

ラジアルガスタービンの研究 (第 5 報)

—ラジアルタービンの部分負荷特性—

水町長生・内田正次・金子和男

ラジアルタービンが設計点以外の点で運転される場合の特性を明らかにした。すなわちある一つのタービンで回転数、膨脹比、タービン入口ガス温度などが変化した場合に流量、トルク、出力、効率などがどのように変わるかを明らかにし、これを実験により確かめた。

まず流量を求める。タービン出口では各半径位置で流出速度の方向や大きさが異なるので、任意の出口半径 R の所の微小半径 dR の部分を流れる微小流量 dG は

$$dG = 2\pi R w_2 \sin \beta_2 \cdot \tau_2 dR \quad (1)$$

である。ただし w_2 = 出口相対速度、 τ_2 = 出口ガス密度、 β_2 = 出口相対流出角。

上式と動翼内のガスの流れについて得られるエネルギーの式から次の式を得る。

$$dG = 2\pi \omega \psi_2 \tau_2 \sin \beta_2 \cdot R \sqrt{X^2 + R^2} dR \quad (2)$$

ここに

$$X^2 = \frac{1}{\omega^2} [c_1^2 \sin^2 \alpha + (1 - \zeta_s)(c_1 \cos \alpha - U_1)^2 + 2gJc_p T_0 \{1 - \varphi^2(1-s)\}(1-s_0)]$$

ω = 動翼の回転角速度、 ψ_2 = 動翼の速度係数、 c_1 = ノズル噴出速度、 α = ノズル流出角、 ζ_s = 動翼入口衝突損失係数、 U_1 = 動翼入口周速、 T_0 = タービン入口ガス温度、 $s = (p_1/p_0)^{\frac{k-1}{k}}$ 、 $s_0 = (p_2/p_0)^{\frac{k-1}{k}}$ 、 p_0 = タービン入口圧力、 p_1 = 動翼入口圧力、 p_2 = タービン出口圧力。

(2) 式を出口内径 R_{2i} から外径 R_{2o} まで積分すれば全流量 G が求まるが、一般に出口相対流出角 β_2 が R の複雑な形の函数形であるため、積分が困難である。そこで近似的に R_{2i} から R_{2o} まで一定の仮想流出角 $\bar{\beta}_2$ を考え、これを動翼平均流出角 $\bar{\beta}_2$ とする。そうすると (2) 式の積分は次のようになる。

$$G = \frac{2}{3} \pi \omega \psi_2 \tau_2 \sin \bar{\beta}_2 \left[(X^2 + R_{2o}^2)^{\frac{3}{2}} - (X^2 + R_{2i}^2)^{\frac{3}{2}} \right] \quad (3)$$

他方流量 G はノズル出口において次の式が成立する (第 1 報)。

$$G = 2\pi R_1 B_1 \sin \alpha \cdot \varphi c_0 \tau_0 \frac{p_1/p_0 \cdot \sqrt{1-s}}{1-\varphi^2(1-s)} \quad (4)$$

ただし、 R_1 = 動翼入口半径、 B_1 = ノズル幅、 τ_0 = タービン入口におけるガス密度、 $c_0 = \sqrt{2gJc_p T_0}$ 。

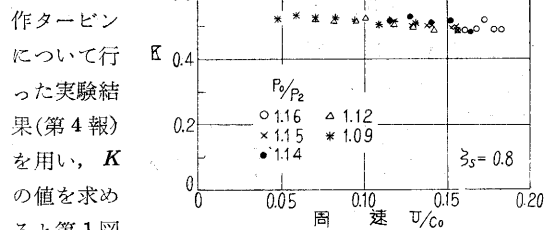
したがって (3)、(4) の両式から次式を得る。

$$\frac{3}{2} \frac{B_1}{R_1} \frac{\sin \alpha}{\sin \bar{\beta}_2} = \frac{1}{\varphi} \frac{U_1}{c_0} (p_2/p_0)^{\frac{1}{k}} \frac{p_0}{p_1} \frac{1-\varphi^2(1-s)}{\sqrt{1-s}} \times \left[\left(\frac{X}{R_1} \right)^2 + \left(\frac{R_{2o}}{R_1} \right)^2 \right]^{\frac{3}{2}} - \left[\left(\frac{X}{R_1} \right)^2 + \left(\frac{R_{2i}}{R_1} \right)^2 \right]^{\frac{3}{2}} \quad (5)$$

ただし

$$\left(\frac{X}{R_1} \right)^2 = \left\{ \varphi \left(\frac{c_0}{U_1} \right) \sqrt{1-s} \right\}^2 \sin^2 \alpha + (1-\zeta_s) \left[\left\{ \varphi \left(\frac{c_0}{U_1} \right) \sqrt{1-s} \right\} \cos \alpha - 1 \right]^2 + \left(\frac{c_0}{U_1} \right)^2 \{1-\varphi^2(1-s)\}(1-s_0) - 1 \quad (6)$$

(5) 式においてノズル平均流出角 α は第 3 報で述べたように膨脹比に無関係すなわち運転状態に無関係に一定であるから、いま動翼平均流出角 $\bar{\beta}_2$ が運転状態の如何に拘らず一定であると仮定すれば、(5) 式の右辺の値は運転状態に無関係に一定でなければならない。この右辺を K とおく。 K の値は U_1/c_0 、 p_1/p_0 、 p_2/p_0 のみの函数であって、試

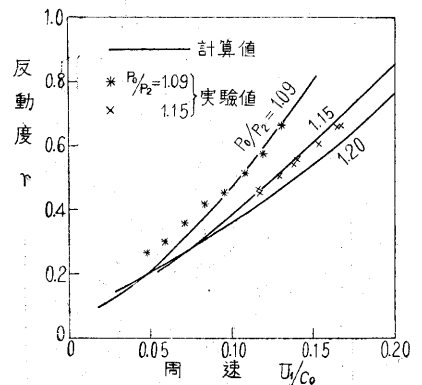


第 1 図

作タービンについて行った実験結果 (第 4 報) を用い、 K の値を求めると第 1 図のようになる。この図からわかるように K の値は大体において運転状態に無関係に一定であると考えて差支えない。したがってある一点 (例えば設計点) について K の値が (5) 式からわかると、その値はタービン固有の値になる。そうすると (5) 式から

$$f(U_1/c_0, p_1/p_0, p_2/p_0, K) = 0 \quad (7)$$

となるから、タービン全膨脹比 p_2/p_0 が与えられると、上式から p_1/p_0 が U_1/c_0 ($U_1/\sqrt{T_0}$) によって決まる。すなわち反動度がきまる。 $K =$



第 2 図 反動度

0.514 として (7) 式から反動度を求めると第 2 図の実線のようになり、計算値と実験値はかなりよく一致している。

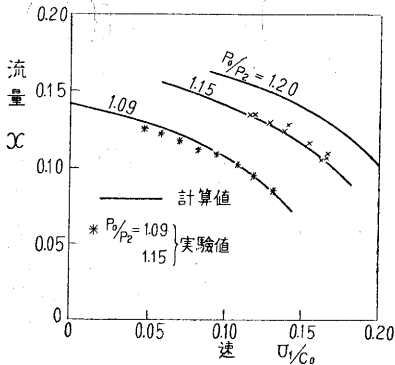
研究速報

次に流量 G はこれを無次元化し

$$x = \frac{G}{c_0 r_0} \frac{1}{2\pi R_1 B_1 \sin \alpha} \quad (8)$$

とすれば (4) 式から

$$x = \varphi \frac{p_1}{p_0} \frac{\sqrt{1-s}}{1-\varphi^2(1-s)} \quad (9)$$



第3図 流量

(8) 式から x を求めると同図の実験値のようになり、計算値とよく一致する。

次に動翼に作用するトルク T_i は

$$T_i = \frac{G}{g} c_1 \cos \alpha R_1 - \int_{R_{2i}}^{R_{2o}} \frac{dG}{g} C_{2u} \cdot R \quad (10)$$

であるが、上式の右辺の第2項も実際には積分が困難であるので、次のような近似計算を行う。すなわち動翼出口で全流量は出口平均半径 \bar{R}_2 の所を平均流出角 $\bar{\beta}_r$ をもって流出すると考える。そうすると (10) の積分が求まる。そのようにして求めた T_i はこれを無次元化し、

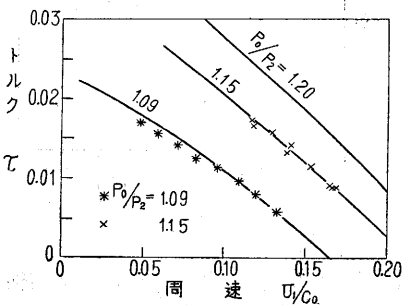
$$\tau = \frac{T_i}{r_0 T_0} \frac{1}{4\pi J c_p} \frac{1}{R_1^2 B_1 \sin \alpha} \quad (11)$$

とすれば τ の理論式は次のようになる。

$$\tau = x \left[\varphi \sqrt{1-s} \cos \alpha - \frac{U_1}{c_0} \frac{\bar{R}_2}{R_1} \left\{ \frac{\bar{R}_2}{R_1} - \psi_2 \cos \bar{\beta}_r \sqrt{\left(\frac{X}{R_1}\right)^2 + \left(\frac{\bar{R}_2}{R_1}\right)^2} \right\} \right] \quad (12)$$

動翼出口平均半径 \bar{R}_2 は、そこに全流量が集中して流れると仮定した位置であるから、タービン出口で実際に

最も多く流量が流れる付近の半径をとった方がよい。この位置は運転状態であまり変化せず (第4報), 大体次



第4図 トルク

のようにとって差支えない。

$$\bar{R}_2 = R_{2i} + \frac{3}{4} (R_{2o} - R_{2i}) \quad (13)$$

$\psi_2 \cos \bar{\beta}_r = 0.22$ として (12) からトルクを求めると第4図のようになる。これに対し実測トルクを用い、(11) から求めると同図の実験値のようになり、計算値とよく一致する。

出力 L_i はこれを無次元化し

$$\xi = \frac{L_i}{r_0/g \cdot c_0^3 2\pi R_1 B_1 \sin \alpha} \quad (14)$$

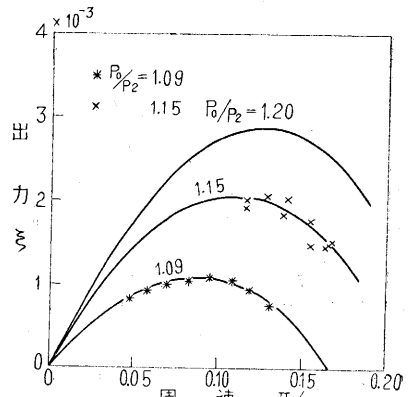
とすれば、

$$\xi = \tau \frac{U_1}{c_0} \quad (15)$$

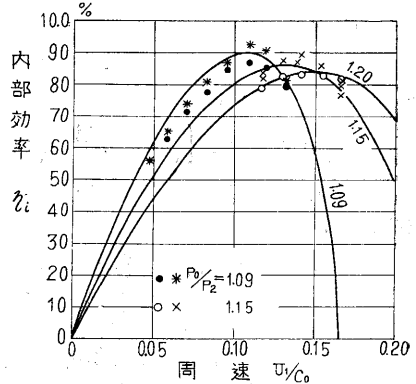
となる。また内部効率 η_i は次のようになる。

$$\eta_i = 2 \frac{U_1}{c_0} \frac{1}{1-s_0} \left[\varphi \sqrt{1-s} \cos \alpha - \frac{U_1}{c_0} \frac{\bar{R}_2}{R_1} \left\{ \frac{\bar{R}_2}{R_1} - \psi_2 \cos \bar{\beta}_r \sqrt{\left(\frac{X}{R_1}\right)^2 + \left(\frac{\bar{R}_2}{R_1}\right)^2} \right\} \right] \quad (16)$$

計算から求めた出力および内部効率をそれぞれ第5図、第6図の実線で示す。第6図で、(×, *)印は測定出力から求めた内部効率であって、タービン入口温度から出口温度までの温度降下からタービン放熱損失を差引いて内部効率 η_i を求めると (第4報), $p_0/p_2=1.09$ の場合・印のようになる。さらにタービン出口の各半径位置における出口風速



第5図 出力



第6図 内部効率

分布を測定し、これから動翼にかかるトルクを求め内部効率を出す (第4報), $p_0/p_2=1.5$ の場合、○印のようになる。以上の各実験値と計算値は大体においてよく一致している。 (1957. 6; 21)