

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-69

高速軸流タービンの研究 (I)

——タービンノズル円環翼列の研究——

鳥崎忠雄・能瀬弘幸・森田光男

1964 年 7 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|--------|--|--------------|--|
| TR-36 | 衝撃波風洞による表面熱伝達の実験
Studies of Surface Heat Transfer Using
a Hypersonic Shock Tunnel | 1963 年 1 月 | 和田 勇, 松崎利一 |
| TR-37T | Studies of the Flow in a Low Pressure
Hypersonic Shock Tunnel Using an
Electron-Densitometer | January 1963 | Isamu WADA |
| TR-38 | 鋳鉄のような脆性材料からなる円板の
回転強度
Strength of Rotating Discs of Brittle
Material like Cast Iron | 1963 年 2 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-39 | 高負荷燃焼器の研究 (第 I 報)
—その性能におよぼす各種因子の
影響の定性的考察—
A Study of High Intensity Combustor (I)
—Its Qualitative Analysis— | 1963 年 2 月 | 大塚貞吉, 鈴木邦男 |
| TR-40 | 胴体内圧繰返し荷重試験装置について
Repeated Load Testing Facility for Full-
Scale Aircraft Fuselage Structures | 1963 年 2 月 | 竹内和之, 川島矩郎
野原利雄 |
| TR-41 | 輻射熱量計の較正
Calibration of Radiometer | 1963 年 2 月 | 竹中幸彦, 江川幸一
小川鉦一 |
| TR-42 | 非定常境界層の相似解とその安定
A Similar Solution of Unsteady Laminar
Boundary Layer and Its Stability
Characteristics | 1963 年 7 月 | 小橋安次郎, 恩地 瑛 |
| TR-43 | 超音速における操縦面の効きについて
On the Effectiveness of Control Surfaces
in Supersonic Flow | 1963 年 2 月 | 河崎俊夫 |
| TR-44 | 高速翼列の実験について
(流入角の大きい減速翼列の予備実験)
Some Notes about the Effect of Tunnel
Configuration and Testing Technique on
Compressor Cascade Performance | 1963 年 2 月 | 近藤 博, 義田光弘
坂口 一, 山崎紀雄 |
| TR-45 | 固有問題 $(\sum \lambda^k A_k)x=0$ の数値解法
A Numerical Method for the Eigenvalue
Problem $(\sum \lambda^k A_k)x=0$ | 1963 年 4 月 | 戸川隼人 |
| TR-46 | 翼の固有振動数に関する一解析法
On the Vibration Analysis of Aircraft
Wings | 1963 年 6 月 | 川井忠彦, 泉日出夫
戸川隼人, 林 洋一 |
| TR-47 | 鋳鉄円板の回転破壊におけるコリオリの
力の影響
Influence of Coriolis' Force on the Burst
of Rotating Disc of Cast Iron | 1963 年 8 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-48 | 曲面に沿う境界層
Effects of Surface Curvature on Laminar
Boundary-Layer Flow | 1963 年 8 月 | 林 二 識 |
| TR-49 | 高速軸流圧縮機の研究 (III)
An Investigation of High Speed Axial
Flow Compressor (III) | 1963 年 9 月 | 松木正勝, 宮地敏雄
大山耕一, 吉田 晃
西脇英夫, 岩部柱相 |
| TR-50 | 境界収縮法による偏微分方程式の境界値問
題の数値解法
Numerical Method for Boundary Value
Problems of Partial Differential Equa-
tions by Boundary Contraction | 1963 年 9 月 | 樋口一雄, 能美 力 |
| TR-51 | 人間の静的不安定系の制御能力
Human Control Ability of the
Statically Unstable System | 1963 年 9 月 | 武田 峻 |
| TR-52 | 粒状加熱器の熱特性
Thermal Characteristics of
a Pabble-Bed Heater | 1963 年 9 月 | 林 二 識 |
| TR-53 | 円管流の非定常熱伝達 (第 I 報)
—壁温が時間と流向距離のみによる場合—
Thermal Characteristics of the Unsteady
Flow through a Circular Pipe whose
Temperature depends on Time and Flow-
Directional Distance only | 1963 年 10 月 | 林 二 識 |
| TR-54 | 偏微分方程式の混合境界値問題
の差分法による数値解法
Difference Method for the Mixed
Boundary Value Problems | 1963 年 10 月 | 三好 甫 |
| TR-55 | ボスをもった車盤の回転強度
Rotating Strength of Rotor which has a Boss | 1963 年 11 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |

高速軸流タービンの研究* (第I報)

——(タービンノズル円環翼列の研究)——

鳥崎忠雄**・能瀬弘幸**・森田光男**

An Investigation of the High Speed Axial Flow Turbine (I)

——An Investigation of the Annular Turbine-nozzle Cascade

By Tadao TORISAKI, Hiroyuki NOSE and Mitsuo MORITA

This report presents the results of detailed traverses made in the flow past a three-dimensional turbine nozzle cascade. The basic blade profile used in this cascade is the “T-6” profile. The experiment was conducted by varying the nozzle exit Mach number from 0.4 to 1.1. The relatively poor performance discovered in the transonic flow range is mainly due to the separation of the flow from the suction surface of blades.

まえがき

軸流タービンの空力的設計には、普通二次元翼列の試験結果をもとにするが、翼先端部や翼付根部の近くでは、環状通路の内外壁の影響などによって、流れは二次元翼列実験の結果とは異なってくる。

この報告では、次の三点について軸流タービンノズルの円環翼列試験機によって得た試験結果を述べる。

- (1) ノズル出口断面における全圧分布
- (2) 全圧損失係数の、翼高さ方向および流出マッハ数による影響
- (3) 流出角の、翼高さ方向および流出マッハ数による影響

試験には、“T6”翼型を基本にした翼列を用いた。流出マッハ数の試験範囲は、平均半径における主流マッハ数が約 0.4 から約 1.1 までの範囲である。

1. 円環翼列試験装置

試験に使用した円環翼列試験装置は、当所原動機部のターボジェットエンジン要素試験設備⁽¹⁾の

* 昭和 39 年 4 月 17 日受付

** 原動機部

中の、タービン試験設備を一部改造したものである。すなわち、試験用軸流二段空気タービンとして設計された試験機の、一段および二段動翼、ならびに二段ノズルを取り除き、一段ノズル後の内径に補助導流管を取り付けて環状通路とした。

(図 1) に円環翼列試験装置外観を、(図 2) に試験機断面および主要寸法を示す。

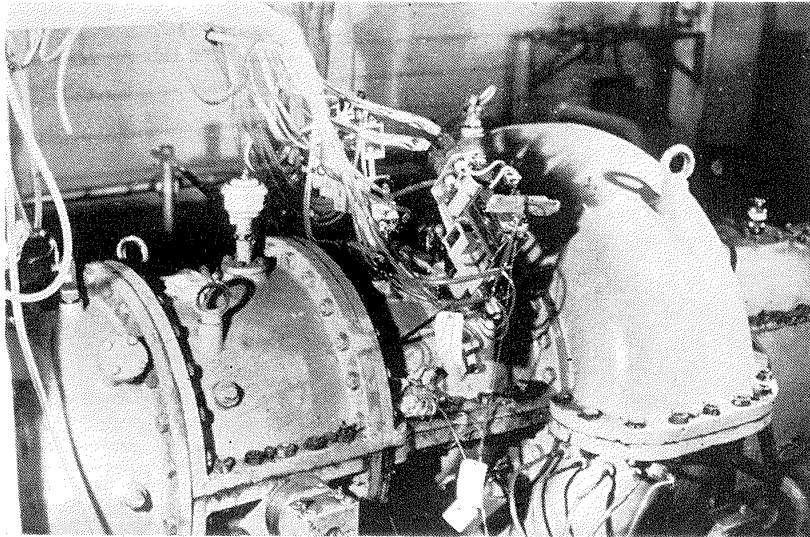


図 1 円環翼列試験装置外観

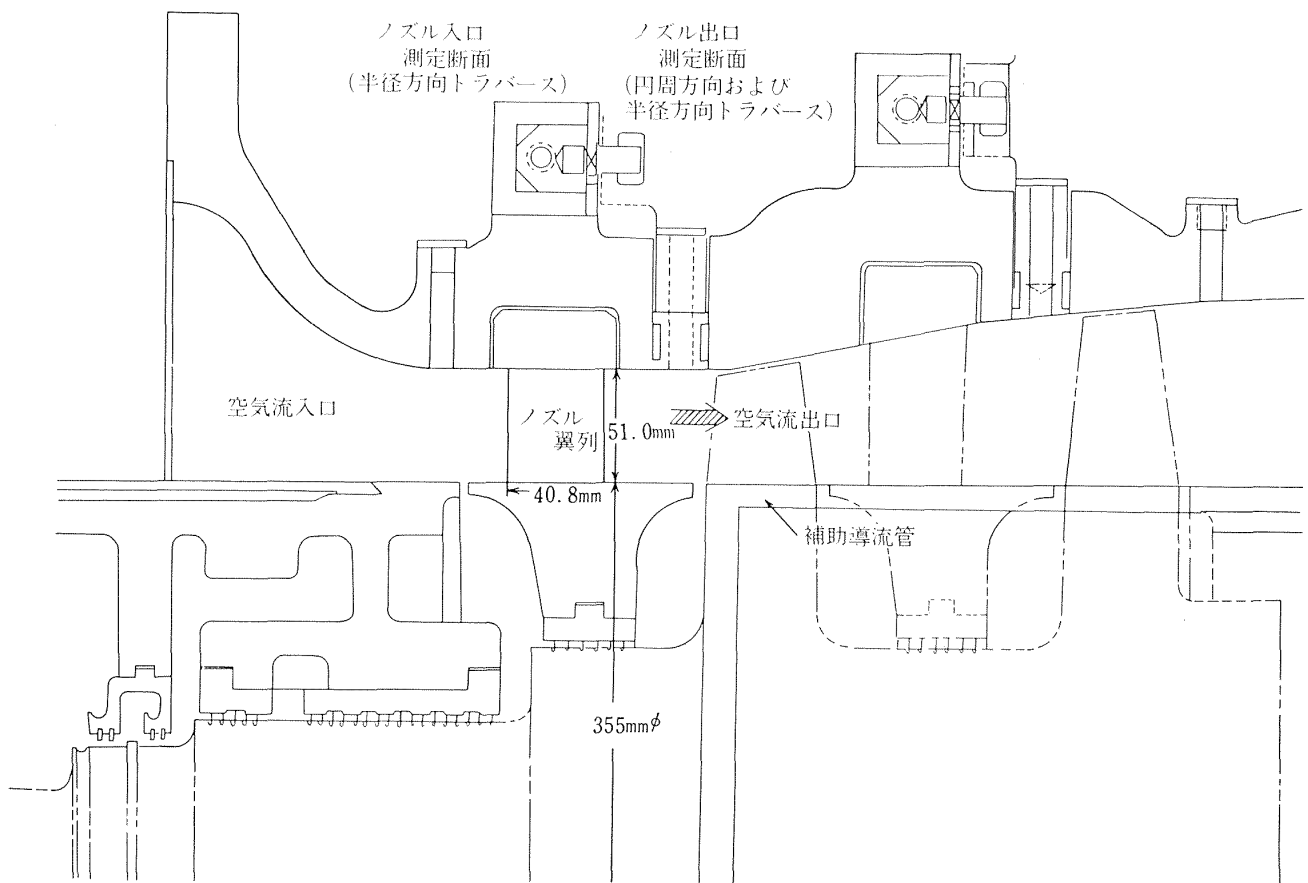


図 2 円環翼列試験装置断面図

3,700 kW, 軸流空気圧縮機により供給される圧力 $3.1 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$, 温度約 130°C , 流量 25 kg/sec の空気を作動流体として使用した。

(図 3) 円環翼列試験装置系統図に示すように, 空気はオリフィス流量計, 空気流量制御弁を経て円環翼列試験機に入り, 排気管を通じて大気に放出される。ノズル出口マッハ数は, 空気圧縮機の吐出圧と試験機入口前の空気流量制御弁とによって調整する。

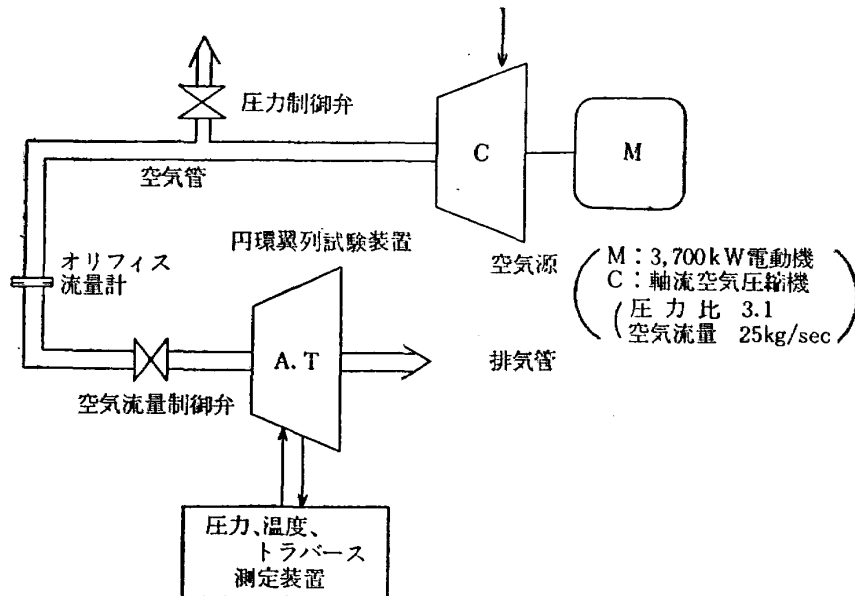


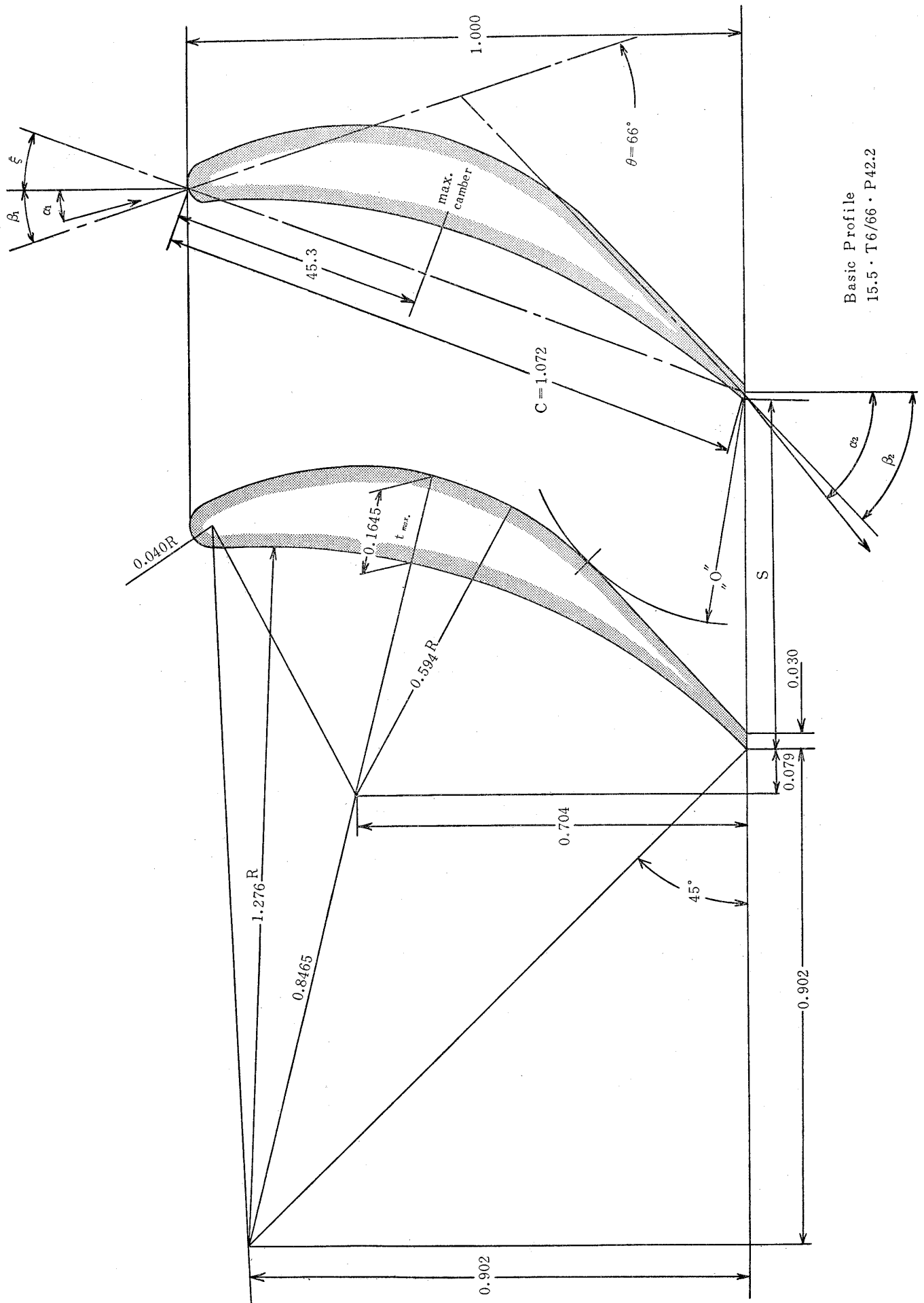
図 3 円環翼列試験装置系統図

2. 試験翼型および翼列

試験に使用した翼列の基本翼型は, “15.5・T6/66・P42.2” である。〔すなわち, 翼弦長に対する翼最大厚み比: 15.5%, 厚み分布: T6, ソリの角度: 66° , 翼中心線: 抛物線, 翼中心線の最大ソリの位置: 42.2%〕基本翼型断面図を (図 4) に示す。

この円環翼列は, ノズル枚数 36 枚, 動翼枚数 41 枚の二段タービンとして設計されたものの一段ノズルであり, 半径方向に循環一定である。翼後縁の厚みは, 約 0.9 mm である。翼負圧面 (Suction Surface) は, $s/c=0.58$ のときスロートから後縁まで直線で結ばれている。 s/c が増加するにしたがって, スロート位置がわずかに前方に移動して, スロート後の負圧面に曲面部分がわずかに残る。翼先端, 平均半径および付根部における翼列の断面を (図 5) に, また, 翼列の諸パラメータの翼高さ方向への変化を (図 6) に示す。

設計点における翼列性能の計算値を (図 7) に示す。全圧損失係数および流出角の計算は, (文献 4) によった。(図 8) は, 円環翼列を前方より見たものである。



Basic Profile
15.5 • T6/66 • P42.2

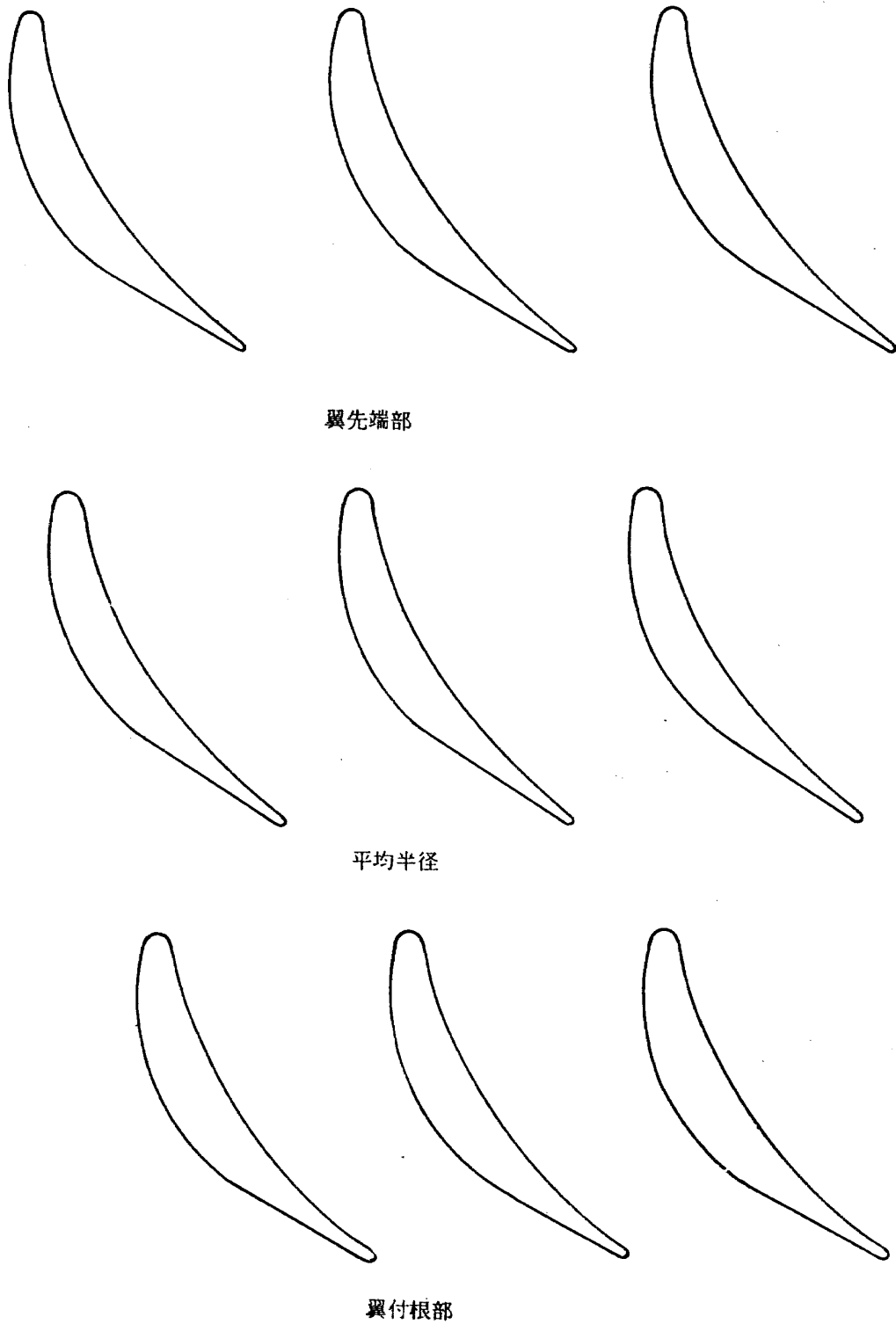


図5 翼列断面図

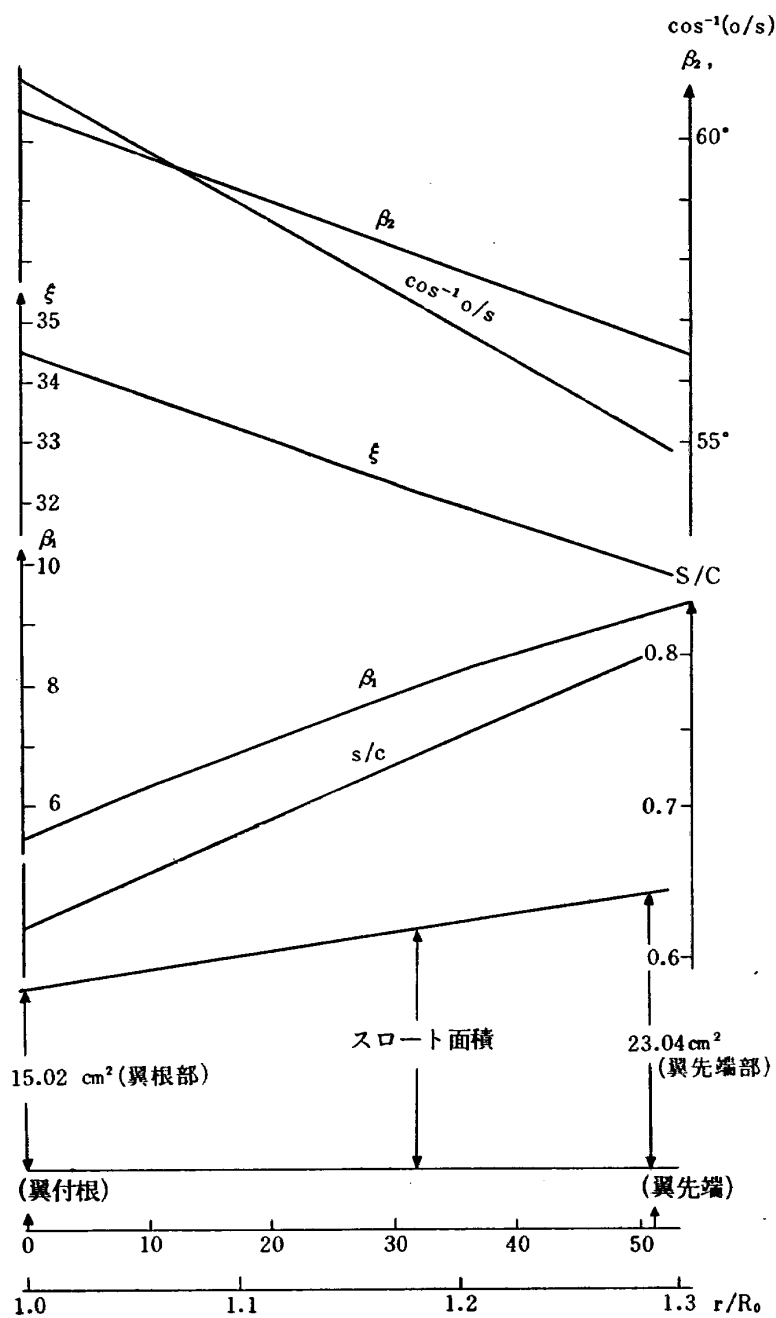


図 6 タービンノズル翼列パラメータ

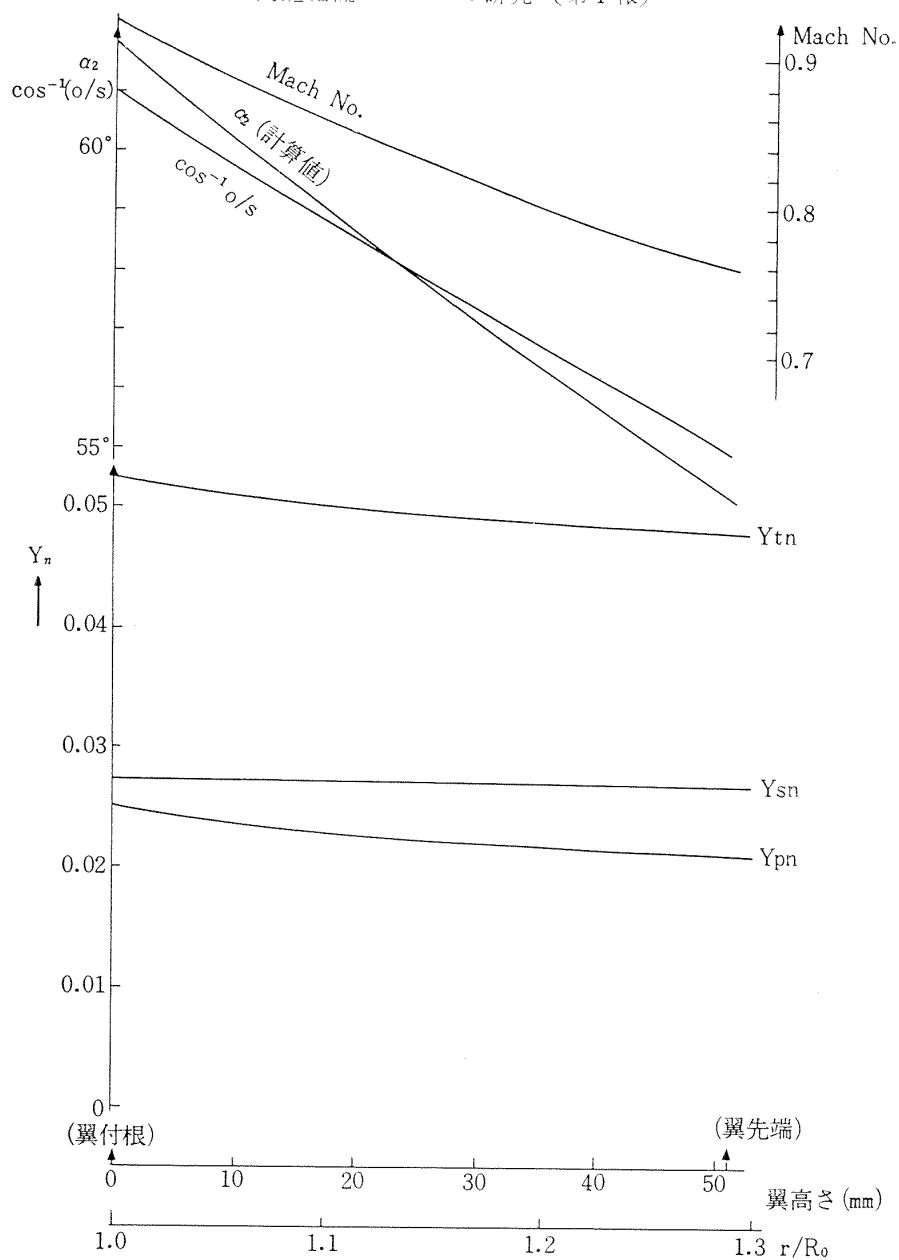


図7 翼列性能計算値

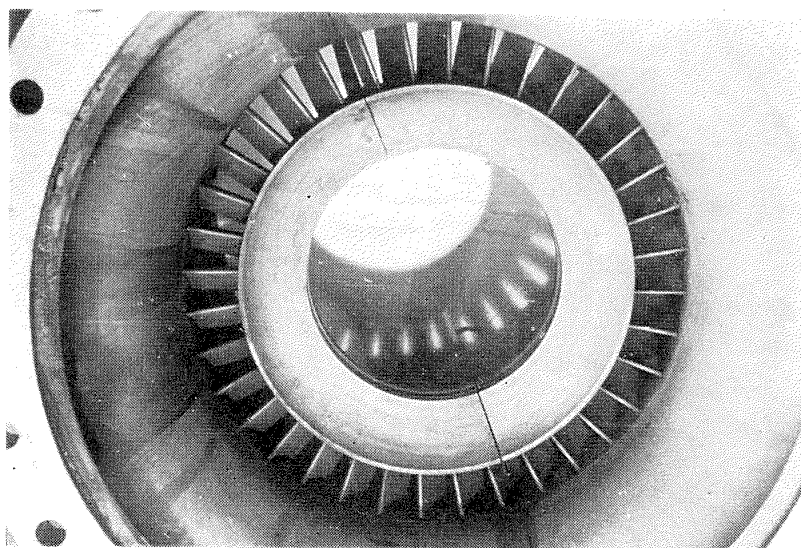


図8 円環翼列

3. 測 定 装 置

(a) 流 量 計

空気の重量流量は、試験機前方で風管の十分長い直線部分に取り付けた開口比 0.5 のオリフィス流量計により計測した。これによる計測値は、試験機本体の検査断面において、5 孔ピトー管および熱電対温度計のトラバースによって算出した空気流量と計測誤差の範囲で良く一致する。

(b) 温 度 計

温度の測定には、すべてアルメルクロメル熱電対を使用した。感温部には、断熱材（ペークライト）を用いて製作した保護管を取り付けた。気流をこの部分でせき止め、中にそう入されている熱電対によって、せき止め温度を測定した。また、気流流速が遅く、熱ふく射による誤差も無視できる場合には補助的に、熱電対接点の露出したものを使用した。主流マッハ数約 0.83 までの検定結

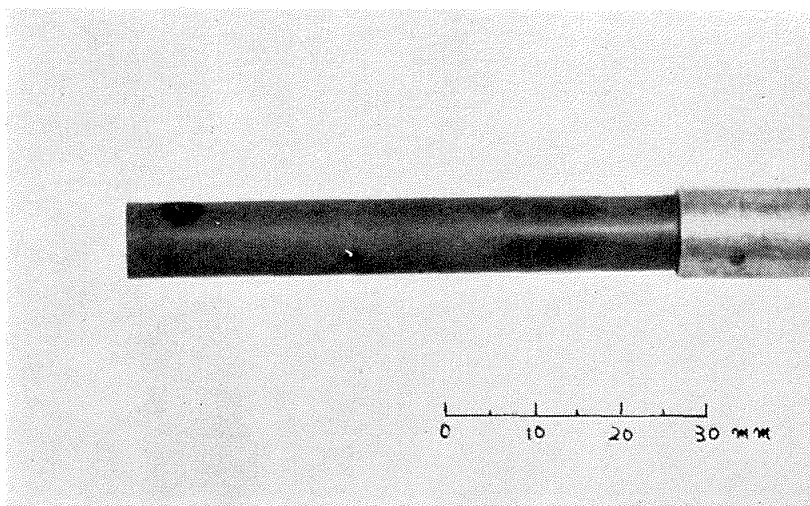


図 9-a 熱電対温度計感温部

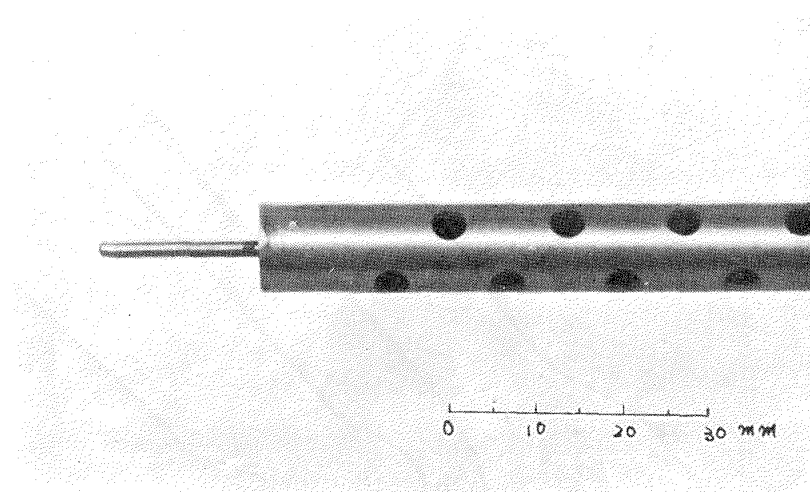


図 9-b 熱電対温度計感温部

果では、これらの温度計の温度回復係数 (recovery factor) は前者で 1.0, 後者で 0.78 である⁽²⁾。温度計先端の感温部を、(図 9-a), (図 9-b) に示す。

熱起電力は、電子管式自動平衡電位差計によって計測した。

(c) 圧力測定装置

(i) ピトー管 試験機入口前では、流れのかたよりが少ないので、くし型ピトー管 (図 10-a) により全圧の計測をした。翼列出口の検査断面では、三次元的な流れを考慮して、5 孔ピトー管 (図 10-b) を使用した。これにより気流の左右角 (yaw angle), 上下角 (pitch angle), 全圧などの測定を行なっている。

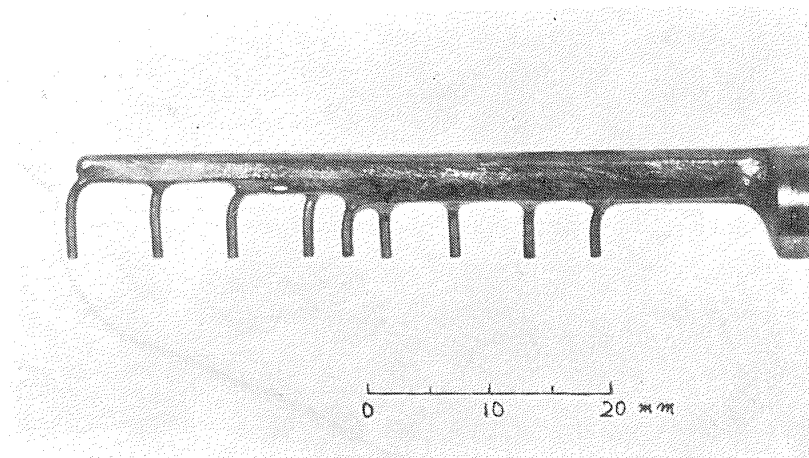


図 10-a くし型ピトー管先端部

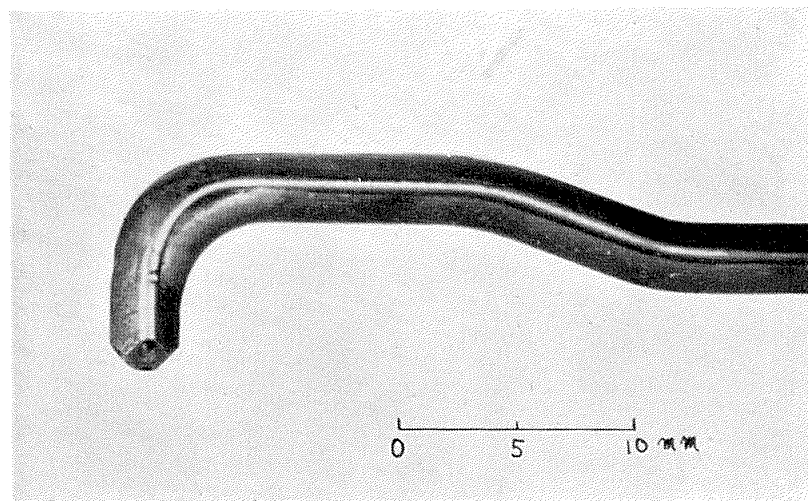


図 10-b 5 孔ピトー管先端部

(ii) 圧力計 圧力の計測は、水または水銀の、U 字管、連通管および精密圧力計によって行なった。

(iii) ピトートラバース装置 ピトー管および温度計を、検査断面において半径方向および円周

方向にトラバースするために、ピトートラバース装置を使用してピトー管、温度計の遠隔駆動を行なった。

気流の左右角 (yaw angle) の測定には、風向自動追尾装置を用いた。これによって、5 孔ピトー管のヨーメータ (yaw meter) の平衡点を自動的に追尾して気流の左右角 (yaw angle) を自動計測する。

4. 試 験 方 法

タービン入口の空気流量制御弁により空気流量を調節することによって、翼列からの気流流出マッハ数を変えて試験を行なった。

ノズル出口の検査断面は、平均半径で、翼列後縁から流線にそって 1 翼弦長離れた点にある。この検査断面における圧力測定点は、円周方向に 1/10 ピッチ (0.01745 ラジアン) 間隔に、また、半径方向には、通路面積を環状に 8 等分した各中心点にとった。ただし通路内外壁近傍では、ピトー管と壁との干渉の影響を考慮して、壁から 5 mm 以上離れた点で計測した。静圧は、壁圧を使用した。5 孔ピトー管による計測値をも一部使用した。

ノズルを環状に 8 等分した各中心点について、翼付根部から 1, 2, ……8 と番号を付ける。第 i 番目の翼素のノズル出口平均全圧 \bar{P}_{2-i} は、(1) 式により図式的に積分して求めた。

$$\bar{P}_{2-i} = \frac{1}{S} \int_0^S P_{2-i} ds \quad (1)$$

ここに P_{2-i} : 第 i 番目翼素のノズル出口全圧

S : ピッチ

全圧損失係数 Y_{tni} は (2) 式によって求めた。

$$Y_{tni} = \frac{P_1 - \bar{P}_{2i}}{P_1 - p_2} \quad (2)$$

ただし Y_{tni} : 第 i 番目翼素の全圧損失係数

P_1 : ノズル入口全圧

p_2 : ノズル出口静圧

また、全圧損失係数の、全面平均値 Y_{tn} は

$$Y_{tn} = \frac{1}{8} \sum_{i=1}^8 Y_{tni} \quad (3)$$

第 i 番目翼素のノズルからの、平均流出マッハ数 \bar{M}_{2i} は

$$\bar{M}_{2i} = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[\left(\frac{\bar{P}_{2i}}{p_2} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right]} \quad (4)$$

ここに、 κ : 比熱比

ノズルからの流出角は、主流における計測値の平均値を用い、また、ピッチ方向全域にわたってウエーク (wake) が広がって全圧の勾配がある場合には、1 ピッチ中、全圧最大を示す点における測定値を用いた。ウエークの中では、5 孔ピトー管のヨーメーター (yaw meter) によるゼロメソッドでの流出角測定は不正確となるので自動風向追尾による角度計測は行なわず、この場合には全圧だけを、ピトー管を主流流出角に合わせて測定した。

5. 試験結果と考察

(a) ノズル出口における全圧分布

ノズル出口の検査断面における全圧分布図を、4 種の流出マッハについて (図 11-a) ~ (図 11-d) に示す。

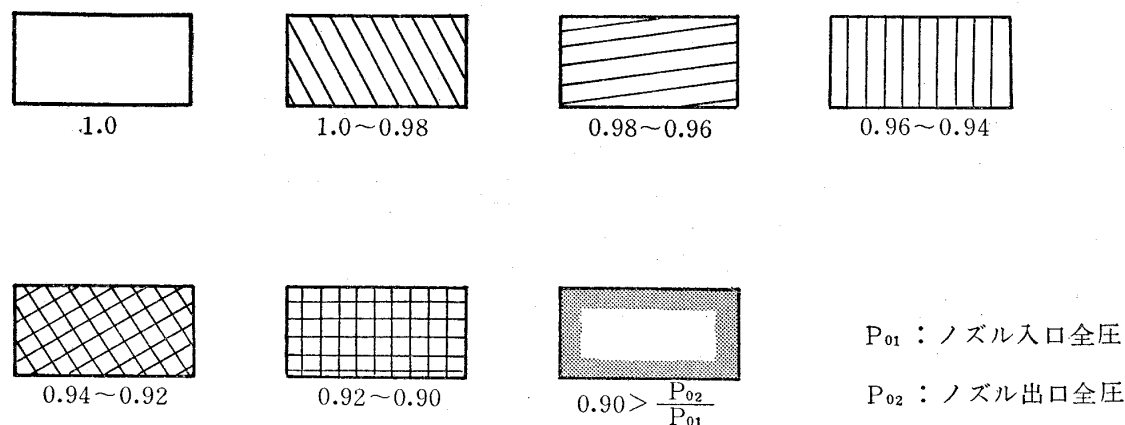


図 11 全圧分布図記号

これはノズル 1 ピッチについて 80 個の格子点における測定値を基に全圧の等圧点を結んだ図で、内外壁近傍は外そう値によった。

この図で検査断面のウエークが半径方向と大きく異なって傾いているのは次の理由による。すなわち、翼列後縁から検査断面までの軸方向距離が、翼高さ方向について外径で小さく内径で大きい上に、さらに流出角も外径で小さく内径で大きいので、この両方から検査断面のウエークの位置が図のごとくなるのである。

設計点に近い状態は (図 11-b) で、この時の平均半径でのノズル出口マッハ数 M_{2m} は 0.855 であるが、内壁に近づくほど出口マッハ数は大きく 0.92 程度になり、逆に外壁に近づくほど出口マッハ数は小さく 0.76 程度である。この程度のマッハ数まではウエークの幅も狭く、ノズルの損失は内外壁近傍を除いては大きくない。ただし、内壁近くではマッハ数が大きく、外壁近くではマッハ数は低いピッチが大きい。さらに、上下壁による摩擦損失も起きるので内外壁近傍での損失は大きくなったと考えられる。出口マッハ数が増加すると (図 11-c) のように内外壁近傍の剝離

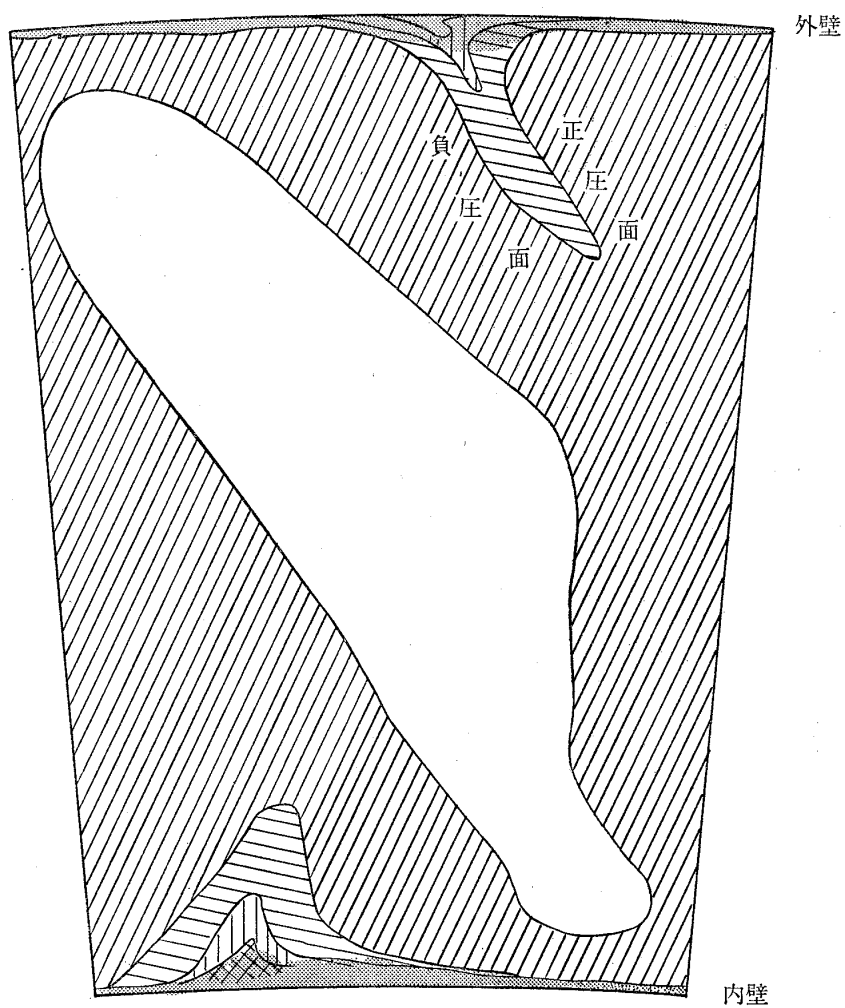


図 11
全圧分布図 (a)
 $M_{2m}=0.388$

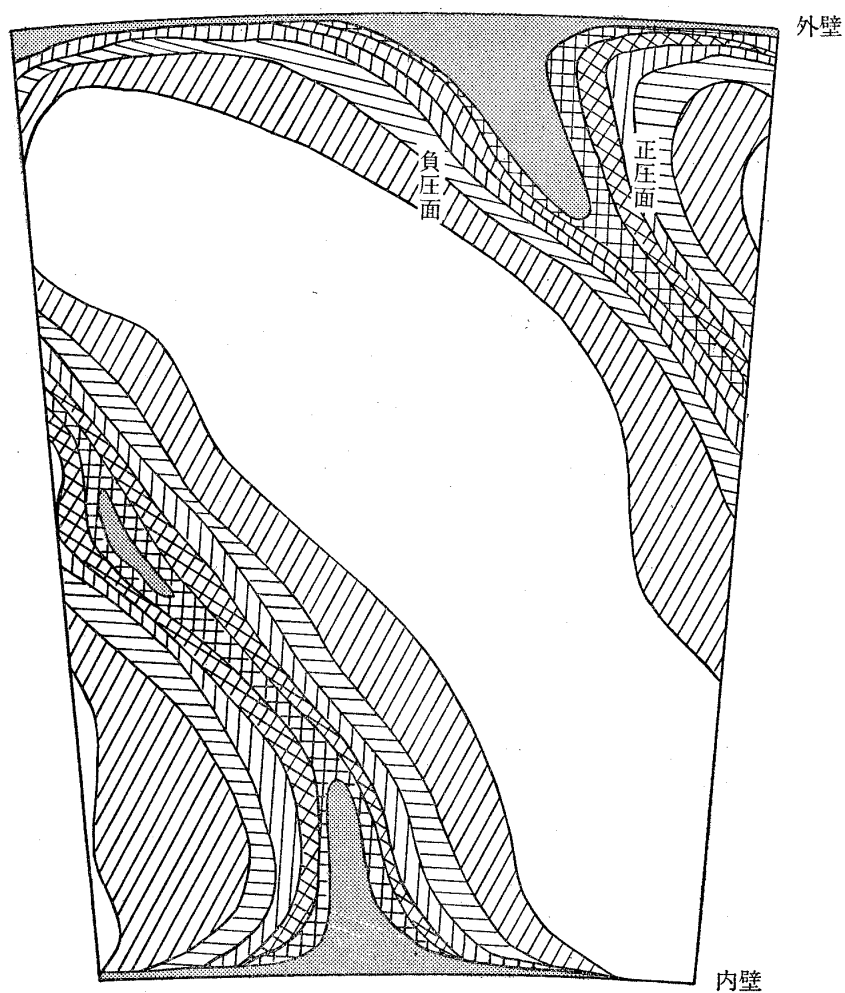


図 11
全圧分布図 (b)
 $M_{2m}=0.855$

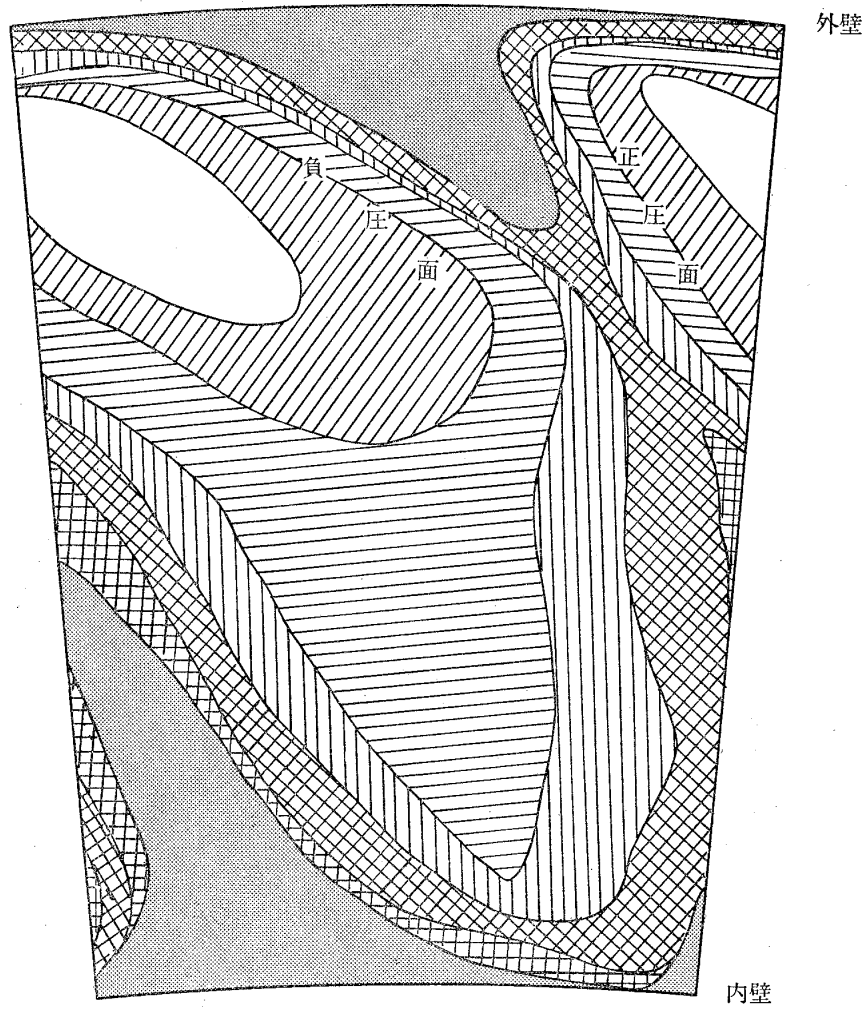


図 11
全圧分布図 (c)
 $M_{2m}=1.02$

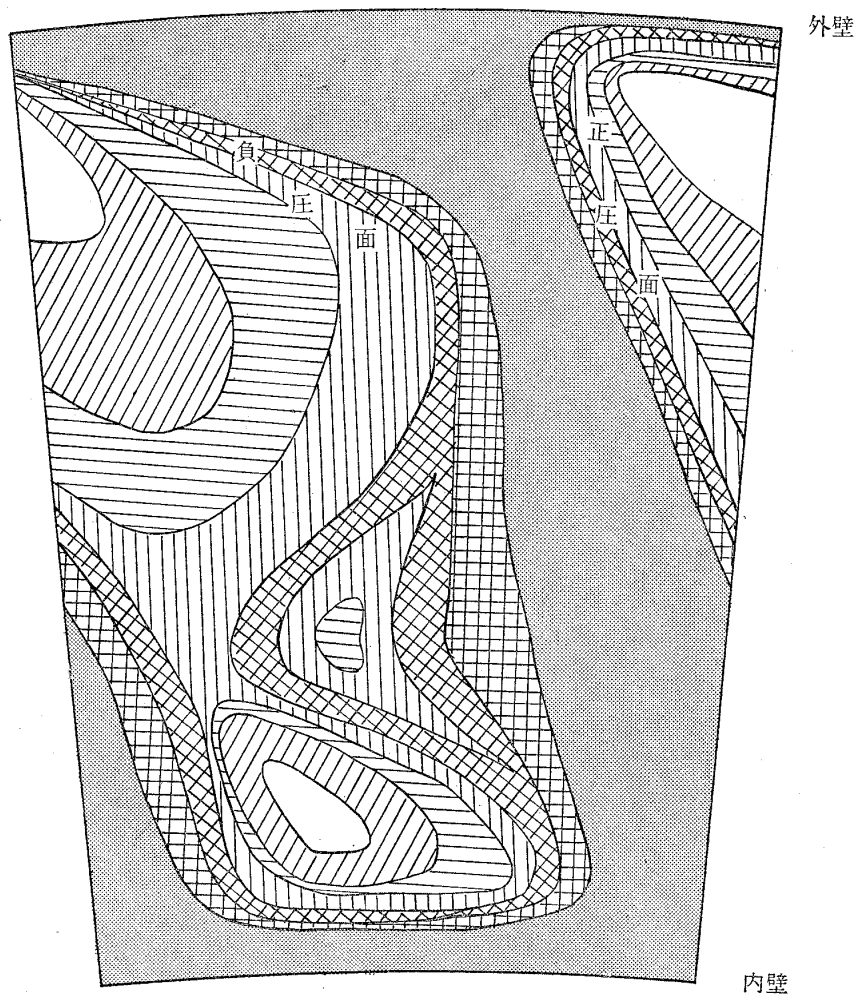


図 11
全圧分布図 (d)
 $M_{2m}=1.14$

が大きくなりウエークも全面にわたって広がり、損失も大きくなる。

さらに出口マッハ数が増加すると、(図 11-d) のように内外壁近傍ばかりでなくノズル翼全面にわたって剝離し、ウエークの幅はさらに大きく、また、半径方向に立ってきて、ノズル流出角が大きくなり、ずれていることが推定される。これらの剝離の状況は、二次元翼列実験でシュリーレン写真によって確かめられた結果とほぼ一致する⁽⁵⁾。

(b) ノズル全圧損失係数

(2) 式によって算出したノズル全圧損失係数の半径方向分布の例を(図 12-a)~(図 12-d) に示す。全圧をピッチ方向にピトートラバースして、最小の全圧を示す点を境に 1 ピッチを 2 分割し、それぞれ正圧面 (pressure surface) 側損失および負圧面 (suction surface) 側損失として表示した。翼先端部および翼付根部近傍での全圧損失の増加は、おもに負圧面側損失に基づく部分が大きく、マッハ数が高くなるにしたがって平均半径から翼付根部にかけての損失の増加が著しい。

各翼素の全圧損失係数を、平均流出マッハ数に対して(図 13) に示す。

上下壁近傍を除いて翼付根部および翼先端部に近い翼素では、流出マッハ数 0.9 付近から、また中央部の翼素では流出マッハ数 1.0 付近から急激に損失が増大する。E. A. Bridle による同じ翼型の二次元翼列試験結果⁽³⁾と比較すると、流出マッハ数が 0.9 以下では、中央部の翼素の全圧損失係数がほぼ二元翼列試験の結果と一致する。しかし、マッハ数が高くなると、円環翼列試験では急激に損失が増大するのに対し、二次元翼列試験の結果では損失の増大はみられない。これはスロート後の負圧面側の翼面形状の違いにより、剝離を起こさずにすむためと思われる。

(c) ノズルからの流出角

ノズルからの気流流出角は、一般に $\cos^{-1}(o/s)$ 、翼後縁の厚み、翼列のスロートから後縁までの翼面曲率半径および流出マッハ数などによって計算している。環状翼列の場合には、これらのパラメータが翼高さ方向に異なり、また、円環上下壁の影響をも受けるので流出角も半径方向でかなり変化する。4 種のノズル流出マッハ数に対して、流出角の半径方向分布を(図 14) に示す。設計流出角は翼列形状パラメータと設計流出マッハ数とによって計算した⁽⁴⁾。流れが剝離している場合には、流出角は $\cos^{-1}(o/s)$ から大きくずれて、流れが半径方向に立つ。これは、二次元翼列実験の結果と一致する⁽⁵⁾。内外壁の近くで流出角が局部的にわずかに軸方向にずれるのは、全圧分布図の結果と考え合わせて、二次流れによる影響と考えられる。

平均流出マッハ数に対して、流出角の $\cos^{-1}(o/s)$ からの偏差角 (deviation angle) を、各翼素について(図 15) に示す。平均半径付近の翼素については流出マッハ数 1.0 付近で、ほぼ計測誤差の範囲で $\cos^{-1}(o/s)$ に一致し、流出マッハ数がさらに高くなると急激に半径方向に立つ。内外壁に近い翼素では一般に中央部に近い翼素に比べて 1 度ないし 2 度軸方向にかたよっており、比較的低いマッハ数から急激な偏差角の増加が起こる。

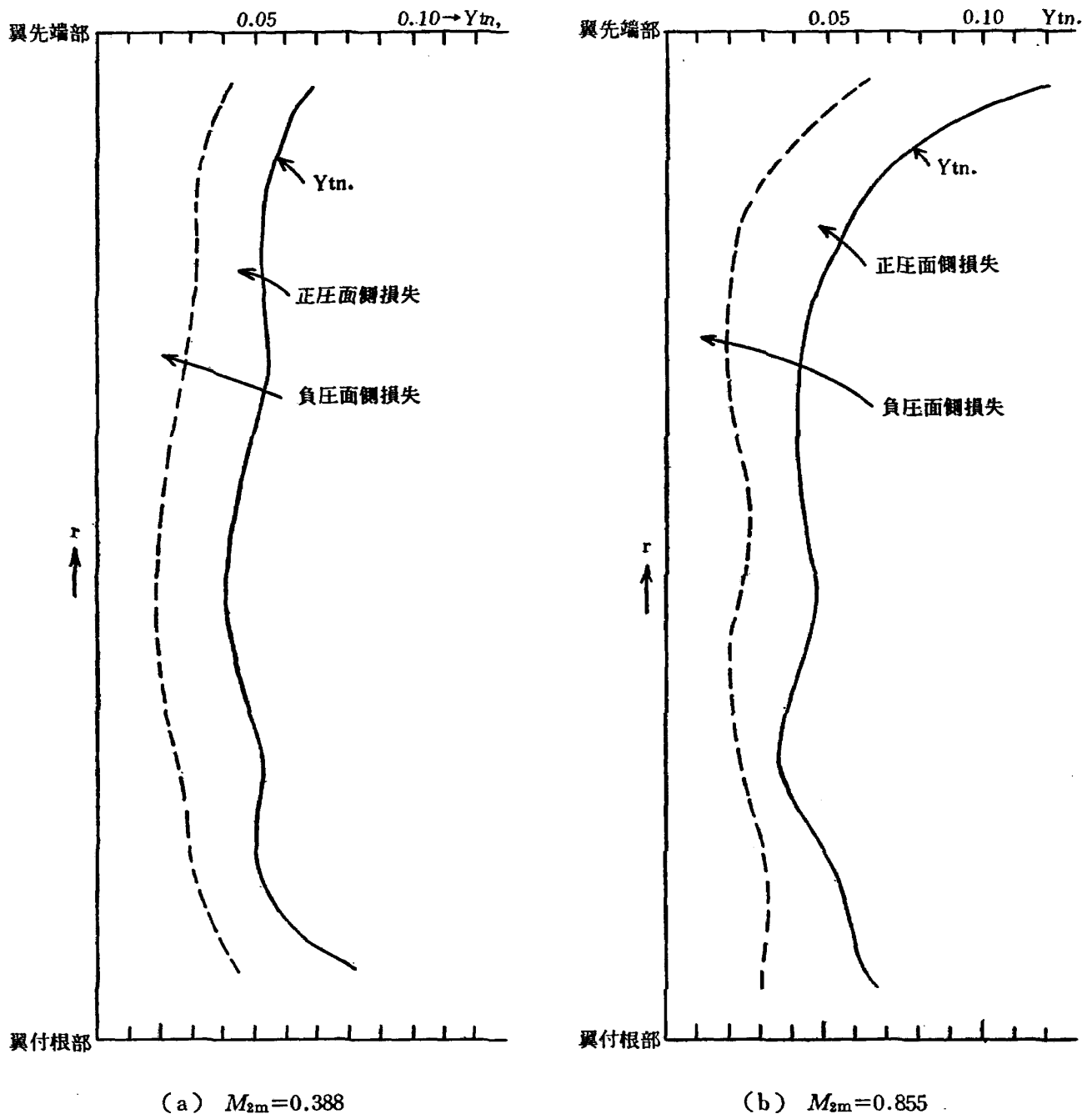


図 12 全圧損失係数分布

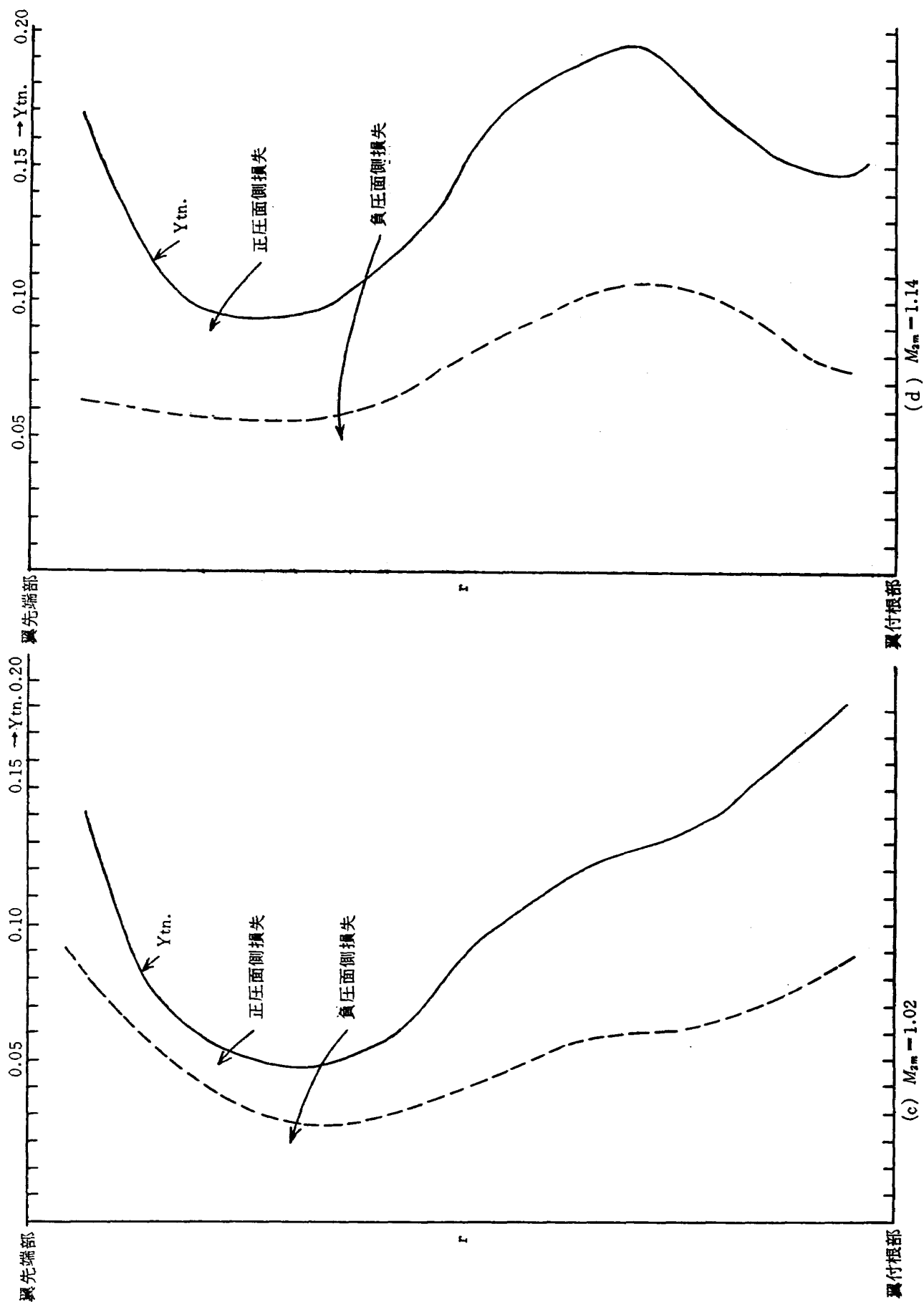


図 12 全圧損失係数分布

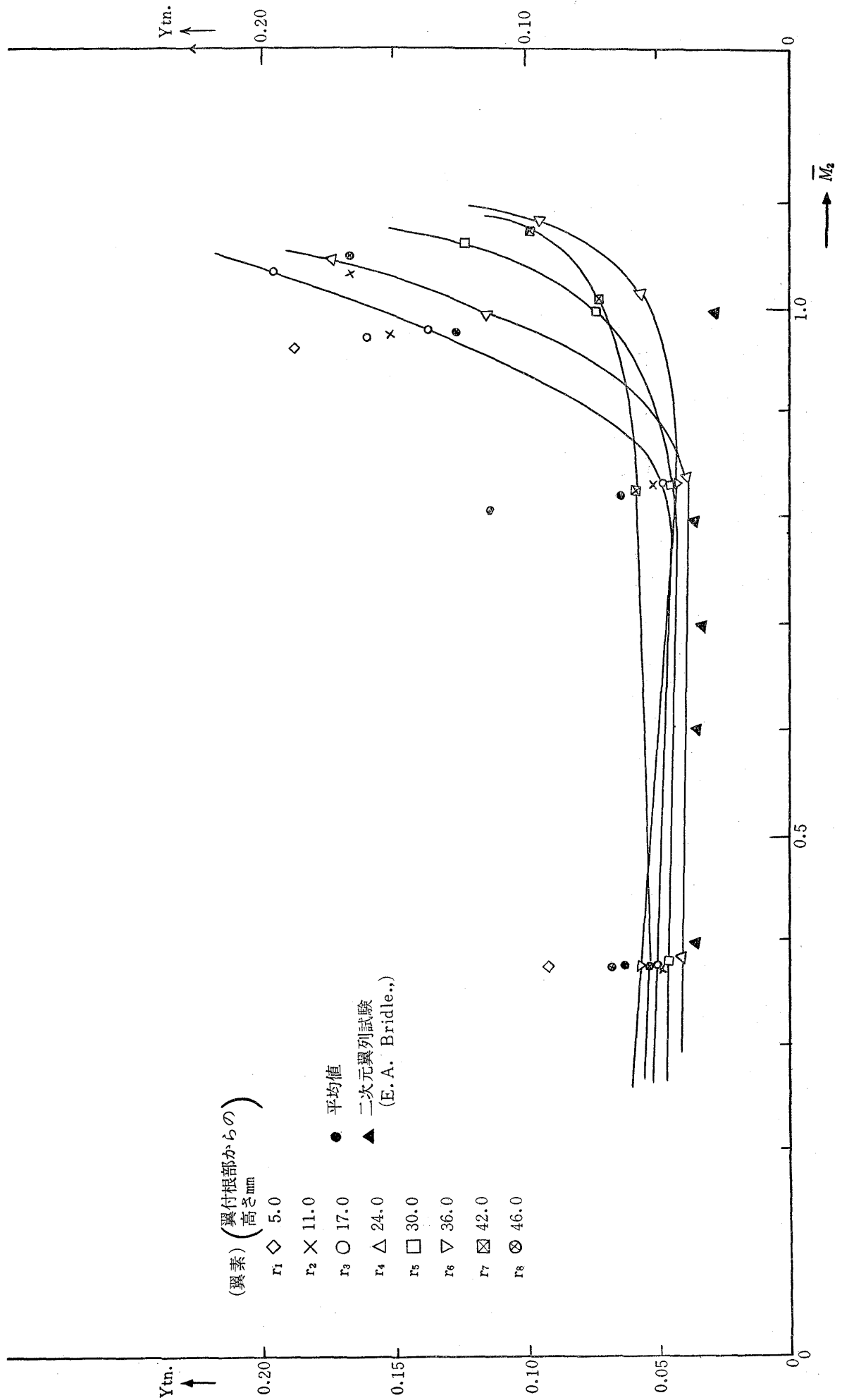


図 13 ノズル翼素の全圧損失係数

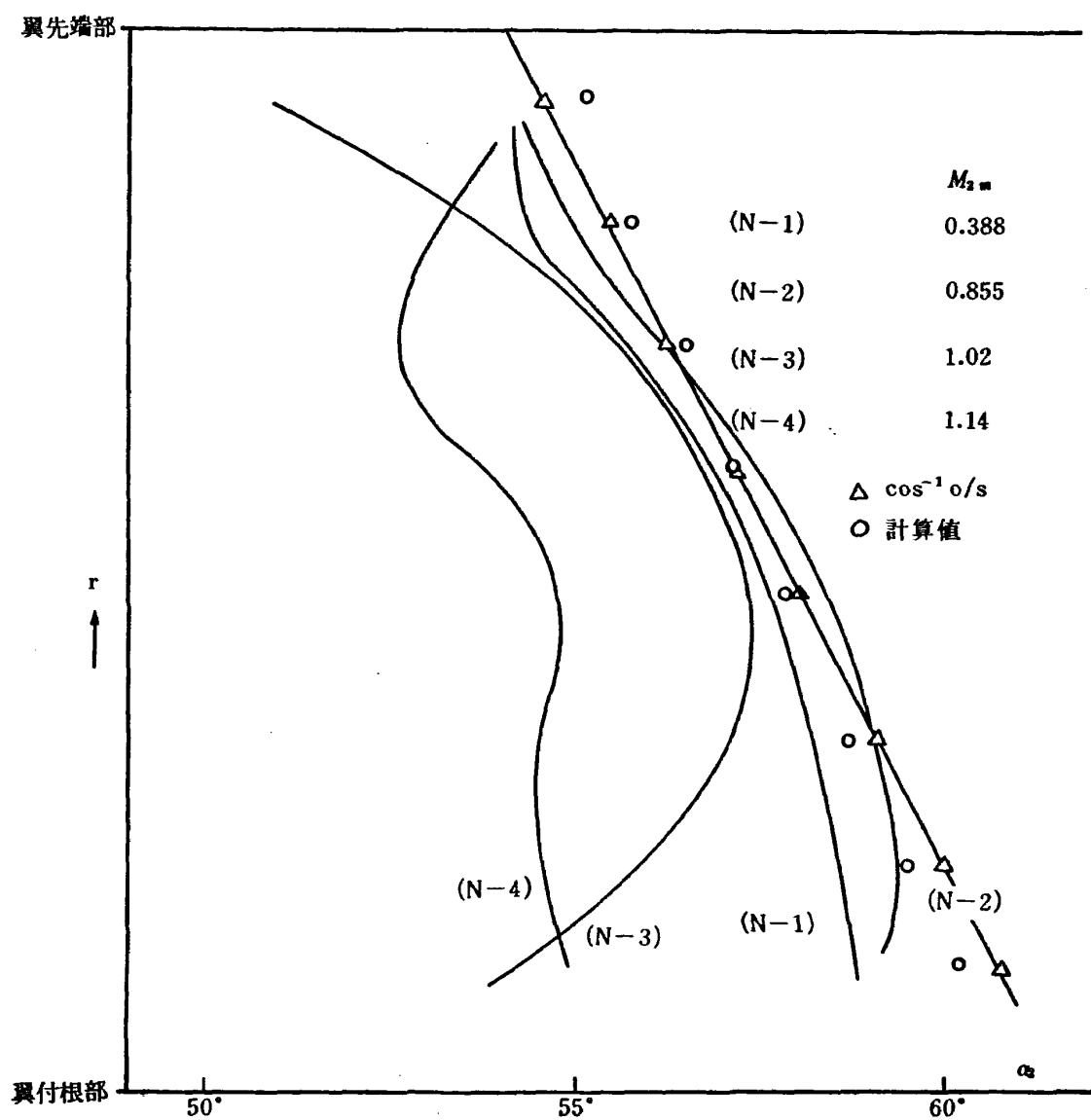


図 14 流出角度分布

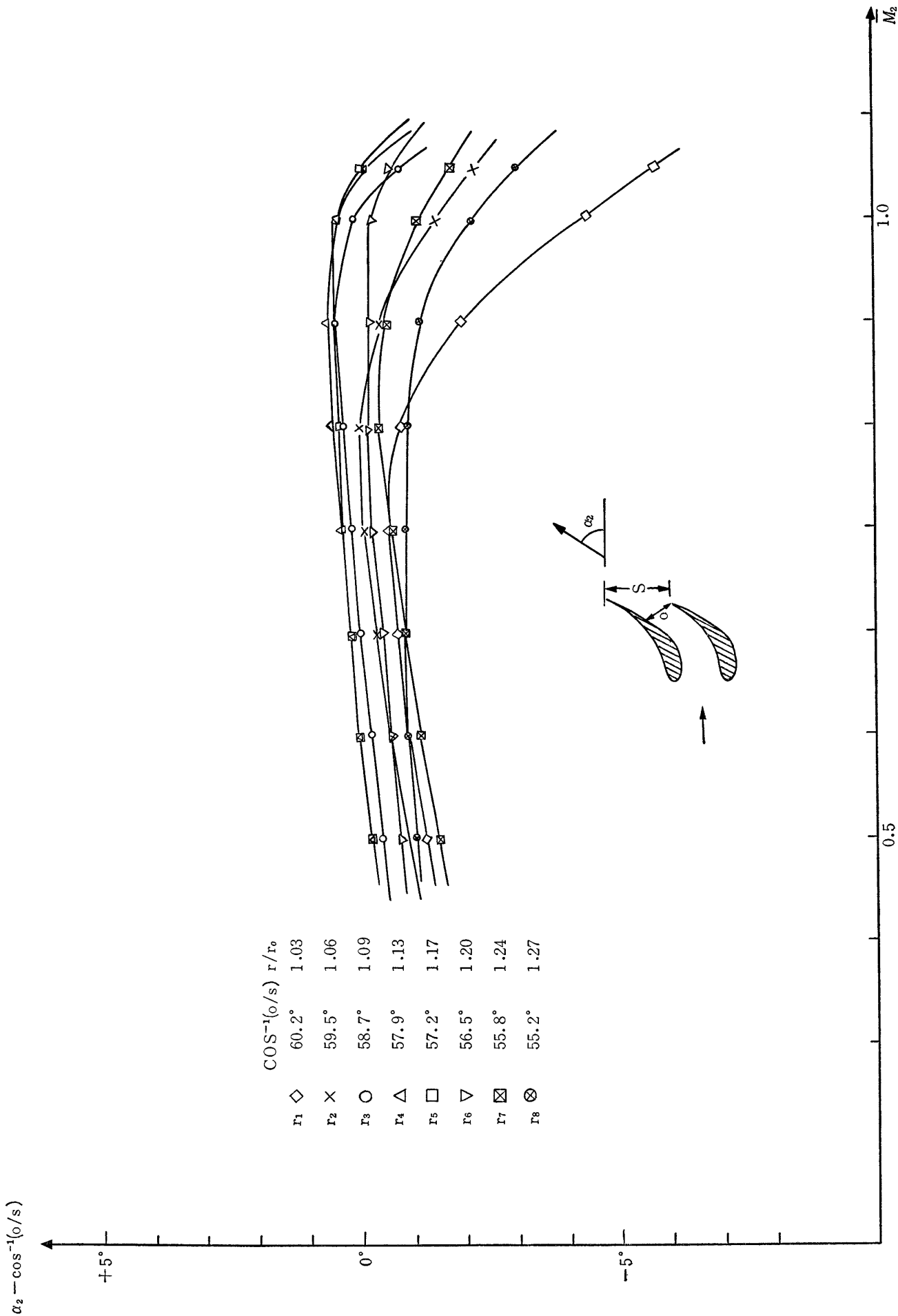


図 15 流山屈差角

6. む す び

タービン翼型として割合一般的に使われている“T 6”を基本翼型とした円環ノズルについて比較的高いマッハ数までの特性を試験した。その結果試験を行なった翼列について次のようなことが明らかとなった。

- (1) 平均半径では、二次元翼列の試験結果と比較的一致する。
- (2) 翼付根部および翼先端部での全圧損失が大きいのは、負圧面からの流れの剥離が大きく影響する。
- (3) 主流流出角は、二次流れの影響はあまり認められず、剥離によって大きく影響を受ける。
- (4) 高いマッハ数での急激な性能の低下は、二次元翼列実験の結果から考えて、スロートから後縁にいたるまでの負圧面形状による影響が大きい。

本来、亜音速用として設計された翼列であるので、遷音速領域では性能が低下することは十分予想されるところであるが、遷音速タービンノズルの設計をすすめる上での問題点に示唆を与えるものと考えられる。

終わりに、この研究を行なうにあたり終始ご援助いただいた山内原動機部長、松木技官ならびに近藤技官に感謝の意を表する。また、実験は、関根君、井上君、中山君らの協力を得たことを記し、厚く感謝の意を表する。

記 号

- c : 翼弦長
- κ : 比熱比 $= c_p / c_v$
- \bar{M} : 平均マッハ数
- o : スロート直径
- P : 全圧
- p : 静圧
- r : 環状ノズル半径位置
- s : 翼ピッチ
- T : よどみ点温度 ($^{\circ}\text{K}$)
- t_m : 翼最大あつみ
- W : 空気重量流量 (kg/sec)
- Y_{pn} : ノズル形状損失係数
- Y_{sn} : ノズル二次損失係数

Y_{in} : ノズル全圧損失係数

α_1 : 空気流入角

α_2 : 空気流出角

β_1 : 翼型入口角

β_2 : 翼型出口角

ξ : 翼列くいちがい角

添 字

1 : ノズル入口状態

2 : ノズル出口状態

st : 標準状態

m : 平均半径

文 献

- 1) 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，航空技術研究所報告，TR-24，1962 年 2 月
- 2) 航空宇宙技術研究所資料 TM に発表予定
- 3) E. A. Bridle, B. Sc., D. I. C.; Some High-Speed Tests on Turbine Cascades; R. & M. No. 2697 (1949)
- 4) D. G. Ainley and G. C. R. Mathieson; A Method of Performance Estimation for Axial Flow Turbines; R. & M. No. 2974 (1957)
- 5) 近藤博，養田光弘，山崎紀雄；遷音速タービンノズルに関する実験的研究（第 I 報二次元翼列）：第 718 回日本機械学会講演会，航空原動機講演会，昭和 39 年 1 月

<p>NAL TR-69 航空宇宙技術研究所 ——高速軸流タービンの研究 (I)—— タービンノズル円環翼列の研究 1964 年 7 月 21 ページ</p> <p>“T-6” 翼型を基本翼型としたタービンノズルの円環翼列について、流出マッハ数 0.4~1.1 の範囲での特性を試験した。結果はノズル出口における全圧分布, ならびに全圧損失係数および流出角の翼高さ方向への変化について示す。高い流出マッハ数では, 翼面からの剝離によって全圧損失係数が増加し, また, 流出角の急激な変化がみられる。</p>	<p>I. 鳥崎 忠雄 能瀬 弘幸 森田 光男 II. NAL TR-69 III. 621.541</p>	<p>NAL TR-69 航空宇宙技術研究所 ——高速軸流タービンの研究 (I)—— タービンノズル円環翼列の研究 1964 年 7 月 21 ページ</p> <p>“T-6” 翼型を基本翼型としたタービンノズルの円環翼列について、流出マッハ数 0.4~1.1 の範囲での特性を試験した。結果はノズル出口における全圧分布, ならびに全圧損失係数および流出角の翼高さ方向への変化について示す。高い流出マッハ数では, 翼面からの剝離によって全圧損失係数が増加し, また, 流出角の急激な変化がみられる。</p>	<p>I. 鳥崎 忠雄 能瀬 弘幸 森田 光男 II. NAL TR-69 III. 621.541</p>
<p>NAL TR-69 航空宇宙技術研究所 ——高速軸流タービンの研究 (I)—— タービンノズル円環翼列の研究 1964 年 7 月 21 ページ</p> <p>“T-6” 翼型を基本翼型としたタービンノズルの円環翼列について、流出マッハ数 0.4~1.1 の範囲での特性を試験した。結果はノズル出口における全圧分布, ならびに全圧損失係数および流出角の翼高さ方向への変化について示す。高い流出マッハ数では, 翼面からの剝離によって全圧損失係数が増加し, また, 流出角の急激な変化がみられる。</p>	<p>I. 鳥崎 忠雄 能瀬 弘幸 森田 光男 II. NAL TR-69 III. 621.541</p>	<p>NAL TR-69 航空宇宙技術研究所 ——高速軸流タービンの研究 (I)—— タービンノズル円環翼列の研究 1964 年 7 月 21 ページ</p> <p>“T-6” 翼型を基本翼型としたタービンノズルの円環翼列について、流出マッハ数 0.4~1.1 の範囲での特性を試験した。結果はノズル出口における全圧分布, ならびに全圧損失係数および流出角の翼高さ方向への変化について示す。高い流出マッハ数では, 翼面からの剝離によって全圧損失係数が増加し, また, 流出角の急激な変化がみられる。</p>	<p>I. 鳥崎 忠雄 能瀬 弘幸 森田 光男 II. NAL TR-69 III. 621.541</p>

TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定 (第I報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963年11月	中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of a Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	January 1964	Takao ISHII Mitsunori YANAGISAWA
TR-58	高度 500 フィートないし 10,000 フィートにおける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of gust Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude	1964年1月	竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその特性 The Magnetic Tape Reduction System and Its Performance	1964年1月	田畑浄治, 中正夫 山本芳樹, 三浦雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings of Variable Thickness	1964年1月	塙武敏, 越出慎一 戸川隼人, 川井忠彦
TR-61	後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼の遷音速におけるフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究 Some Effects of Mach Number on the Transonic Flutter Characteristics of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45°	1964年2月	中井暎一, 小原 瑛
TR-62	超音速における翼端板効果 The Effects of End-plates at Supersonic Speeds	1964年2月	尾形吉和
TR-63	非定常流中の円柱に作用する空気力について Aerodynamic Forces Acting on a Circular Cylinder in Unsteady Flow	1964年3月	小橋安次郎, 遠藤 浩 北村清美
TR-64	航空力学における磁歪計器の応用 Some Developments of the Magnetostriction Type Measuring Instruments for the Study of Aircraft Dynamics	1964年3月	幸尾治朗
TR-65	非定常境界層の安定に関する実験 An Experimental Investigation of the Stability Characteristics of the Unsteady Laminar Boundary Layer	1964年7月	小橋安次郎, 恩地 瑛
TR-66	変分法による平板翼の撓み, 振動解における自然境界条件の数値的吟味 (片持平板翼の場合) Numerical Examination on the Fulfilment of Natural Boundary Conditions by the Approximate Solutions for Bending and Vibration of Thin Elastic Plates based on the Rayleigh-Ritz's Procedure (in Case of Cantilevered Wing Plates)	1964年6月	川井忠彦, 塙武敏 越出慎一, 戸川隼人 落合 薫
TR-67	プラズマ発生装置の諸特性 Characteristics of a Vortex Stabilized Plasma Generator	1964年4月	井上建二, 野村茂昭
TR-68	回転翼の線型理論 (I) — 揚力面理論 — Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (I)	1964年6月	市川輝雄

航空宇宙技術研究所報告69号

昭和39年7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1,880 電話武蔵野(0422)(3)5171(代表)
印刷所	笠井出版印刷社 東京都港区芝南佐久間町1の53