ラジアルガスタービンの研究 （第 7 報）

——放射状直線羽根と彎曲羽根の比較——

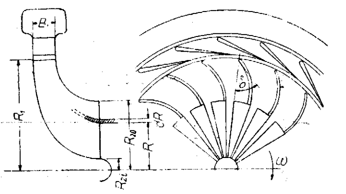
Studies of Radial Gas-turbine (Paper No. 7)

—The Comparison between Radial Straight Vanes and Curved Vanes—

水　町　長　生

放射状直線羽根を有するラジアルタービンについては第1報において，タービン内の流れ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求め，その設計法を明らかにした．

一般にラジアルタービンはその回転数が非常に高くなるために，彎曲羽根では強度的に困難であり，また工作が容易でないなどの理由で，従来実際に製作されたタービンはいずれも放射状直線羽根を有するものばかりである．しかし放射状直線羽根を用いると効率は高いが，回転数が非常に高くなり，動翼の強度上は十分な設計を行うことはできても，このような高速度軸受を設計することが困難で，逆に軸受回転数の限界からタービンの回転数がおさえられる現状である．そこで強度上の問題および工作の困難な点については，一応これを考慮外にするにしても，彎曲羽根を用いることにより放射状直線羽根にくらべて，性能上高効率のものが得られる可能性がないか，また回転数を低下させることができないかなどの点について理論的検討を行った．なお羽根出口部分には第1報の場合と同様に exducer を設けて，流出ガスの軸心を中心とする回転運動はなくなるようにする．以上の場合について，放射状直線羽根の場合に得られた結果を用い，これをもとにして彎曲羽根と放射状直線羽根の性能の比較を行った．



第 1 図

第1図に示すような動翼入口角 δ の彎曲羽根について考える．第1報の理論計算で得られた最高効率を出すための条件をこの場合に適用すると，次の条件式となる．

$$\left[\varphi^2(1-s)\frac{\sin^2\alpha}{\cos^2\delta}+\{1-\varphi^2(1-s)\}\left(1-\frac{s_0}{s}\right)\right]\left(\frac{C_0}{U_1}\right)^2-1=\left(\frac{1}{\psi_2{}^2}-1\right)\left(\frac{R_{20}}{R_1}\right)^2 \qquad (1)$$

ここに，α＝ノズルからの平均流出角，δ＝動翼入口における彎曲角，φ＝ノズルの速度係数，ψ_2＝動翼の速度係数，$s=(p_1/p_0)^{\frac{k-1}{k}}$，$s_0=(p_2/p_0)^{\frac{k-1}{k}}$，$k$＝断熱指数，$p_0$＝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，$U_1$＝動翼入口周速，$C_0=\sqrt{2gJc_pT_0}$，$T_0$＝タービン入口ガス温度，$R_1$＝動翼入口半径，$R_{20}$＝動翼出口外半径である．

また動翼入口において次の条件が成立する．

$$\left(\frac{U_1}{C_0}\right)^2=\varphi^2(1-s)(\cos\alpha-\sin\alpha\cdot\tan\delta)^2 \qquad (2)$$

したがって (1)，(2) の両式から s を消去すれば，U_1/C_0 に関して次の方程式を得る．

$$a\left(\frac{U_1}{C_0}\right)^4-b\left(\frac{U_1}{C_0}\right)^2+c=0 \qquad (3)$$

ここに，$a=\frac{A^2}{\varphi^2}(A^2+B)$，$b=(A^2+B)+\frac{A^2}{\varphi^2}-A^2s_0$，$c=1-s_0$，$A^2=1/(\cos\alpha-\sin\alpha\cdot\tan\delta)^2$，$B=1+\left(\frac{1}{\psi_2{}^2}-1\right)\left(\frac{R_{20}}{R_1}\right)^2-A^2\frac{\sin^2\alpha}{\cos^2\delta}$ である．上式からタービンの全膨張比が決まっている場合に，α，δ および R_{20}/R_1 を与えると，最高効率を出すときの U_1/C_0 が (3) 式の方程式の根として求まる．

このときの反動度 r および内部効率 η_i はそれぞれ次のようになる．

$$r=1-\frac{1}{1-s_0}\frac{A^2}{\varphi^2}\left(\frac{U_1}{C_0}\right)^2 \qquad (4)$$

$$\eta_i=\frac{2\cos\alpha}{1-s_0}A\left(\frac{U_1}{C_0}\right)^2 \qquad (5)$$

次に流量 G を無次元化するために

$$q\equiv\frac{G\sqrt{T_0}}{p_0}\frac{1}{2\pi R_1{}^2}\sqrt{\frac{R^*}{gk}} \qquad (6)$$

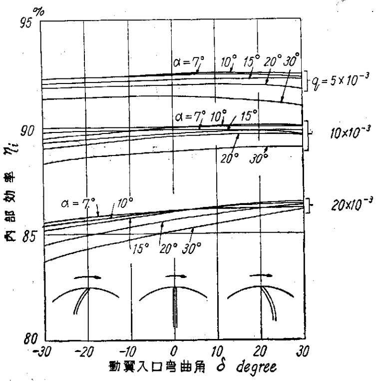
と定義した q を用いる．ここに R^* はガス常数である．動翼内の流れに連続の関係式を適用し，さらにこれに前記の最高効率を出すときの条件を代入すれば，流量係数 q は次のように表わすことができる．

$$q=\sqrt{\frac{2}{k-1}}\frac{\sqrt{1-\psi_2{}^2}}{3}\frac{1}{s_0}\frac{p_2}{p_0}\frac{U_1}{C_0}\left\{\left(\frac{R_{20}}{R_1}\right)^2-\left(\frac{R_{2i}}{R_1}\right)^2\right\}^{\frac{3}{2}} \qquad (7)$$

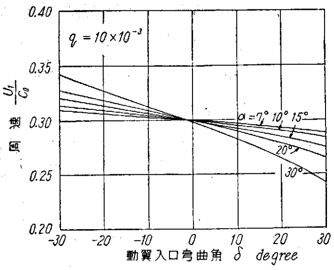
q は p_0/p_2，U_1/C_0，R_{20}/R_1，R_{2i}/R_1 のみの函数である．したがって流量 G，ガス温度 T_0，動翼半径 R_1 がそれぞれ相違していても，(6) 式で定義される q の値が同一であれば，p_0/p_2，R_{20}/R_1，R_{2i}/R_1 の同じ値に対して U_1/C_0 は同一の値になる．したがってタービンの全膨張比が与えられた場合に，まず (3) 式から U_1/C_0 が α，δ，R_{20}/R_1 の函数として求まり，U_1/C_0 が決まると，(4) (5) からそれぞれ反動度および内部効率が求まる．このときの q はさらに R_{2i}/R_1 を与えることにより (7) から求まる．あるいは逆に，p_0/p_2，q，R_{2i}/R_1，α，δ を与えると，この条件で最高効率を出すときの U_1/C_0，R_{20}/R_1 r，η_i が求まる．このようにして q が決まると，(6) から，G および T_0 を与えることにより，動翼半径 R_3 が決まり，U_1/C_0 が決まっているから回転数が決定される．

以上の諸変数のうち，タービン全膨張比は設計の当初与えられるものであり，流量係数 q は，一般に設計に際し流量およびタービン入口ガス温度が与えられるから，q の値は動翼半径 R_1 を変えることにより各種の値をとり得る．流量およびタービン入口ガス温度が与えられる

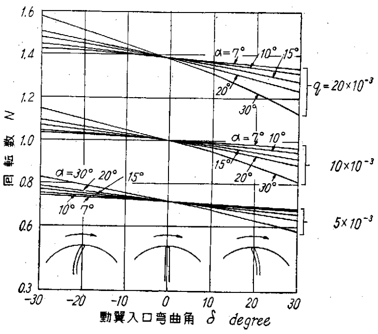
と，動翼半径を小さくするほど q は大きくなる．次にタービン出口内径 R_{2i}/R_1 は第1報で述べたようにできるだけ小さくした方が効率はよくなるが，実際には幾何学的および強度的にあまり小さくできない．だいたい $R_{2i}/R_1=0.1$ が限度である．ノズルの速度係数は第3報で述べたように，$\varphi=0.97$ ぐらいにとることができる．動翼の速度係数 ψ_2 は，実験結果によると（第4報）0.78 ぐらいである．この値は放射状直線羽根について得られた実験結果であり，運転状態や羽根の形状によっても若干変ると考えられるが，以下の計算には $\psi_2=0.78$ とする．またガス温度は約 800～400°C の範囲であるから，$k=1.323$ とする．



第2図　内部効率



第3図　周　速

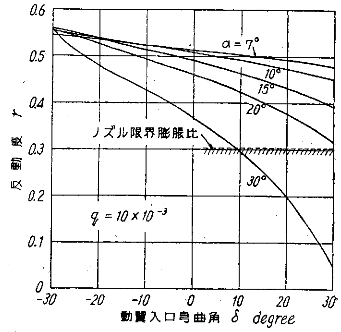


第4図　回　転　数

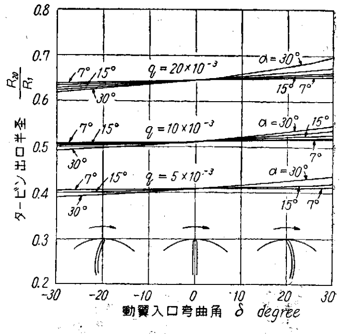
以上の諸数値を用いて，一例としてタービン全膨張比 $p_0/p_2=2.5$ の場合について計算すれば次のようになる．

内部効率を第2図に示す．後方彎曲羽根を用いると放射状直線羽根にくらべて効率はよくなるが，その差はごく僅かである．前方彎曲羽根は，次に述べるように回転数も増大し，効率も低下するから用いるべきでない．$q=5$～10×10^{-3} ぐらいの q の値は実際に採用することができ，したがって内部効率は大体 90～92%ぐらいを得ることができる．

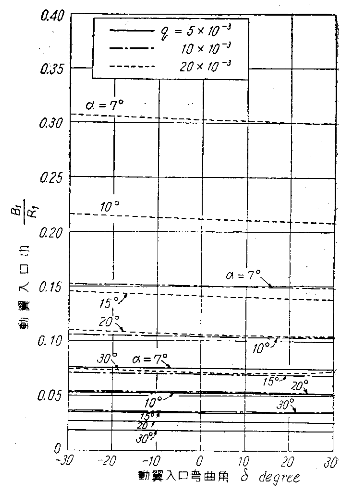
周速および回転数を第3図，第4図に示す．回転数は $q=10\times10^{-3}$，$\delta=0$ の場合を基準にとり $N=1$ としてある．後方彎曲にして δ を大きくすれば，回転数は下がるが，この場合 α も大きくしなければならないから，効率は若干低下する．効率を 0.5～1.0% 犠牲にし，$\delta=30°$，$\alpha=30°$ 付近を採用すれば，直線羽根にくらべ約 20% 位回転数を下げることができる．遠心力による羽根および disc の応力は周速の2乗に比例する．流量およびガス温度が一定の場合，R_1 を大きくして q を小さくすると，回転数は非常に下がるが，U_1/C_0 は若干増大する．したがって R_1 を大きくして回転数を下げると応力は若干増大するが，ごく僅かである．したがって回転数が問題になる場合には，構造的に大きさが許せる築囲内で R_1 を大きくした方がよい．この方が効率もよくなる．



第5図　反動度



第6図　タービン出口半径



第7図　動翼入口幅

反動度を第5図に示す．後方彎曲羽根を用い，α を大きくするとノズルの膨張比が大きくなり，限界膨張比以上になることがあるから，この点について考慮する必要がある．

タービン出口半径，動翼入口幅をそれぞれ第6図，第7図に示す．小さい q の値を採用すると，前述のように応力は大して増大することなく回転数を下げ，効率を高くすることができるが，B_1/R_1 が非常に小さくなり，羽根先端の clearance loss が増大する欠点があるから，この点について特に注意する必要がある．

(1957.9.16)