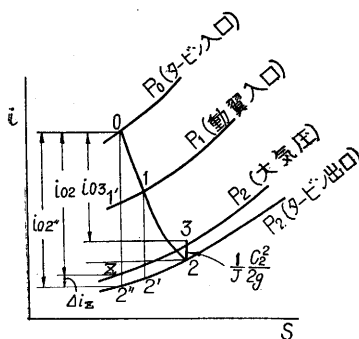
試作機の主要目は第2報 (第8巻, 第10号) に示す通りであるが、さらにノズルおよび exducer を改良したものである。すなわちノズルは渦巻型ノズルの代りに速度係数の高い直線型ノズル (第3報) を採用し, exducer は半径方向の圧力分布と遠心力分布が釣合うように改良した。

実験は次の方法で行った。遠心圧縮機およびルーツ圧縮機で圧縮された空気でタービンを駆動する。空気流量は圧縮機入口で丸型ノズルを用いて測定し、タービン入口および出口温度は精密水銀寒暖計で測定する。タービン出力は電気動力計に吸収させる。またタービン出口の各半径位置において、流出速度の方向および大きさを Yaw meter で測定する。

タービン内の各点の状態を  $i-S$  線図で示す (第1図)。

A. 損失について

ノズル損失: ノズルで失われるエネルギー損失  $\Delta i_N$



第1図