

UDC 532.55:  
621.541:  
621.454

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## TR-273

### 高速軸流タービンの研究(Ⅱ)

— 1段軸流タービンの研究 —

鳥崎忠雄・森田光男・能瀬弘幸

関根静雄・井上重雄

1972年2月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-251 対称スピン衛星のニューテーション運動による慣性力の場とそのニューテーションダンパへの応用  
Inertial Force Field Due to Nutational Motion of Spinning Axi-Symmetric Sattellite and Its Application to Nutation Damper 1971年11月 村上 力, 狼 嘉彰
- TR-252T A Study of Subsonic Two-Dimensional Wall-Interference Effects in a Perforated Wind Tunnel with Particular Reference to the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel Inapplicability of the Conventional Boundary Condition 1972年1月 Masao EBIHARA
- TR-253 圧縮性流れにおける翼型抗力の計算  
A Calculation of Profile Drag of Airfoils in Compressible Flow 1971年11月 石田 洋治
- TR-254 翼と不連続境界との干渉について  
Interference Between Wing and Surface of Velocity Discontinuity 1971年11月 犬丸 矩夫
- TR-255 地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に関する研究  
The Study on the Motion of an Artificial Satellite in the Earth's Gravitational Field 1971年12月 武内 澄夫, 松島 弘一
- TR-256 リジッドヘリコプタロータのホバリングにおける縦揺れ減衰モーメントについて  
On the Aerodynamic Damping Moment in Pitch of a Rigid Helicopter Rotor in Hovering 1971年11月 高沢 金吾
- TR-257 周期的な軸力を受ける結合柱の安定  
The Dynamic Stability of a Connected Rod under Periodic Longitudinal Force 1972年1月 佐野 政明
- TR-258 三次元準最適直接式誘導法  
Three Dimensional Suboptimal Explicit Guidance for Space Vehicles 1972年1月 大坪 孔治
- TR-259 回転駆動振動検出型レートジャイロの研究  
Study on a Rotary-Drive Vibratory-Output Rate Gyro 1972年1月 山田 博
- TR-260 気流全温度測定装置の試作  
A High Sensitive Total Atmospheric Temperature Measuring Apparatus 1972年1月 西尾 健二, 能瀬 弘幸  
越 沼 威, 井上 重雄  
白 井 弘, 大畑 敏美
- TR-261 光弾性皮膜法による固体推進薬のひずみ測定  
Strain Measurement of Solid Propellant Material with Birefringent Coating 1972年1月 越出 慎一
- TR-262 異径二円筒殻をコーンで連結した軸対称殻の有限要素法構造解析  
A Structural Analysis of Cylinder-Cone-Cylinder Shells by F.E.M. 1972年1月 小河 昭紀
- TR-263 多孔壁風洞における亜音速二次元風洞壁干渉効果の研究と航空宇宙技術研究所 2m×2m 遷音速風洞へのその適用  
A Study of Subsonic, Two-Dimensional Wall-Interference Effects in a Perforated Wind Tunnel with Particular Reference to the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel 1972年1月 海老原 正夫
- TR-264 液体燃料ロケットを用いた衛星打上げ用食しよう体の初段に関する制御系構成  
Flight Control System Design for Launch Vehicle with Liquid Propellant 1972年1月 森 英彦, 興石 肇

# 高速軸流タービンの研究(II)\*

—1段軸流タービンの研究—

鳥崎忠雄\*\*・森田光男\*\*・能瀬弘幸\*\*  
関根静雄\*\*・井上重雄\*\*

## An Investigation of a High Speed Axial-flow Turbine (II)

— A Single Stage Turbine —

By Tadao TORISAKI, Mitsuo MORITA, Hiroyuki NOUSE,  
Shizuo SEKINE and Shigeo INOUE

This report presents the results of cold air tests of a single stage, axial-flow turbine. A conventional profile, T-6, was used both for nozzle and rotor blade profiles. The tests were carried out over the expansion ratio based on turbine inlet and outlet total pressure ranging from 1.1 to 2.0 and the rotor blade-speed parameter ranging from 30% to 110% of the design value.

Relatively high overall performance was achieved over the range of the blade to gas speed ratio ( $u/c$ ) from 0.4 to 0.5.

Spanwise distribution of the expansion ratio, the stage enthalpy drop and the adiabatic efficiency were made clear from the turbine inlet, the nozzle exit and the rotor blade exit surveys.

These results are compared with the previous test results obtained from the annular nozzle cascade test, and the effects of the rotor blade row on the upstream flow coming through the nozzle blade row are discussed. The result of an off-design overall performance calculation is also presented.

### 1. ま え が き

ターボジェットエンジン用タービンの空力性能の向上と、軸流速度の高速化のための資料を得るために、当所原動機部では、圧縮空気を用いて、軸流タービンの内部流動と全体性能の解析をすすめてきた。

本報では、二段軸流タービンとして設計された試験機の、二段目ノズル以後を取り除き、一段軸流タービン試験機としたものについての空力試験結果について述べる。

作動流体としては、全圧  $3.0 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$  全温約  $140^\circ\text{C}$  の圧縮空気を用いた。試験の範囲は、設計回転数の 30%~110% を 10% ごとに、また試験機入口(ノズル直前)、出口(動翼直後)の全圧を基にした全圧膨脹比で、およそ 1.1~2.0 におよぶ広い作動範囲

にわたっているが、高回転数で低膨脹比の領域は、タービン出力の測定精度が低いため、試験範囲から除いた。

全試験範囲での全体性能の他、アローヘッド型5孔ピトー管と、タービン入口、出口の温度差を測定するために製作した温度差計のトラバース計測の結果から、膨脹比、エンタルピー降下および断熱効率のスパン方向分布が明らかとなった。

なお、第一報<sup>1)</sup>では、本試験機から動翼などの回転部分を取り除いた円環翼列の空力試験結果について述べたが、本報では、動翼回転時に、ノズル翼直後で計測した全圧分布および主流流出角分布を、第一報の結果と比較検討した。

また、代表スパンにおけるノズル翼および動翼の翼素性能をもとにして、部分負荷特性の計算を行ない、参考として附記した。

\* 昭和46年12月20日受付

\*\* 原動機部

## 2. 試験装置

試験は当所原動機部のターボジェットエンジン要素試験設備<sup>2)</sup>のタービン試験設備および空気源設備を使用して行なった。

試験装置系統図を(図1)に示す。

作動空気は試験機前方に設けた流量制御弁により空気流量を調整したのち、試験機に供給し、試験機からの排気は直接消音排気塔を通じて大気に放出している。

タービン出力は渦電流型電気動力計によって吸収し計測した。

試験機の写真を(図2)に、試験機断面および主要寸法を(図3)に示す。

空気通路円環部の内径は、ノズル入口から動翼出口まで一定(355 mm $\phi$ )で、また外径は、ノズル入口か

ら動翼入口まで一定(457 mm $\phi$ )で、動翼入口から出口にかけて広がりを持っている。ボス比はノズル入口で0.777である。

### 2.1 空力設計および速度三角形

設計条件は下記に示す通りである。

- 1) タービン入口状態(圧力, 温度, 単位面積あたりの空気流量配分)はスパン方向に一定。
- 2) エンタルピ降下はスパン方向に一定。

設計要目(空気試験状態に換算)は下記に示す通りである。

回転数	8,000 r.p.m.
入口温度	410.2°K (137°C)
入口全圧	3.0 ata
全圧膨脹比	1.53
空気流量	18.9 kg/sec

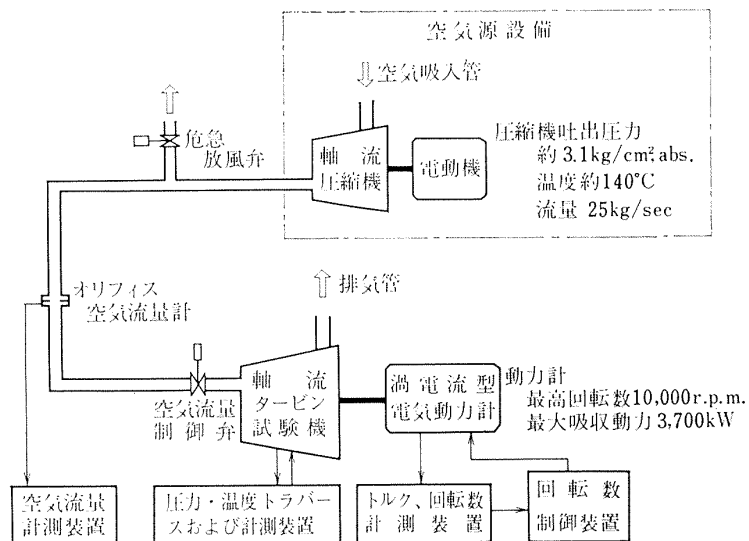


図1 1段軸流タービン空力試験装置系統図

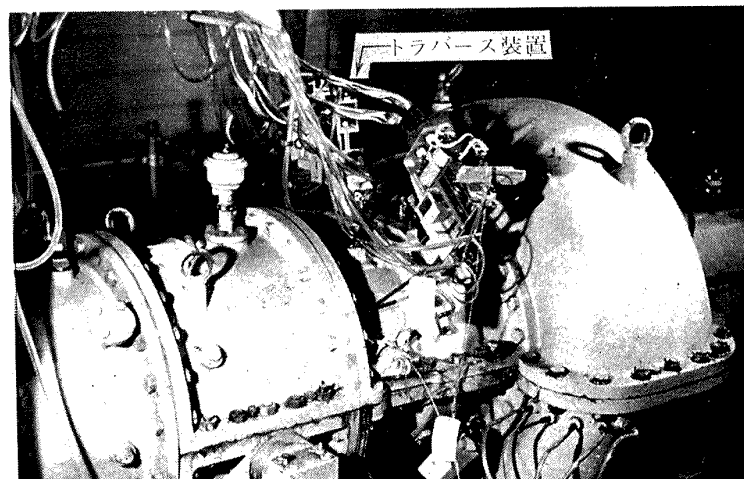


図2 タービン空力試験機

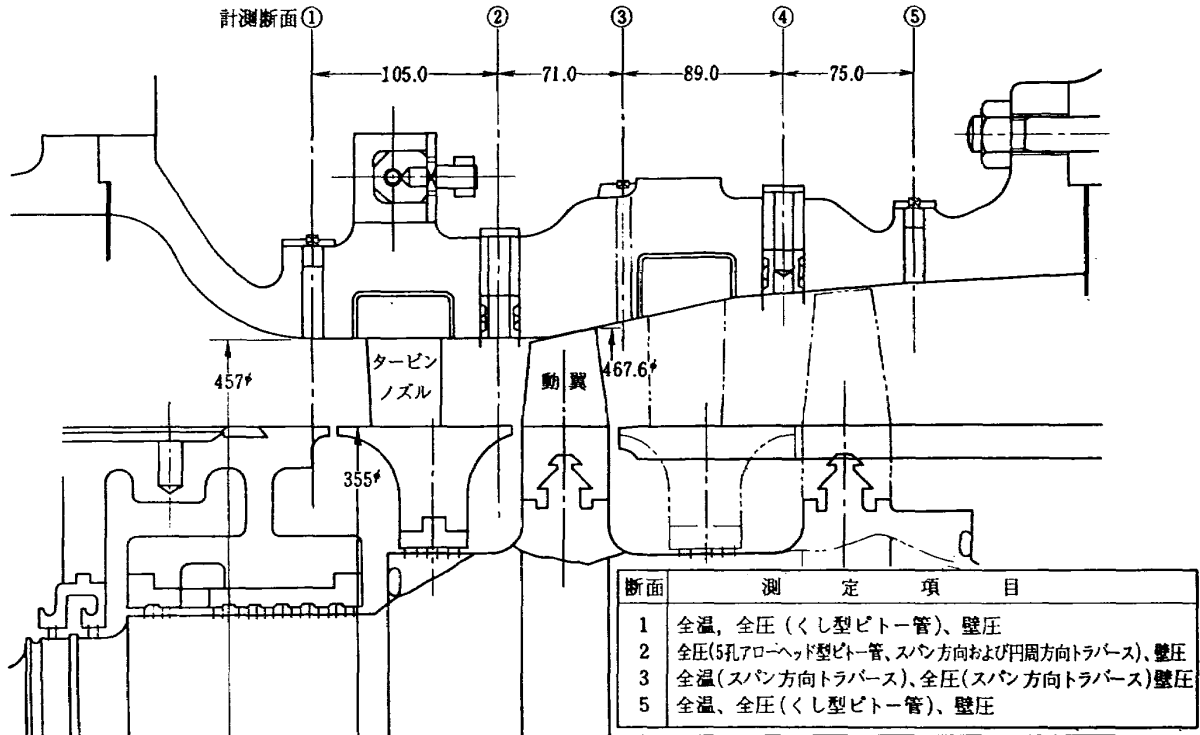


図3 試験機断面図 (単位: mm)

ノズル翼および動翼の設計点における全圧損失係数は、スパン位置の関数として与えた (図7参照)。

翼前後の軸流速度比分布は、循環一定の基礎式<sup>3)</sup>により決定した。

$$z_2^2 = \{z_{20}^2 + c^2(1 - \phi_0^2)\} \{1 + A(x-1)\}^2 - \frac{c^2}{x^2}(1 - \phi^2) \quad (1)$$

ここで

$$z_2 = \frac{V_{a1}}{V_{a0}} \quad \begin{array}{l} V_{a0}: \text{ノズル前軸流速度} \\ V_{a1}: \text{ノズル後軸流速度} \end{array}$$

$$z_{20} = \frac{V_{a1\text{Root}}}{V_{a0}} \quad \begin{array}{l} R: (\text{半径}) \\ R_0: \text{翼根部半径} \end{array}$$

$$c = \frac{V_{W1\text{Root}}}{V_{a0}} \quad \begin{array}{l} V_{W1\text{Root}}: \text{ノズル後回転速度} \\ V_{a1\text{Root}}: \text{ノズル後翼根部軸流速度} \end{array}$$

$\phi$ : 速度係数

$\phi_0$ : 翼根部の速度係数

$$x = \frac{R}{R_0}$$

A: 速度係数の変化の割合

速度三角形および諸パラメータを (図4) および (図5~7) に示す。

## 2.2 翼型

ノズルおよび動翼に採用した基本翼型は全く同一

で、最大翼厚みおよびその位置が翼弦長に対してそれぞれ“15.5%、42.2%”，そり角 66° の T6 翼型で、簡単のためにこれを“15.5, T6/66, P42.2”と記す。

基本翼型を (図8) に、翼列展開図を (図9) に示す。

### (i) ノズル

ノズルは第一報で述べた円環翼列と同一のもので、翼枚数は 36 枚で、翼のスパン方向に循環は一定とし、 $\cos^{-1}(o/s)$  の製作値はスパン方向に直線的に変化している。

### (ii) 動翼

動翼は基本翼型“T6”に翼強度上、翼の厚みに、わずかの修正を加えたもので、翼枚数は 41 枚、翼後縁厚みは 1.54 mm で翼スパン方向に一定である。

## 3. 計測装置および計測方法

### 3.1 空気流量計測

空気流量は試験機前方の空気管に取り付けた外径 600 mmφ、開口比 0.4987 のオリフィス空気流量計により計測した。

### 3.2 圧力および温度計測

計測位置は (図3) に示すように①ノズル前、②ノズル後、③動翼後の各断面である。

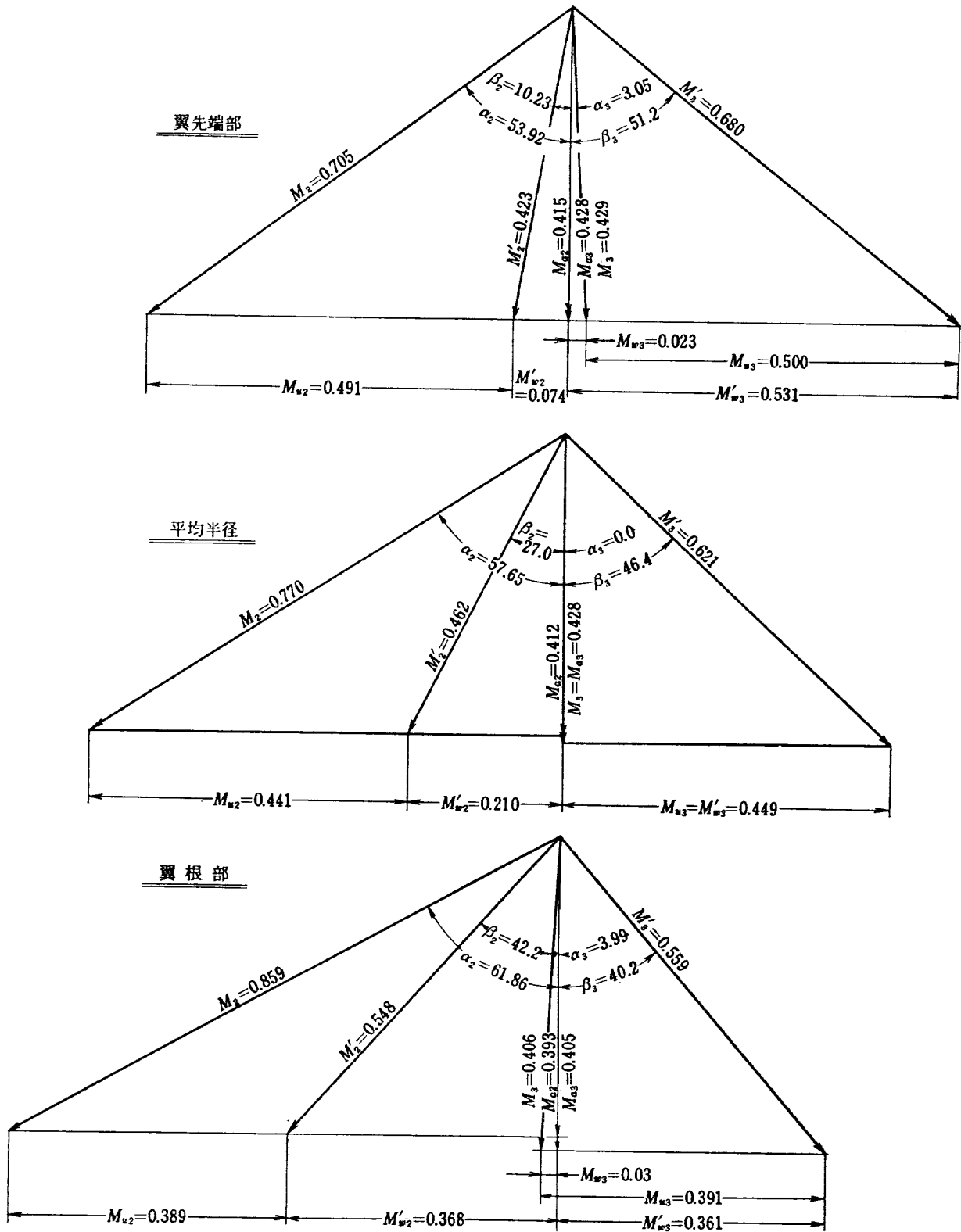


図 4 速度三角形

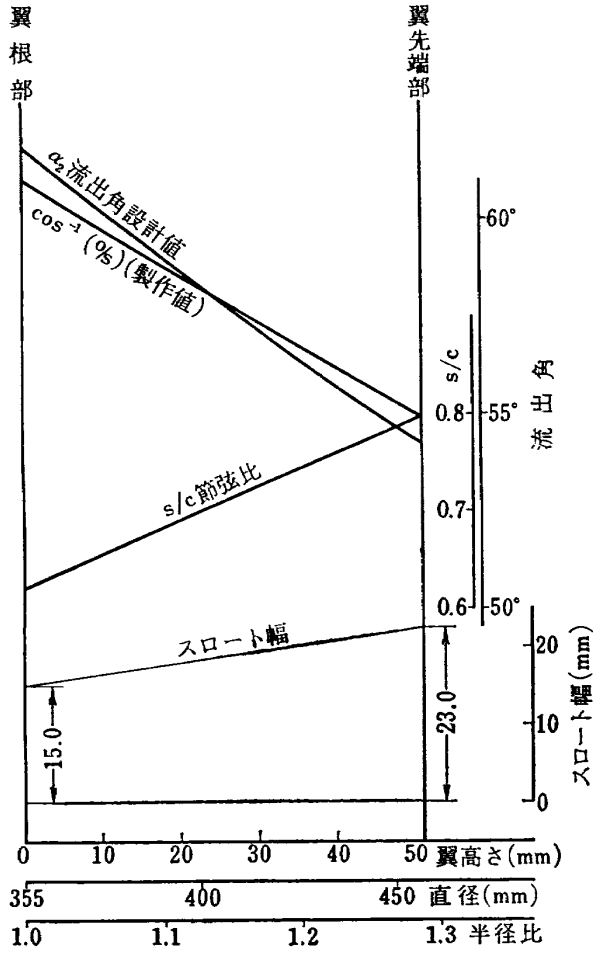


図5 ノズル翼列パラメータ

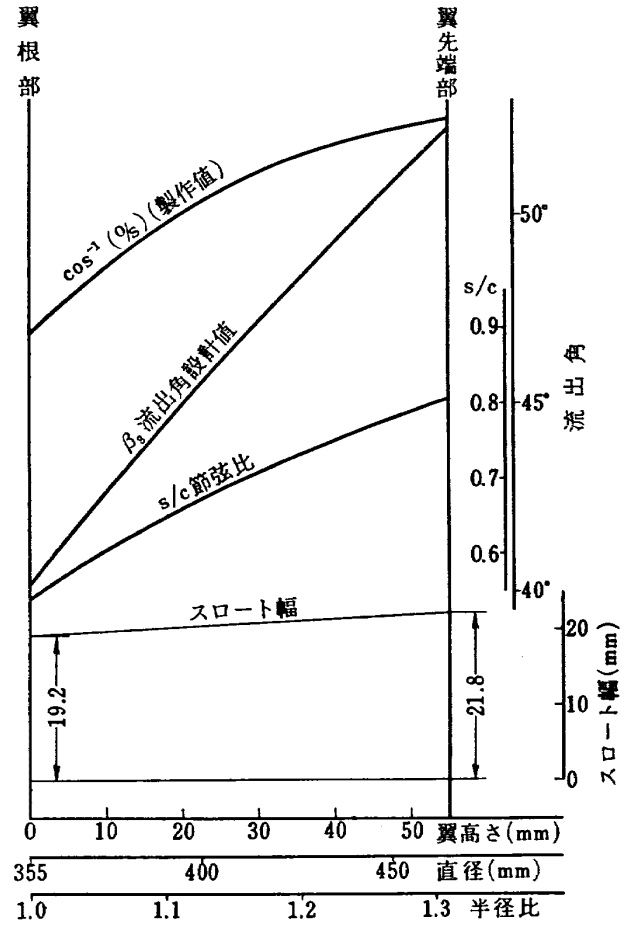


図6 動翼翼列パラメータ

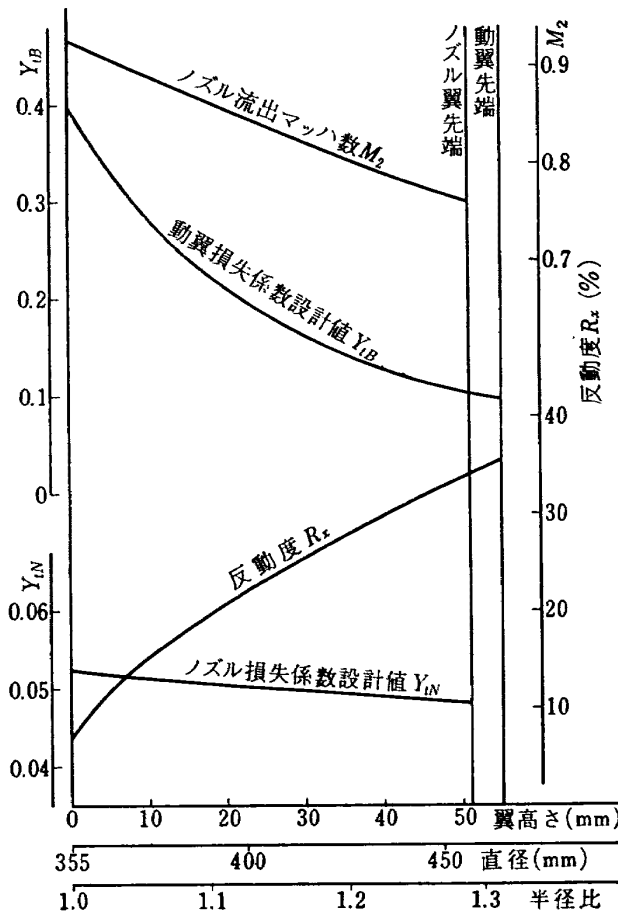


図7 翼素設計値等

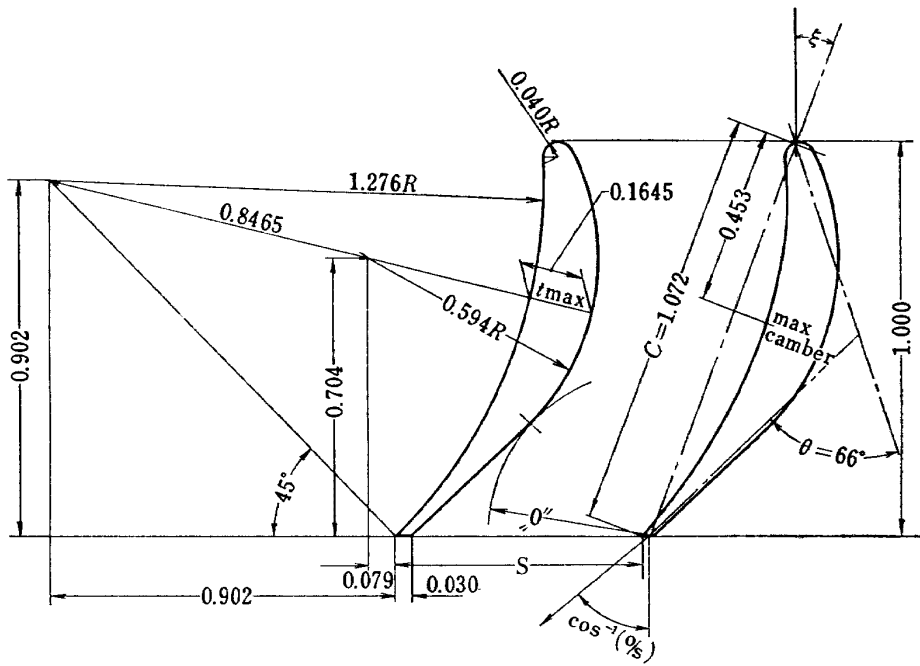


図 8 基本翼型 “15.5 T 6/66 P 42.2”

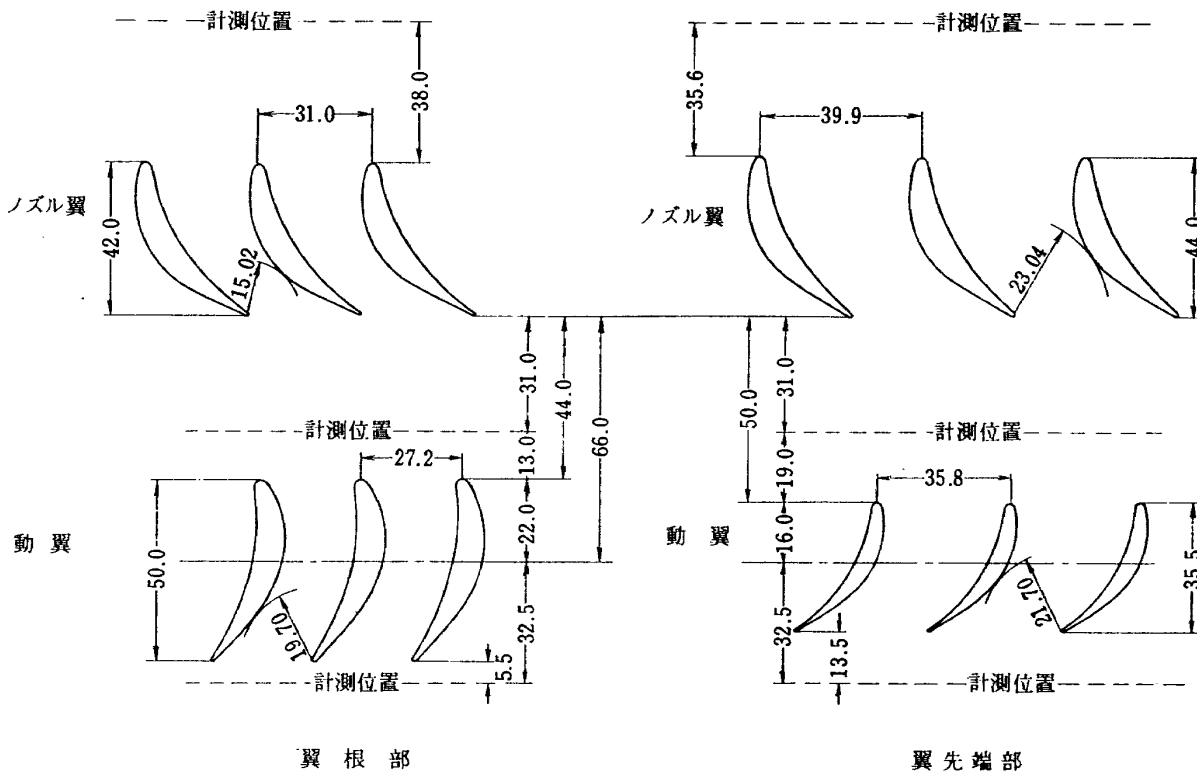


図 9 翼列展開図 (単位: mm)



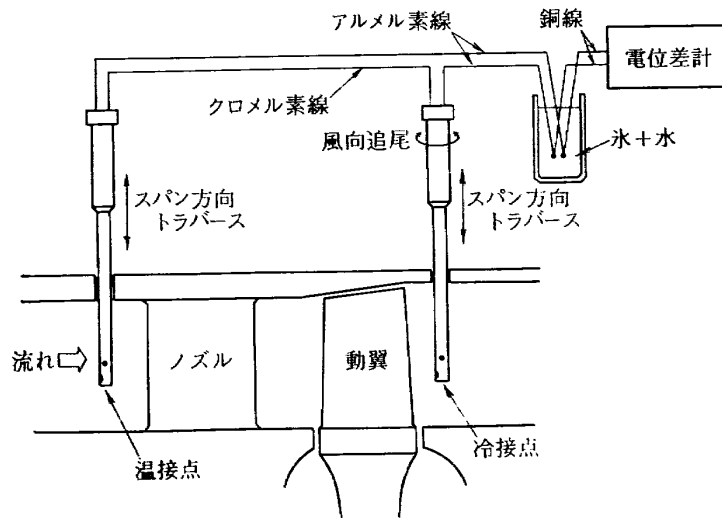


図 10 温度差計概略図

3.2.1 圧力計測

ノズル前断面においては、8孔くし型全圧管を用いて全圧を、また通路壁面に設けた静圧孔により壁圧をそれぞれ計測した。

ノズル後断面においては、ノズル1ピッチのセクタをピッチ方向に10等分、スパン方向に面積で8等分割した80点の各格子点において、風向および圧力を計測した。

翼列後の3次元な流れは、アローヘッド型5孔ピトー管を用いて計測し、検定用風洞によって得たピトー管の特性を用いて、風向、風速等の解析を行なった。

なお主流における5孔ピトー管のヨーアングル設定は、零位法により行なった。ノズル後方ウエークなどの、せん断流の中では、主流におけるヨーアングル設定のまま計測を行なった。

3.2.2 温度計測

温度計測には、クロメル-アルメル熱電対を用いたせき止め温度計を使用した。

また、(図 10) に示すような温度差計を用いて、ノズル前と動翼後の温度差をトラバース計測した。

翼列後の流れにおける温度計測は、圧力計測と同様に風向を追尾して計測した。

なお、これらの温度計は、その熱起電力および高速気流中における温度回復係数について検定を行なった後使用した。

これら圧力、温度のセンサの主要部の写真を(図 11) に示す。

3.3 タービン出力計測

タービン出力は、最高回転数 10,000 r.p.m., 最大吸収動力 5,000 p.s. の渦電流型電気動力計<sup>3)</sup>によって計測した。

4. 試験方法および計算式

試験は、空気流量制御弁により全圧膨脹比を設定し、また、動力計で回転数一定の制御をかけて行なった。

試験範囲は、全圧膨脹比で 1.1~2.0, 回転数で、設計値の 30%~110%と、かなり広い範囲におよんでいる。

前述した計測点で、圧力、風向、温度およびタービン出力を計測し、これらのデータを基にタービン全体性能を求め、また、タービン内部の流れについて解析し、タービンノズルにおよぼす動翼の影響についても調べた。

また、タービン入口、出口の温度差をスパン方向にトラバース計測して、スパン方向のエンタルピ降下分布および効率分布を調べた。

計算式

空気流量 (G)

空気流量は次の式で算出した。

$$G = \alpha \epsilon A \sqrt{2g \Delta p r} \quad (2)$$

ここで  $\alpha$ : 流量係数

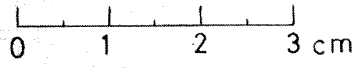
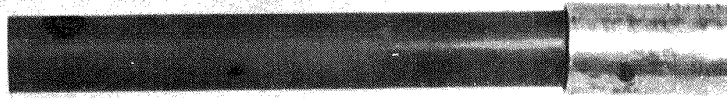
$\epsilon$ : 空気の膨脹による修正係数

A: オリフィススロート面積

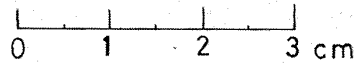
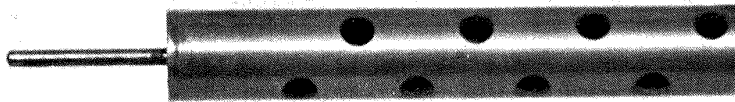
g: 重力の加速度

$\Delta p$ : オリフィス前後の差圧

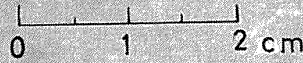
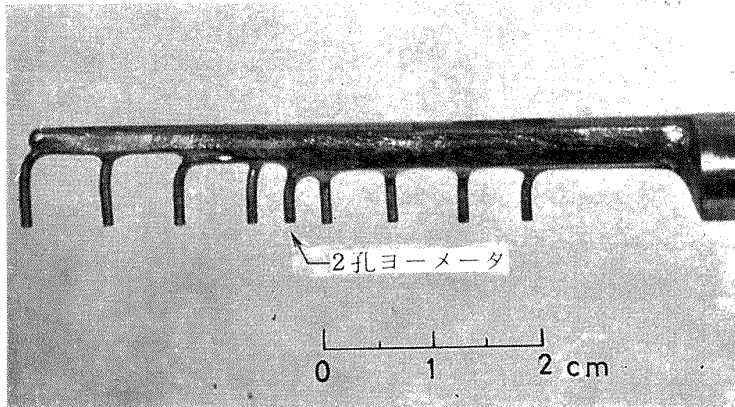
r: 比重量



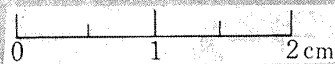
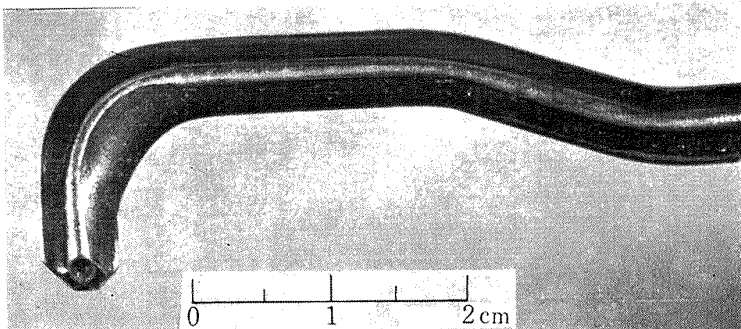
a) 温度計 (A)



b) 温度計 (B)



c) 8孔くし型ピトー管



d) アローヘッド型5孔ピトー管

図 11 センサ 主要部

$\alpha, \epsilon$  は次の近似式によって算出した。

$$\alpha = 0.5957 + 0.02736\beta + 0.3916\beta^2 - 0.3248\beta^3 + 0.4422\beta^4$$

$$\epsilon = 1 + K \frac{\Delta p}{p_0}$$

$$K = -0.199 - 0.235\beta + 0.344\beta^2 - 0.42\beta^3$$

$\beta$ : 開口比

$p_0$ : オリフィス前静圧

ノズル入口平均全圧 ( $\bar{p}_1$ )

スパン方向に面積で8等分した各環状通路の面積中心に配備された8孔のくし型全圧管によって、各スパン位置の全圧を計測し、算術平均して求めた。

$$\bar{p}_1 = \frac{1}{8} \sum_{r=1}^8 p_{1r} \quad (3)$$

ここで、 $p_{1r}$ : スパン位置  $r$  における全圧

ノズル出口平均全圧 ( $\bar{p}_2$ )

8点のスパン位置で各々ピッチ方向に図式積分し、それをスパン方向に算術平均した。

$$\bar{p}_2 = \frac{1}{8} \sum_{r=1}^8 \left\{ \frac{1}{s(r)} \int p_{2rs} ds \right\} \quad (4)$$

ここで、 $p_{2rs}$ : スパン位置  $r$ , ピッチ  $s$  における全圧

$s(r)$ : スパン位置  $r$  におけるピッチ長さ

$s$ : ピッチ方向長さ

動翼出口平均全圧 ( $\bar{p}_3$ )

スパン方向に面積で8等分割した各スパン位置を5孔ピトー管を用いてトラバースして計測し、これらの全圧を算術平均した。

$$\bar{p}_3 = \frac{1}{8} \sum_{r=1}^8 p_{3r} \quad (5)$$

ここで、 $p_{3r}$ : スパン位置  $r$  における全圧  
全圧膨脹比 ( $\pi$ )

$$\pi = \frac{\bar{p}_1}{\bar{p}_3} \quad (6)$$

タービン効率 ( $\eta$ )

タービン効率は動力計吸収動力を基に算出した。

$$\eta = \frac{\frac{2\pi N}{60} \cdot L}{T_1 \left\{ 1 - \left( \frac{1}{\pi} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} \right\} G \cdot C_p \cdot J} \quad (7)$$

ここで、 $N$ : 動力計回転数 (r.p.m.)

$L$ : トルク (kg·m)

$J$ : 熱の仕事当量

$G$ : 空気流量 (kg/sec)

$C_p$ : 定圧比熱

$\kappa$ : 比熱比

$T_1$ : 入口温度 (°K)

修正平均エンタルピ降下 ( $\Delta H/\theta$ )

$$\frac{\Delta H}{\theta} = \frac{2\pi N \cdot L}{60 \cdot J \cdot G} \theta \quad (8)$$

ここで、 $\theta = \frac{T_1}{288.2}$ ,  $\Delta H$ : 段間エンタルピ降下

修正回転数・流量パラメータ ( $G \cdot N/\delta$ )

修正回転数と修正流量の積で表わした。

$$\frac{GN}{\delta} = \frac{G\sqrt{\theta}}{\delta} \cdot \frac{N}{\sqrt{\theta}} \quad (9)$$

ここで、 $\delta = \frac{\bar{p}_1}{1.033}$

速度比 ( $U/C_{0T}$ )

$$U/C_{0T} = \frac{U}{\sqrt{2g \frac{\kappa}{\kappa-1} RT_1 \left\{ 1 - \left( \frac{1}{\pi} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} \right\}}} \quad (10)$$

ここで、 $U$ : 動翼平均半径における周速度

$R$ : ガス定数

ノズル全圧損失係数

$$Y_N = \frac{\bar{p}_1 - \bar{p}_2}{\bar{p}_1 - \bar{p}_{2s}} \quad (11)$$

ここで、 $\bar{p}_{2s}$  はノズル出口平均静圧

## 5. 試験結果および考察

### 5.1 全体性能

前述したように、本試験機は、本来二段軸流タービンとして設計したものであるため、一段当りの設計膨脹比が低く、本試験においては、第一段目を使用して設計膨脹比より高い膨脹比の広い範囲にわたり、その性能を明らかにすることが出来た。(図12)に全体性能図を示す。この図において縦軸は修正比出力、横軸は修正回転数・流量パラメータで、等効率線を点線で、等膨脹比線および修正回転数一定線を実線で示す。

図にみられる通り回転数 80%~110%の領域においては、高膨脹比でも高い効率を示している。

(図13)に速度比  $U/C_{0T}$  に対するタービン効率を示す。 $U/C_{0T}$  が 0.4~0.5 では、殆んどタービン効率は変化せず、この領域は(図12)における高効率領域に対応する。

### 5.2 内部流動

スパン方向の空気流量比分布を(図14)に示す。

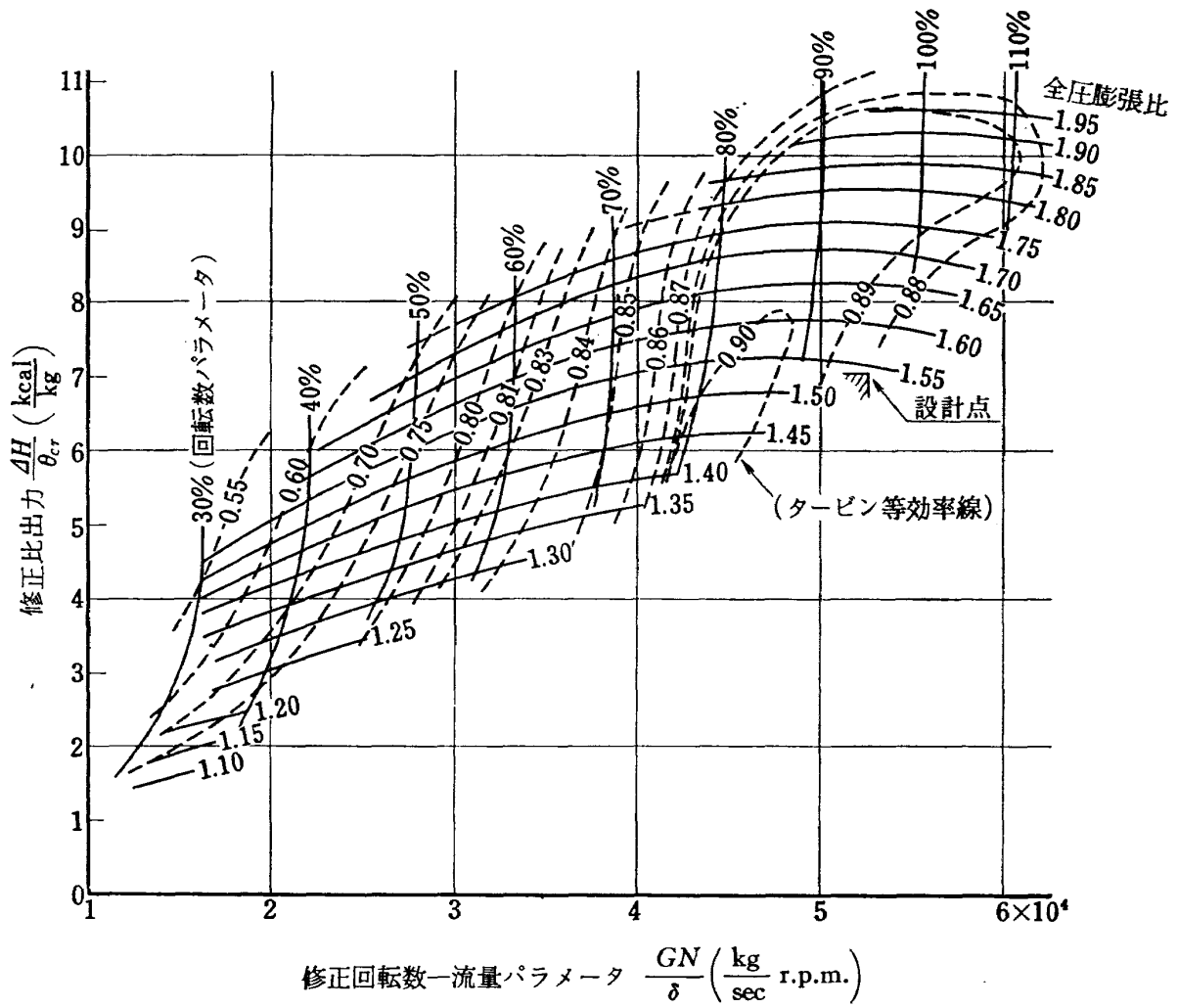


図 12 全体性能図

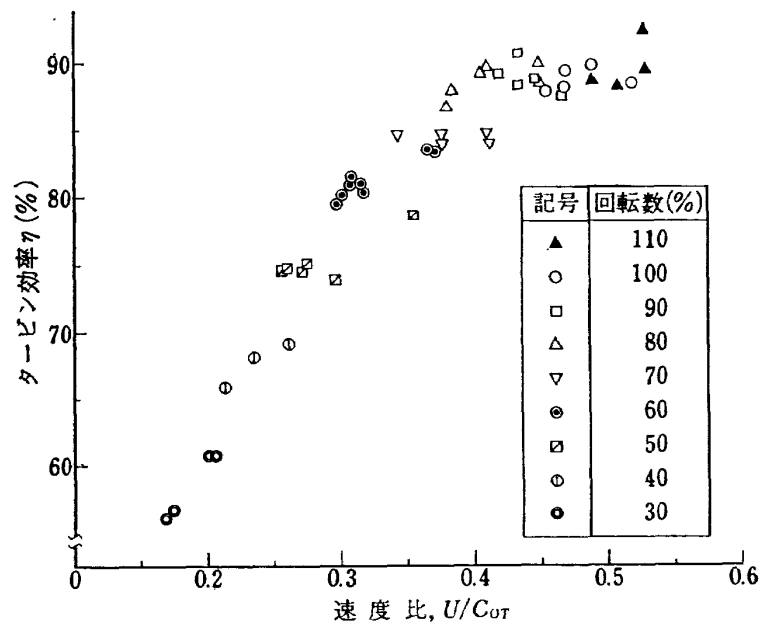


図 13 速度比—効率

回 転 数 110%		
記号	実験番号	膨張比 空気流量
○	11011	1.84 14.0kg/sec
△	11021	1.94 15.1
□	11031	2.06 16.4

回 転 数 100%		
記号	実験番号	膨張比 空気流量
○	10011	1.81 13.9kg/sec
△	10021	1.70 12.6
□	10031	1.91 15.2
◇	10041	2.01 16.5

回 転 数 90%		
記号	実験番号	膨張比 空気流量
○	9011	1.69 12.9kg/sec
△	9021	1.77 13.9
□	9031	1.85 15.1
◇	9041	1.93 16.5

回 転 数 80%		
記号	実験番号	膨張比 空気流量
○	8011	1.55 11.2kg/sec
△	8021	1.71 13.6
□	8031	1.37 9.2
◇	8041	1.85 15.9

記 号 一 覧 表

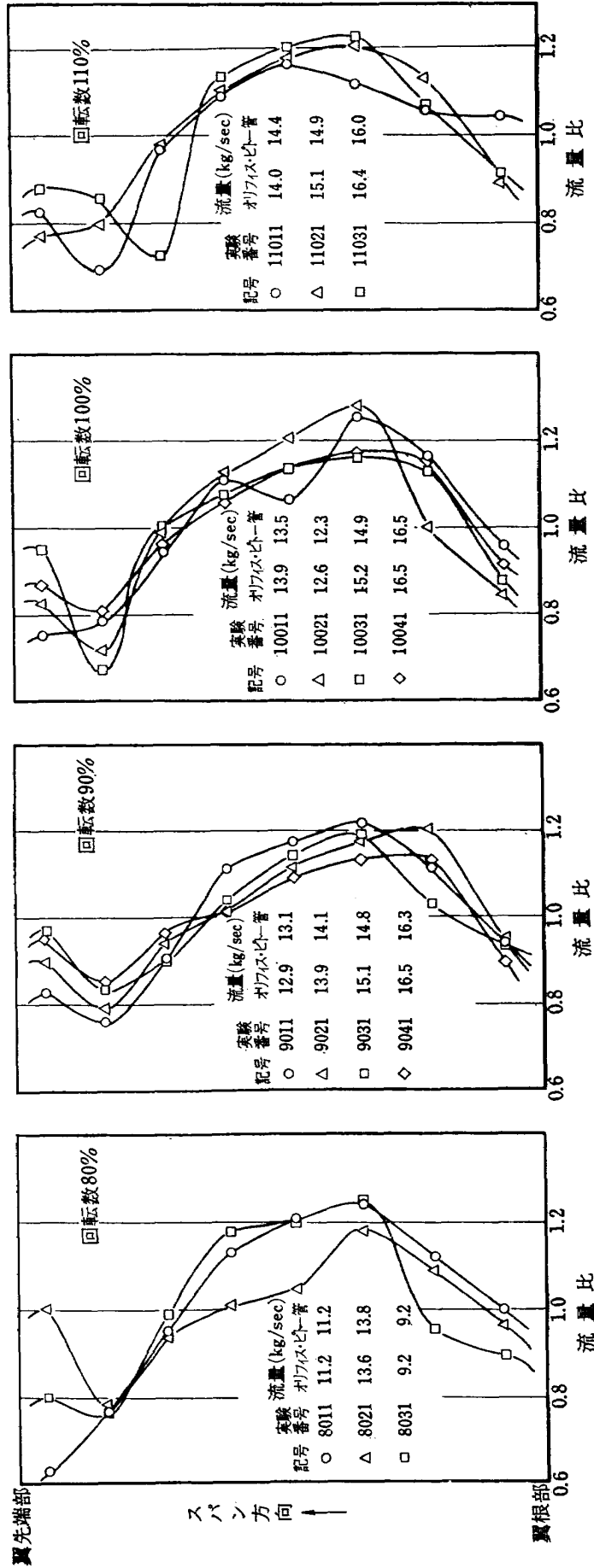


図 14 スパン方向流量比分布 (動翼出口)

この値は、タービン出口（動翼出口）断面における5孔ピトー管トラバースの計測結果を基に算出したもので、単位面積あたりの空気重量流量の、全通路断面平均値に対する各スパン位置における値の比である。

スパン方向に図式積分した結果と、オリフィスによる計測結果とは、±3%以内でよく一致している。翼根部および翼先端部においては、壁面の影響を受けて

おり、代表スパンから先端部にかけての流量の減少は、ケーシング外径のフレアーの影響と考えられる。

タービン出口全圧、全温度降下分布を基に算出したエンタルピ降下およびタービン効率の、スパン方向分布を、(図 15(a))~(図 15(d)) に示す。横軸は、それぞれのスパン方向平均に対する比である。なお、タービン入口においては、前述したように全圧および全温度は、スパン方向にほぼ均一である。

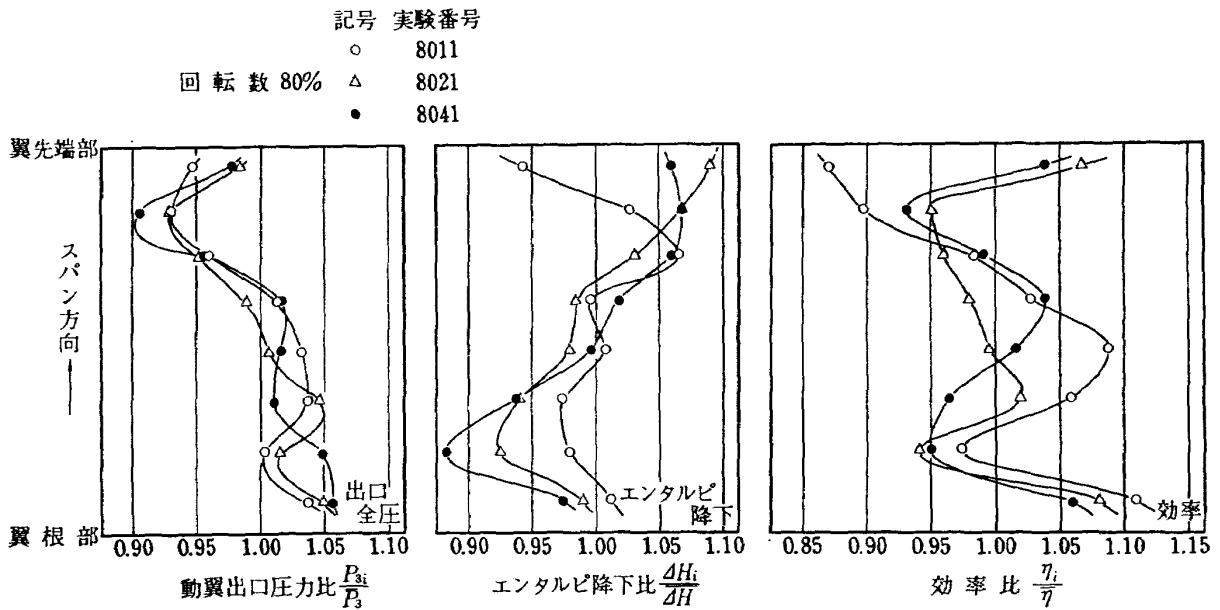


図 15 (a) 動翼出口圧, エンタルピ降下, 効率分布

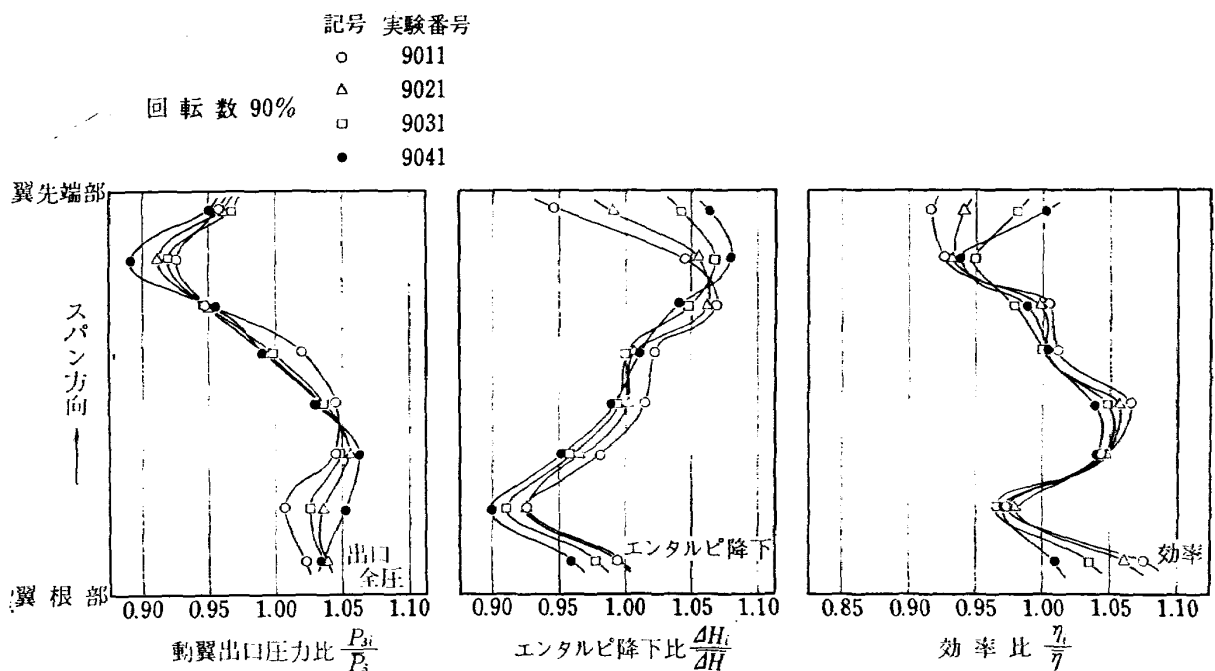


図 15 (b) 動翼出口圧, エンタルピ降下, 効率分布

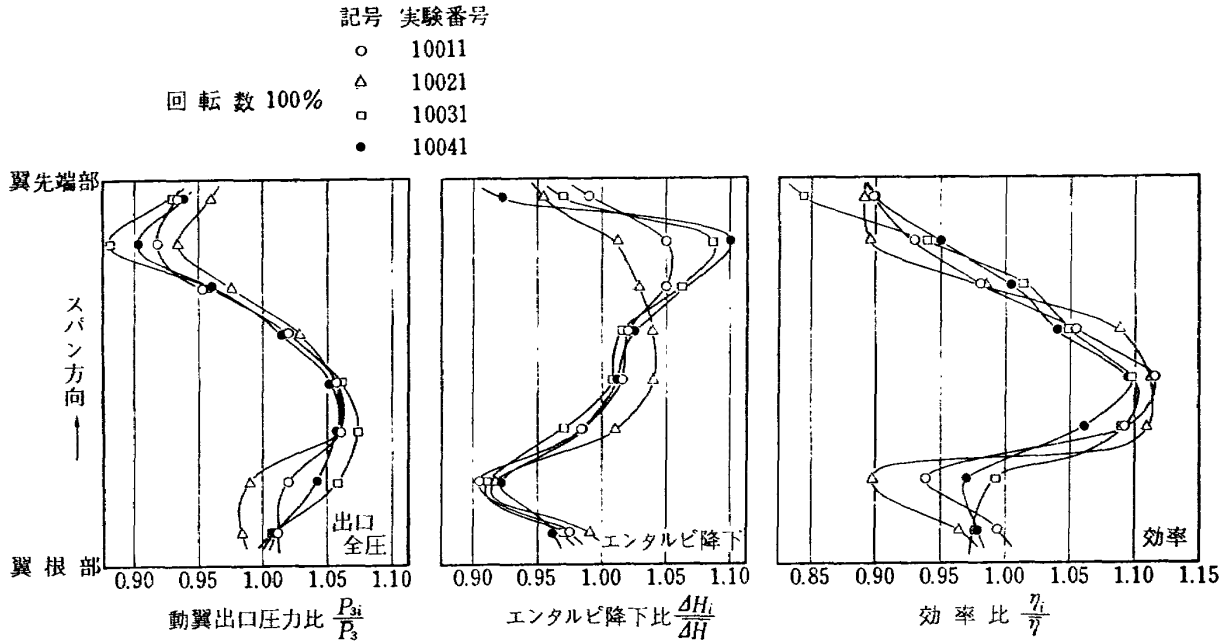


図 15 (c) 動翼出口圧, エンタルピ降下, 効率分布

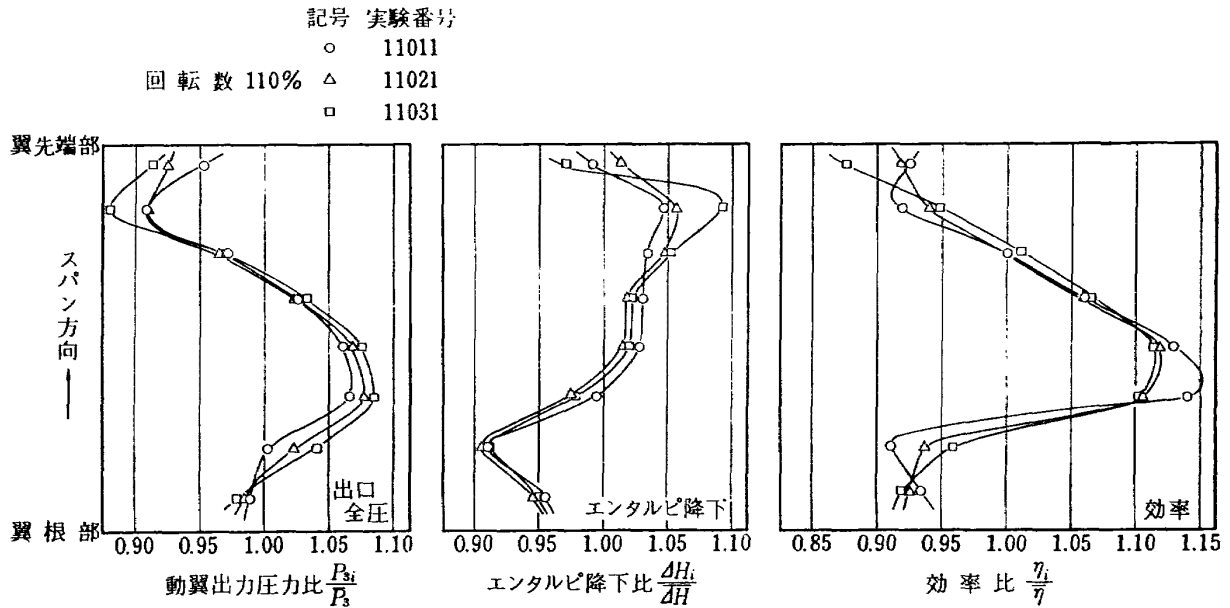


図 15 (d) 動翼出口圧, エンタルピ降下, 効率分布

翼根部および翼先端部においては、効率の低下が著しく、翼先端部から平均半径にかけては、膨脹比、エンタルピ降下共に大きいですが、効率としては、相対的に低い。最も効率のよい領域は、膨脹比の比較的低い平均半径と翼根部との間の領域である。

タービンノズル内での圧力損失を、断熱変化の式からエネルギー量に換算し、この圧力損失を全てエネルギー損失と仮定すれば、タービンノズル全圧損失に基づく

タービン効率の低下分を算出することができる。この方法により、断熱効率の低下部分を、ノズルに起因するものと、動翼に起因するものに分割して計算した例を、(図 16) に示す。図にみられるように、ノズルに比べて、動翼による効率の低下が大きな比重をしめている。さらに、ノズルでの圧力損失のかなりの部分が、熱エネルギーとして作動流体に保存されているものと考え、ノズルに起因する断熱効率の低下分は、

実際には、もっと小さな比率と考えてよい。

5.3 翼素性能

5.3.1 ノズル

ノズル出口断面における全圧分布を (図 17(a))~(図 17(c)) に示す。これは、ノズル1ピッチのセクタを 80 面積等分し、その格子点の計測値を基にした全圧の等圧線を結んだ図で、内外壁近傍は外そう値である。

第一報の円環タービンノズル試験と比較して回転試験で異った点は、圧力分布パターンが動翼回転数増加と共に回転方向にややずれていることである。回転数 100%、平均流出マッハ数 0.92 においては、翼先端部におけるウェークの動翼回転方向へのずれは約 1/4 ピッチである。

主流のノズルからの流出マッハ数および流出角のスペン方向分布を (図 18) に示す。

第一報の環状ノズル試験結果と比較して、ノズル流出マッハ数が同一の場合、先端部での流出角が大きくなっている。これは (図 17) における全圧分布のパターンのずれとよく一致する。

(図 19) に、ノズル全圧損失係数のスペン方向分布を示す。この結果は、第一報の円環タービンノズル試験と比べて動翼による影響はみられない。

5.3.2 動翼

ノズル出口および動翼出口断面において、5孔ピトー管トラバース計測を行なった結果に基づき、動翼に対する絶対マッハ数、相対マッハ数、流入、流出角度等の解析を行なった。80%以上の回転数におけるこれらの解析結果を (図 20)~(図 22) に示す。90%以上の試験範囲では、動翼相対流入角が全スペン領域にわたり設計流入角に対して  $\pm 7^\circ$  の範囲におさまっており、タービン効率のよい一因と考えられる。

タービン動翼部のフレアーなどの影響により、動翼出口において翼根部から翼先端部に向ってのスペン方向流れが生じている。

動翼からの流出角は、 $\cos^{-1}(o/s)$  からずれて転向角が大きくなっており、特に翼先端部、翼根部においてこの傾向は著しい。これは動翼内の二次流れの影響と、圧力損失に基づくスロート面積の減少、スロート位置の移動に起因するものと考えられ、(図 15) にみられるように、翼先端部および翼根部におけるエンタルピー降下の増加、全圧損失の増加、効率の低下などと定性的によく一致している。代表スペン近傍における流出角のずれは比較的小さく、ほぼ  $\cos^{-1}(o/s)$  に近い。この領域では、圧力損失も小さく、また流量配分が大きいために、タービン全体としてみた場合、かなり高いタービン効率を示している。

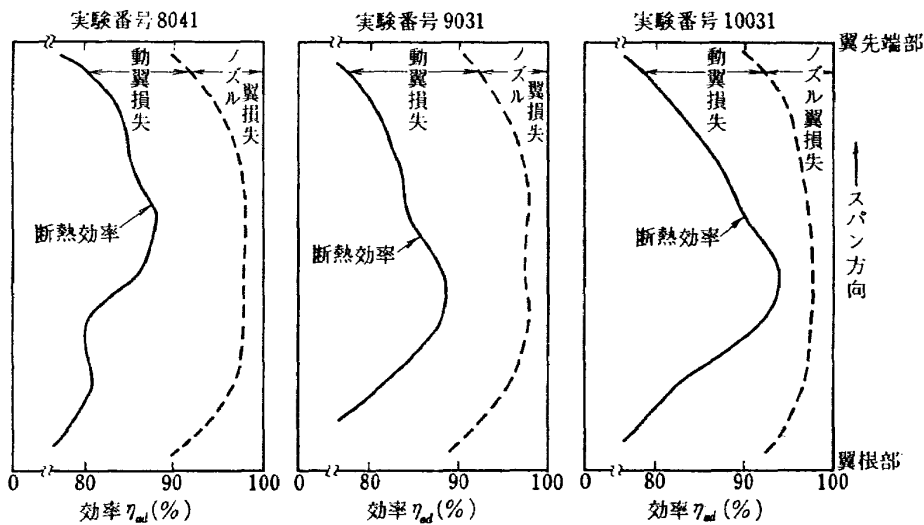


図 16 断熱効率分布



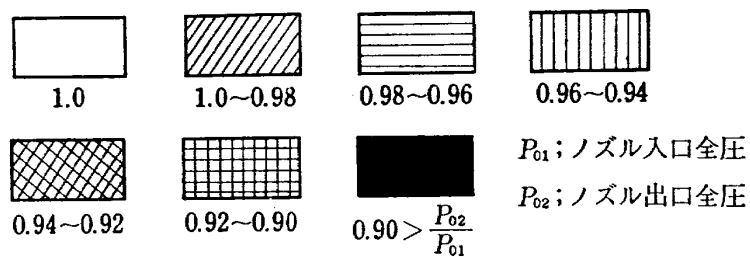


図 17 ノズル出口全圧分布・記号

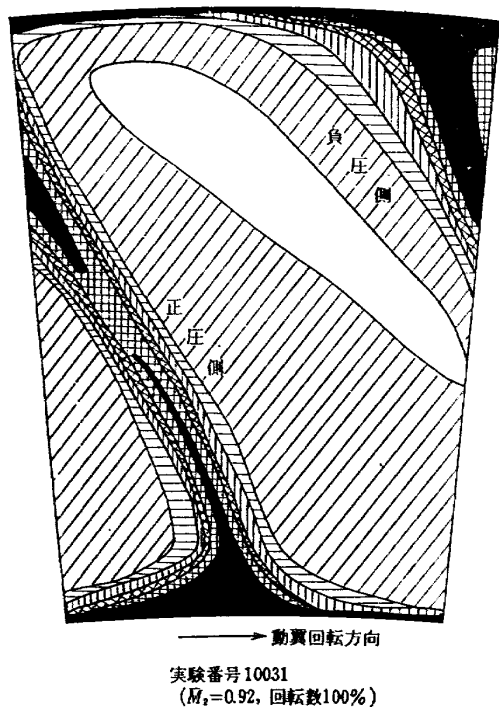


図 17 (a) ノズル出口全圧分布

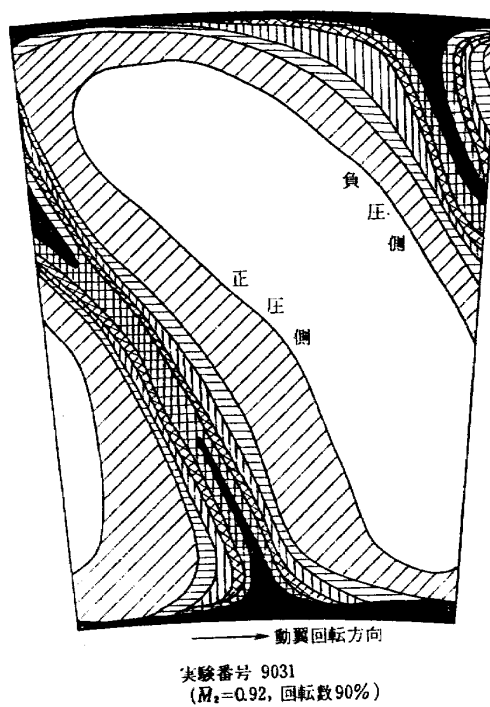


図 17 (b) ノズル出口全圧分布

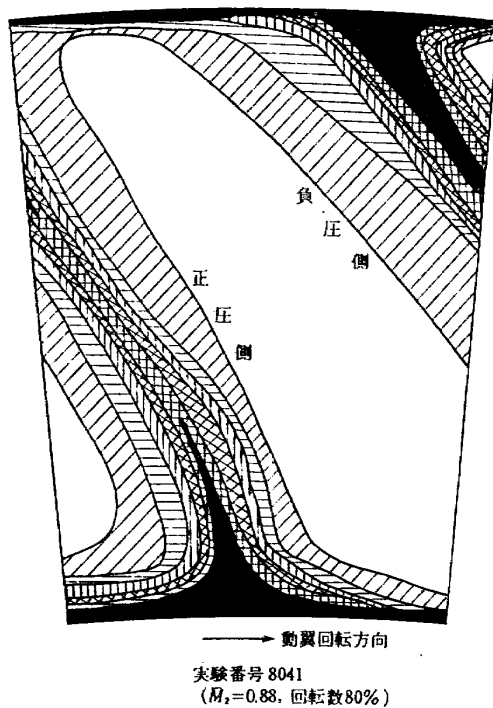


図 17 (c) ノズル出口全圧分布

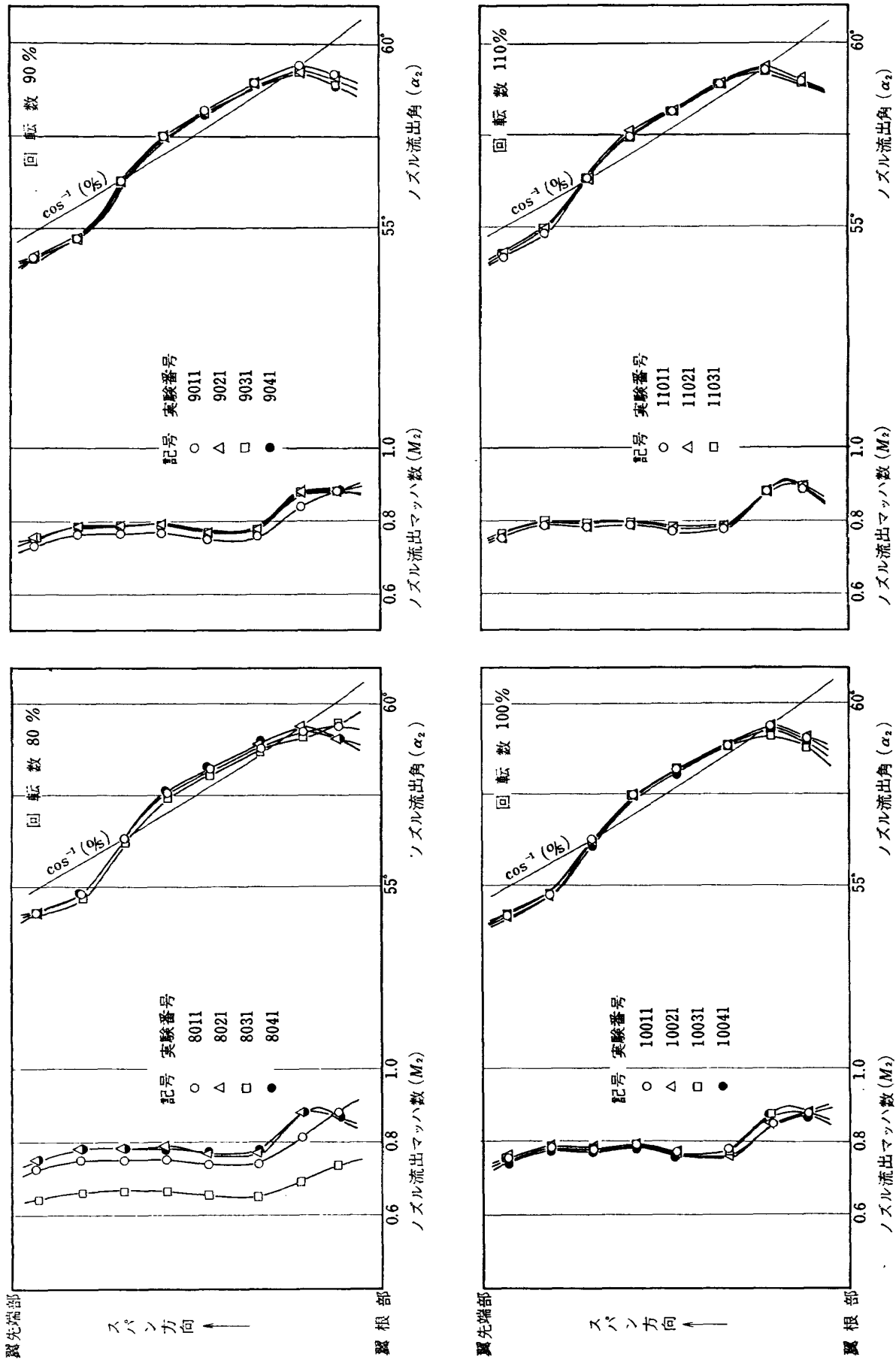


図 18 ノズル流出マッハ数および流出角

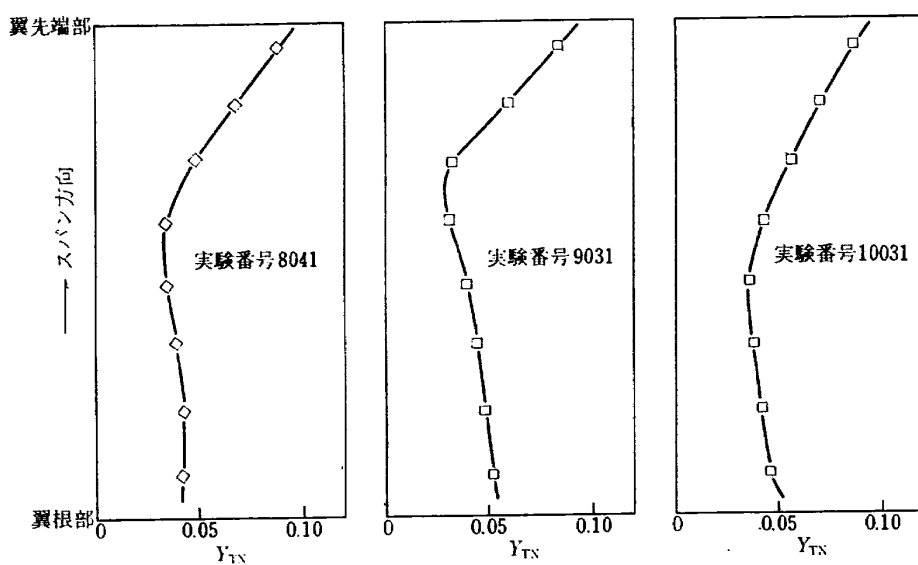


図 19 ノズル全圧損失係数

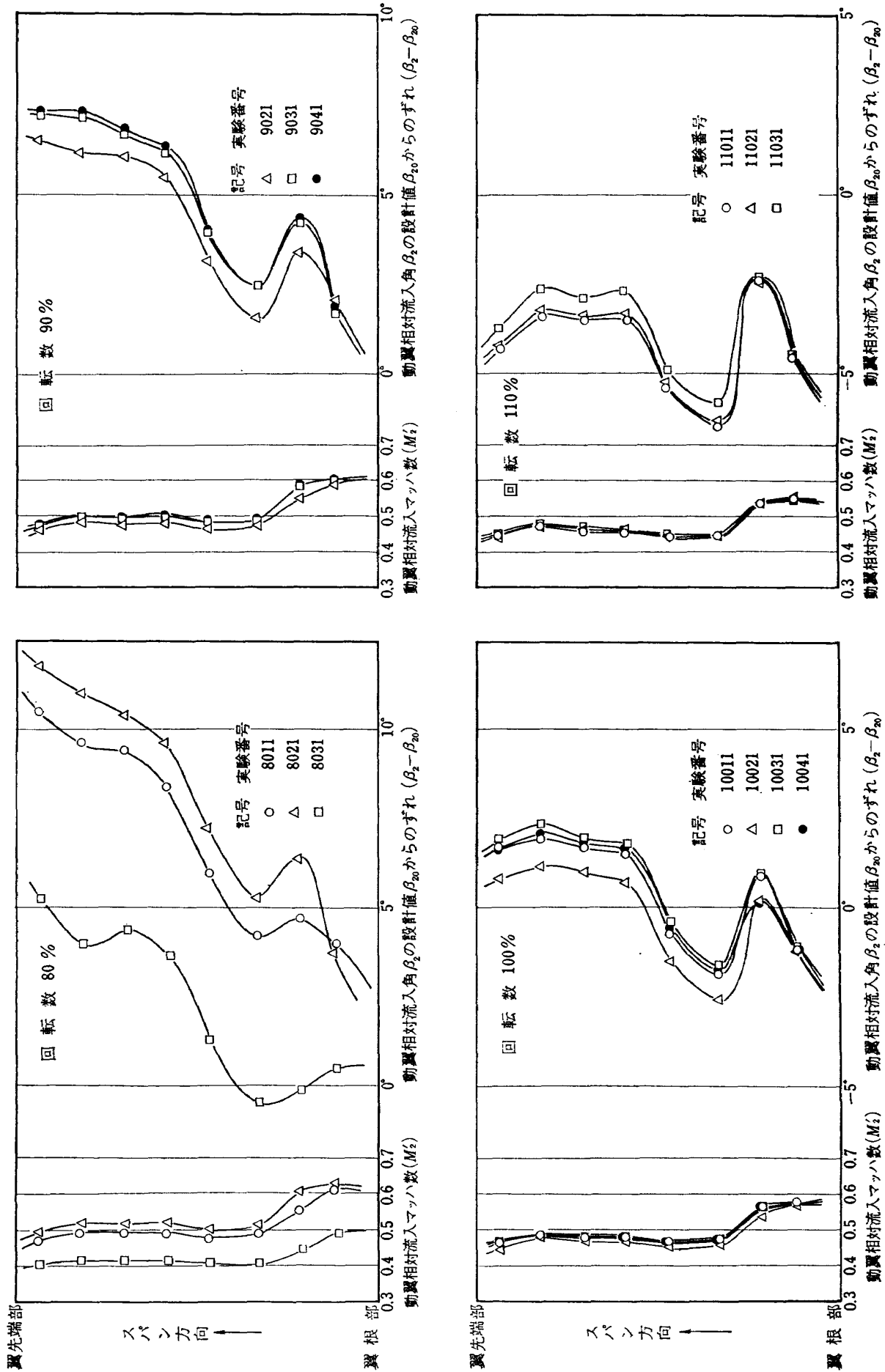


図 20 動翼流入状態

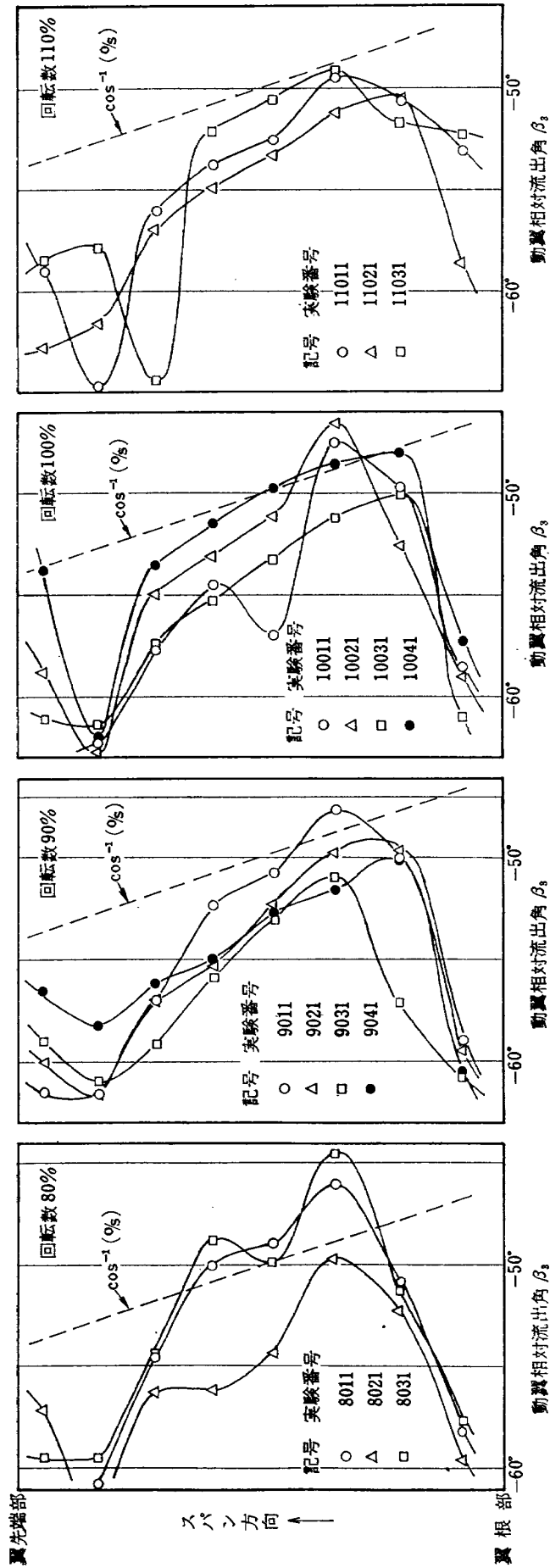


図 21 動翼相対流出角  $\beta_3$



6. む す び

T-6 翼型を基本とした軸流タービンの全体性能および内部流動の実験的解析を行ない、また先に行なったタービンノズル円環翼列試験との比較を行なった。その結果、次のような結論を得た。

1) 全体性能; 設計膨脹比に較べてかなり高い膨脹比まで、よい効率を示している。使用した T-6 翼型は、比較的前縁半径が大きく、したがって動翼相対流入角のかなり大きな変化に対しても翼素性能の変化が少なく、したがって高効率領域も比較的広く、 $U/C_{0T}$  で 0.4~0.5 にわたっている。

2) 内部流動; ピトー管および熱電対温度計のトラバース計測により、膨脹比、エンタルピ降下、効率のスパン方向分布等を明らかにすることが出来た。これらの解析結果から、スパン位置によって、流れの状態がかなり異なること、翼先端部、翼根部での効率の低下が著しいこと、エンタルピ降下の最も大きい点と、効率の最も高い点とは一致しないこと、エンタルピ降下の増大は、動翼における転向角の増加に起因するところが大きいこと、動翼による損失のタービン効率におよぼす影響が支配的であることなどが明らかとなった。

3) 翼素性能; タービンノズルの全圧損失は、動翼の有無にはあまり影響を受けず、流出角は、高回転数において、動翼回転方向に引かれる傾向にある。動翼の偏差角は、圧力損失の増大と共に大きくなり、また転向角の増加と共にエンタルピ降下も増大する。

あとがき

この実験を行なうにあたって、松木原動機部長、近藤熱伝達研究室長に有益な助言をいただいた。また空気源関係者のご協力を得た。

(附) 部分負荷特性の計算

本試験においては、低膨脹比領域での計測精度が十分でないため、この領域での部分負荷性能の計算を代表半径における翼素性能を基におこなった。翼列性能は、ノズル、動翼について全圧損失係数および流出角を流出マッハ数の関数として与えた。

1) 全圧損失係数

全圧損失係数  $Y$  は、次式によって定義した。

$$Y = \frac{P_{in} - P_{out}}{P_{in} - p_{out}} \quad (附1)$$

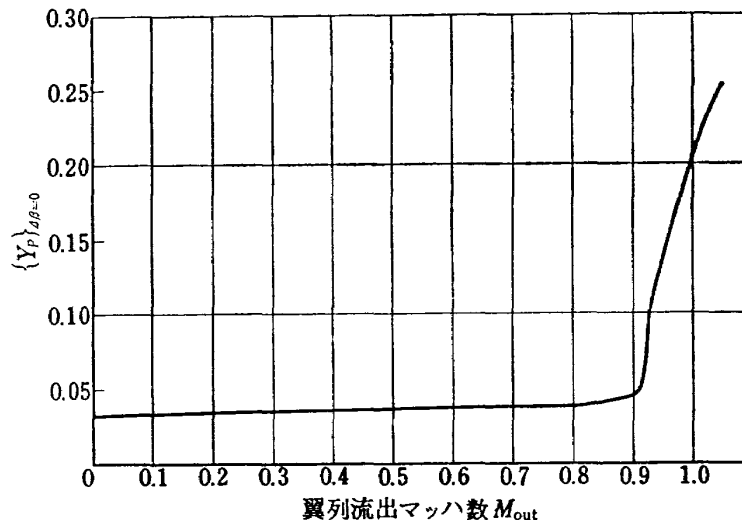
ここで、 $P_{in}$ ,  $P_{out}$ ,  $p_{out}$  は、それぞれ翼列入口全圧、出口全圧、出口静圧である。ノズルの全圧損失係数  $Y_N$  は、プロフィール損失  $Y_{PN}$ 、二次流れ損失  $Y_{SN}$  に分けられる。

$$Y_N = Y_{PN} + Y_{SN} \quad (附2)$$

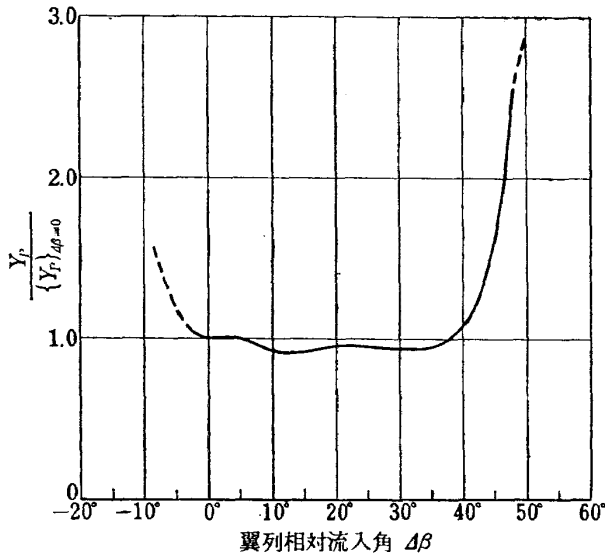
$Y_{PN}$  は、第一報環状翼列試験<sup>1)</sup>の結果を使用した。 $Y_{SN}$  は、Ainley<sup>4)</sup>の方法によって、翼型形状から算出した。

動翼の全圧損失係数  $Y_R$  は、プロフィール損失  $Y_{PR}$ 、二次流れ損失  $Y_{SR}$  および、翼先端隙間損失  $Y_{KR}$  に分けられる。

$$Y_R = Y_{PR} + Y_{SR} + Y_{KR} \quad (附3)$$



附図 1 翼プロフィール損失



附図 2 翼プロフィール損失

$Y_{PR}$  は、二次元翼列試験結果<sup>9)</sup>を用いて翼列相対流入角および流出マッハ数の関数として表示した。また、 $Y_{SR}$  および  $Y_{KR}$  は、Ainley の方法により算出した。

2) 流出角

翼列からの流出角は、翼列形状から定まる  $\cos^{-1}(o/s)$  からの偏差角 (Deviation Angle) を、流出マッハ数の関数として与えて計算に使用した。偏差角は、

ノズルについては、第一報環状翼列試験の結果に基づき、また動翼については、Ainley の方法によって計算した。計算に使用した翼素性能を (附図 1)、(附図 2) に示す。

3) 流出マッハ数

翼列からの流出マッハ数  $M_{out}$  は、翼列出口状態における流量パラメータ、 $G\sqrt{T}/(P \cdot A \cdot \cos \alpha)$  から、次式によって算出される。

$$\frac{G\sqrt{T}}{P \cdot A \cdot \cos \alpha} = \frac{M_{out}}{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{out}^2\right)^{(\kappa + 1)/2(\kappa - 1)}} \sqrt{\frac{g\kappa}{R}}$$

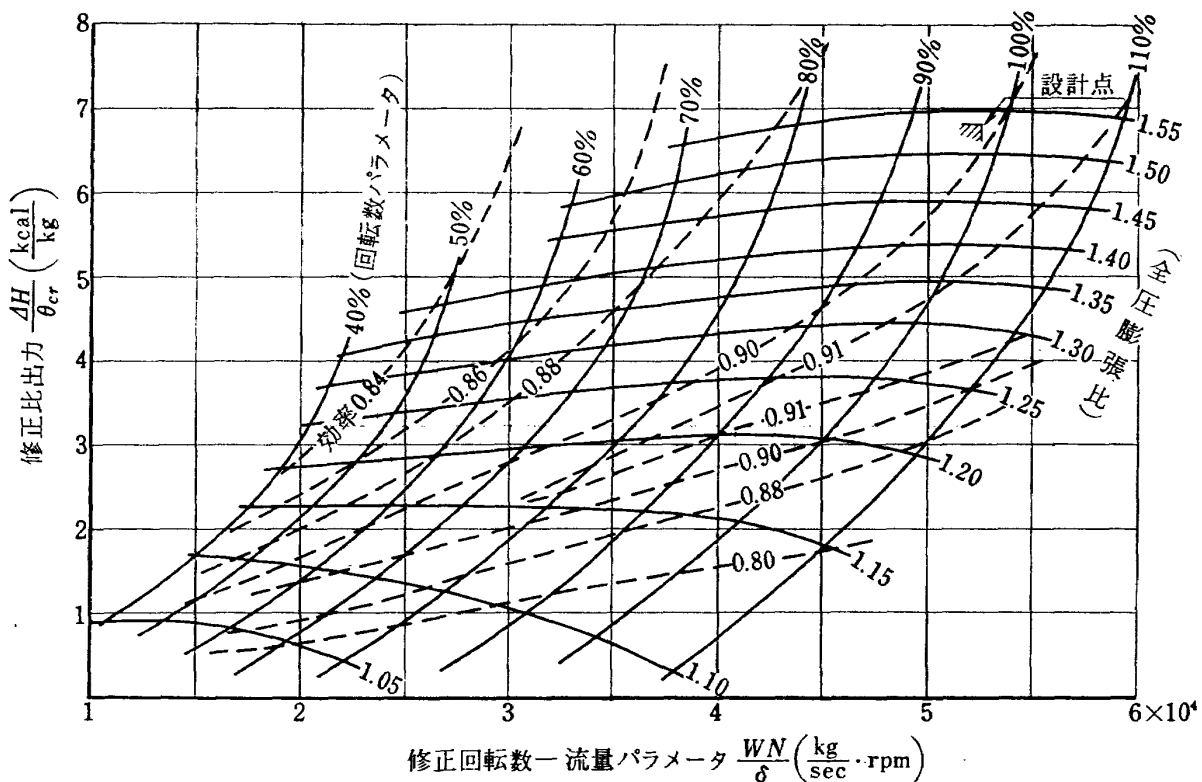
(附 4)

ここに、 $G$ 、 $T$ 、 $P$  は、それぞれ翼列出口における流体の重量流量、全温度、全圧力、 $A$  は、翼列スロート面積、 $\alpha$  は、翼列後の流れの軸方向からの角度、 $\kappa$ 、 $R$ 、 $g$  は、それぞれ流体の比熱比、ガス定数および重力の加速度である。(附 1) 式の定義から、翼列出口全圧  $P_{out}$  は、(附 5) 式によって求まる。

$$\frac{P_{out}}{P_{in}} = 1 - \frac{Y \left\{ 1 - \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{out}^2 \right)^{-\kappa/(\kappa - 1)} \right\}}{1 - Y \left\{ 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{out}^2 \right\}^{-\kappa/(\kappa - 1)}}$$

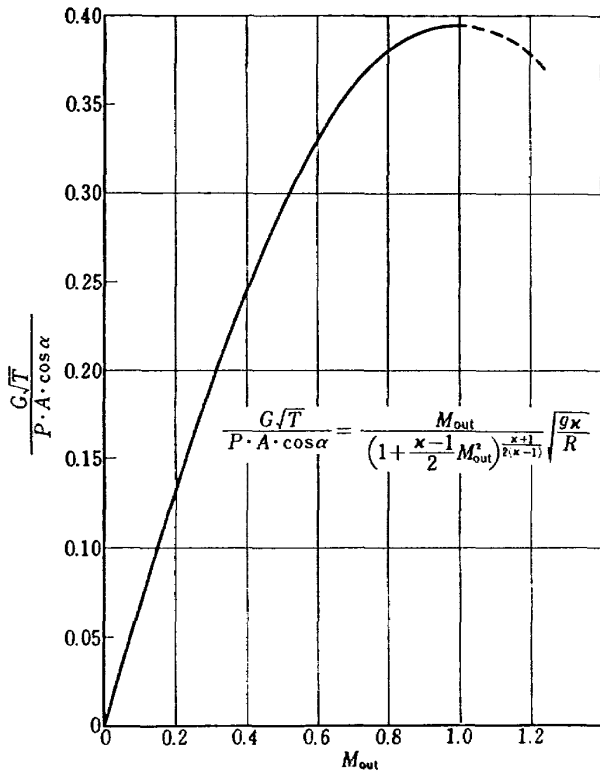
(附 5)

初期条件として、全圧損失零の場合から出発して、



附図 3 部分負荷特性 (計算値)





附図 4 流量パラメータ—流出マッハ数 ( $\kappa=1.40$ )

(附1)式～(附5)式を繰り返し計算を行なうことにより、ノズル出口状態が決定される。この結果と、動翼回転数とから、ノズル翼列と同様の方法によって、動翼翼列出口状態が決定され、これらの結果から、部分負荷特性の計算を行なった。

低膨脹比における部分負荷特性の計算結果を(附図3)に示す。

チョーク流量の近くでは、一般にマッハ数に対する翼素性能の変化が著しく、また(附図4)に示すように流量パラメータの変化に対する流出マッハ数の変化が大きいため、前述した繰り返し計算による流出マッハ数の計算は、精度および収束が十分でない。このため、高膨脹比での性能計算は除外した。

この計算では、流れの境界層によるスロート位置のずれ、スロート面積の変化を考慮してないが、高膨脹比の領域では十分考慮する必要がある。

### 文 献

- 1) 鳥崎, 能瀬, 森田; 高速軸流タービンの研究 (I), 航技研報告 TR-69 (1964)
- 2) 航空技術研究所原動機部; 航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素試験設備, 航技研報告 TR-24 (1962)
- 3) M. Yamanouchi; Three-Dimensional Considerations of Flow Through Turbine, Report of Transportation Technical Research Institute No. 3 (1952)
- 4) D.G. Ainley and G.C.R. Mathieson; A Method of Performance Estimation for Axial Flow Turbines, R & M. No. 2974 (1957)
- 5) B.A. Bridle, B.Sc., D.I.C.; Some High-Speed Tests on Turbine Cascades, A.R.C., R & M No. 2697 (1949)

TR-265	ガスタービン用流体温度検出器 Fluidic Turbine Inlet Gas Temperature Sensor	1972年1月	西尾健二, 遠藤征紀 遠藤篤和
TR-266	鈍い頭部を有するロケット胴体の空力特性に 関する二, 三の考察 Some Consideration on the Aerodynamic Characteristics for a Body of Rocket with Blunt Nose	1972年1月	河本 巖
TR-267	フロント・ファンの研究 Aerodynamic Design and Test Result of Front Fans	1972年1月	藤井昭一, 西脇英夫 五味光男, 菅原 昇 武田克巳
TR-268T	Aerodynamic Design and Test Results of Front Fans	Jan. 1972	Shoichi Fujii, Hideo Nishiwaki, Mituo Gomi
TR-269T	Approximation of Linear Operator Semi- groups	Feb. 1972	Tadayasu Takahashi
TR-270	円筒殻の座屈実験 The Experiments on the Buckling of Circu- lar Cylindrical Shells	1972年2月	戸田 勲, 日下和夫
TR-271	並列結合はりの振動 On the Vibration of Three-Parallel-Beams	1972年2月	林 洋一, 築地恒夫
TR-272	遷音速軸流タービンの研究 (第一報) —タービンノズル円環翼列の実験— An Investigation of a Transonic Axial-Flow Turbine (I) —A Cold Air Test of the Annular Turbine Nozzle Cascade—	1972年2月	鳥崎忠雄, 森田光男 関根静雄, 能瀬弘幸 井上重雄

---

## 航空宇宙技術研究所報告273号

昭和47年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)☎182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---