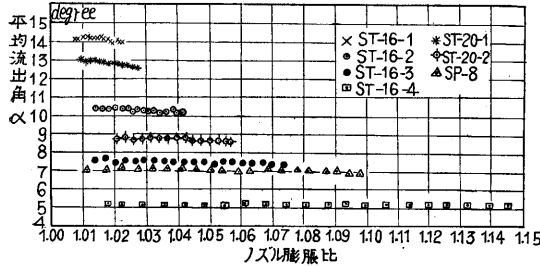


研究速報

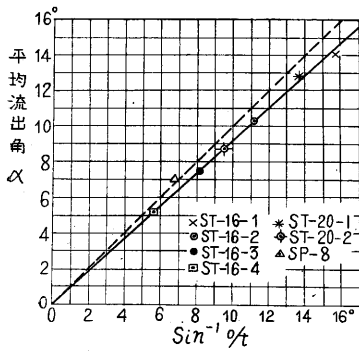
$$\lambda = 1.35 \times 10^2 \frac{1}{R_e^{0.8}} \quad (4)$$

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を t 、ノズル



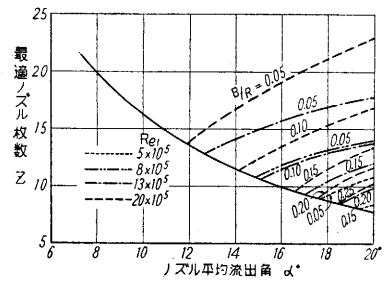
第4図



第5図

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 α 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、 α は大きくなる傾向にあるが、円周ノズルの平均流出角 α 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 α 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 α 、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

さ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。

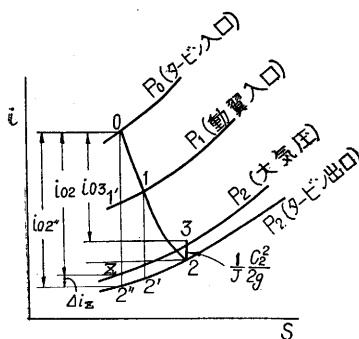
試作機の主要目は第2報 (第8巻, 第10号) に示す通りであるが、さらにノズルおよび exducer を改良したものである。すなわちノズルは渦巻型ノズルの代りに速度係数の高い直線型ノズル (第3報) を採用し, exducer は半径方向の圧力分布と遠心力分布が釣合うように改良した。

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 Δi_N



第1図

は

$$J \Delta i_N = (1 - \varphi^2) (C_1'^2 / 2q) S_0 / S$$

となる。φ はノズルの速度係数で、 C_1' は p_0 から p_1 まで isentropic に膨張したときのノズル噴出速度で、

$$S_0 = (p_2/p_0)^{\frac{k-1}{k}},$$

$$S = (p_1/p_0)^{\frac{k-1}{k}}$$

である。ノズルの単独実験から (第 3 報), φ がわかり、実験から S_0, S_1

がわかるからノズル損失 ($\Delta i_N / i_{02} \%$) がわかる (第 2 図 (a))。ノズル損失は 2~3% である。

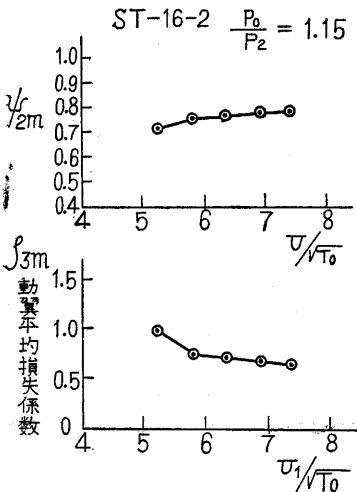
衝突損失: 動翼入口で動翼に対して相対的に迎角をもって流入するので衝突損失 E_s が生ずる。ノズル単独実験からノズルの絶対流出速度の大きさ、方向がわかっているの、速度線図から E_s がわかる。 $E_s / J i_{02}$ を第 2 図 (b) に示す、α が小さいので回転数の変化に対して衝突損失は鋭敏に影響を受ける。

流出損失: タービン出口の絶対流出速度 C_2 による運動エネルギーは流出損失となる (第 2 図 (c))。大体 3~8% である。

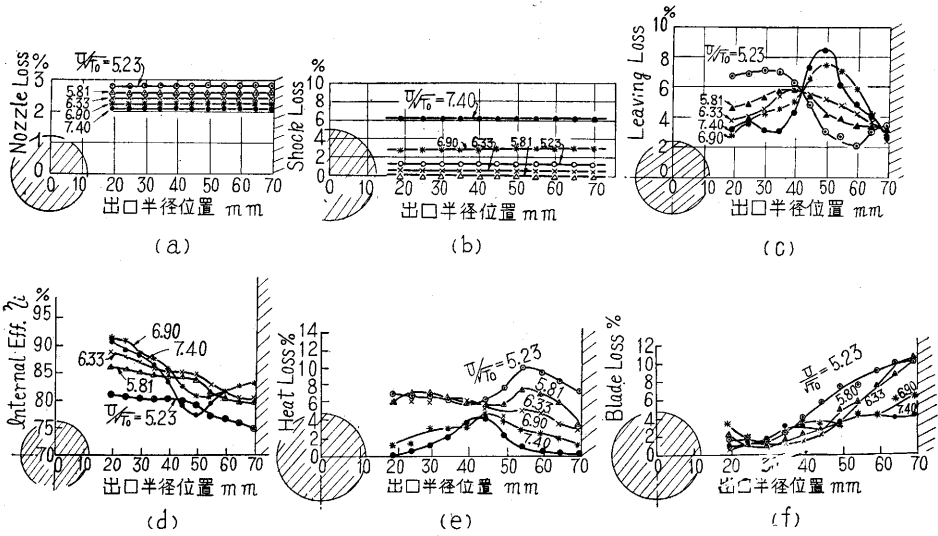
内部効率: ガスが動翼に対してなした仕事 L は次式から求められる。

$$L = (C_1^2 - C_2^2) / 2g + (w_2^2 - w_1^2) / 2g + (U_1^2 - u_2^2) / 2g$$

上式の右辺は実験から求まるから、内部効率 L / i_{02} がわかる。第 2 図 (d) に示すように内部効率は、タービン出口の中心部付近の流れは、外壁付近の流れよりも、5~10% も高い。これから、タービン出口で一様な軸流速度分布を与え



第 3 図



第 2 図

ることは、効率の上から望ましくないことがわかる。効率の高い中心部に集中的に流した方が全体の効率が高くなる。これは第 1 報 (第 8 巻, 第 9 号) で理論的に明らかにしたことであって、理論の妥当性を実験的に裏付けするものである。

熱損失: タービンケイシングから外界へ逃げる熱量 E_h である。タービンの温度効率 η_θ は

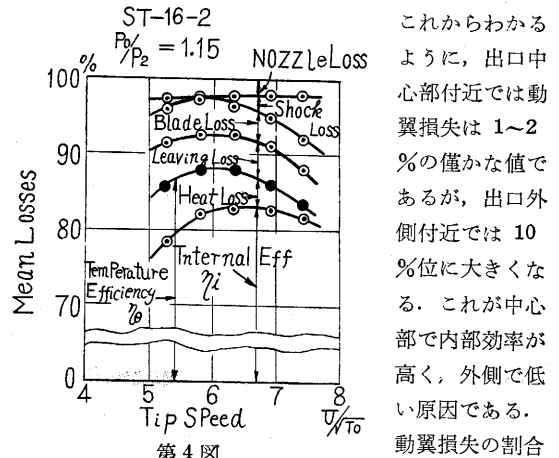
$$\eta_\theta = i_{03} / i_{02} = L / i_{02} + E_h / i_{02}$$

であるから、 η_θ を測定すれば、 L / i_{02} がわかっているの、 E_h / i_{02} を求めることができる (第 2 図 (e))。

動翼損失: 動翼内で失われるエネルギー損失 E_b である。タービン全体について次のエネルギーの式が成立する。

$$1 + \Delta i_z / i_{02} = \Delta i_N / i_{02} + L / J i_{02} + (C_2^2 / 2g) / J i_{02} + E_s / J i_{02} + E_b / J i_{02} + E_h / J i_{02}$$

上式から $E_b / J i_{02}$ を求めることができる (第 2 図 (f))。



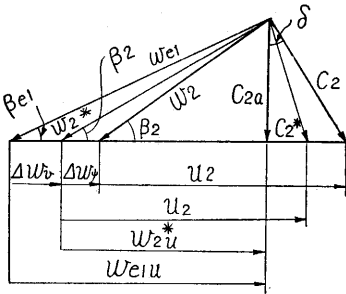
第 4 図

これからわかるように、出口中心部付近では動翼損失は 1~2% の僅かな値であるが、出口外側付近では 10% 位に大きくなる。これが中心部で内部効率が、外側で低い原因である。動翼損失の割合

研究速報

は以上のように中心部と外側で相違するが、この損失を次のような損失係数 ψ_2 で表わせば第3図のようになる。

$$\psi_2 = 1/\sqrt{1+\rho_3}, \quad \rho_3 = E_b/(w_2^2/2g)$$



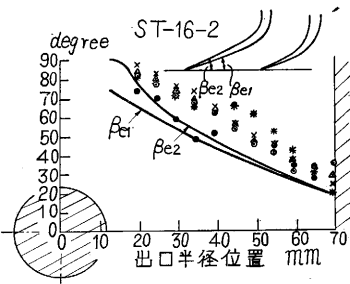
第5図

損失係数は出口全半径に亘って大体一定である。以上の損失係数を流量について平均化した平均損失係数を出せば、

$$\rho_{3m} = 0.7 \sim 0.75, \quad \psi_{2m} = 0.75 \sim 0.77$$

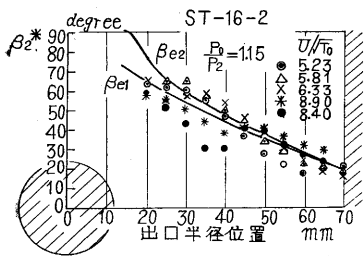
ラジアルタービンの動翼の損失係数は軸流タービンに比べて、かなり悪い。しかし相対速度が軸流に比べて非常に小さいので、損失の割合は軸流タービンよりも小さくなる。

出口各半径のところの流量がわかっているので、前記の各損失を流量について平均化した平均損失を出せば、



第6図

その結果絶対速度が不当に大きいためであって、これを完全に軸方向にのみ流出させるようにすると、約3.8%



第7図

第4図のようになる。流出損失は約5%で、これが大きいのは、動翼内のすべりが大きいため出口流れが回転方向に傾いたまま流出し、

B. 動翼内のすべり

動翼出口における相対速度 w_2 の大きさおよび方向はYaw meter で C_2 を測定することにより求められる(第5図)。相対流出角度 β_2 は出口各半径において第6図のよ

うになり、動翼出口の幾何学的な寸法とかなり相違する。これは動翼内のすべり (Slip) に基づくものである。

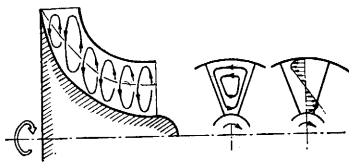
動翼損失に基づくすべり Δw_ψ : 動翼に損失があれば、ない場合の相対流出角 β_2^* よりも β_2 は大きくなる。そして、

$$\sin \beta_2^* = \psi_2 \sin \beta_2$$

となる。 ψ_2 は動翼の損失係数で前述の実験から求められる。従って上式から β_2^* が求まる(第7図)。動翼に損失がないと仮定すれば大体において β_{e1} の方向に流出することがわかる。しかしなお若干の相違があるのは、動翼内の相対渦流に基づくすべりのためである。

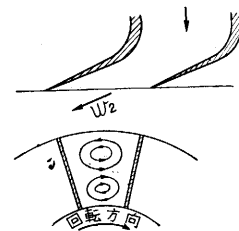
動翼の回転に伴う相対渦流によるすべり Δw_ψ : 動翼内には実験から第8図に示すような相対渦流が存在していなければならないことがわかる。回転方向と反対方向の渦が動翼の回転に伴う相対渦流であって(第9図)、このため出口中心部付近では周速方向にすべりが発生し、外側付近では周速と反対方向にすべりが発生する。

Exducer の曲りによるすべり: 第8図で回転方向と



第9図

同一方向の渦ができていて、これは exducer の曲りによって発生した渦である(第10図)。



第10図

この場合外側にできる渦は回転方向と反対方向の渦で、回転運動による相対渦流の方向と同一であり、内側にできる渦は回転方向と同一方向の渦である。従って exducer の曲りによる渦は、出口外側では Δw_ψ を強め、中心部では弱める作用をする。

以上のことから exducer 出口の羽根の曲げ方は、次のように考えて設計すればよい。

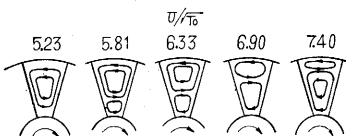
1) Exducer 出口の半径方向の軸流速度分布を第1報の方法によって決める。

2) この軸流速度と各点の周速から速度三角形を書き、相対速度 w_2 およびその方向 β_2 をきめる。

3) 動翼損失係数 ψ_2 を用いて損失がないときの w_2^* およびその方向 β_2^* を求める。

4) このようにして求められた β_2^* に、回転運動による相対渦流の影響を考慮する。すなわち中心部付近では β_2^* よりも β_{e1} を小さくし、外側付近では大きくする。

(1957. 3. 23)



第8図