

遷音速環状静止翼列エンドウォール部の圧力分布について

高木 俊幸*

An Experimental Study of Pressure Distributions on the Endwalls
In a Transonic Annular Nozzle Cascade

Toshiyuki TAKAGI

ABSTRACT

Static pressure measurements on the endwalls of a nozzle cascade were made in a single stage, transonic axial-flow turbine with variable nozzles. Tests were conducted at two nozzle-offset-angles, where the theoretical exit Mach numbers were between 0.94 and 1.32.

The test results were compared with the solutions of the inviscid, compressible, two-dimensional flow on a blade-to-blade stream surface through a single blade row. Static pressures on the endwalls near the suction-side of the nozzle vane were higher than the calculated values. However, near the pressure-side of the nozzle vane the measured values coincided well with the calculated values. At the throat section there were not many great discrepancies between the measured values and the calculated values. Minimum pressure occurred downstream from the throat section between the two nozzle vanes, and the location changed with exit flow conditions. Periodicity of pressure distributions appeared downstream from the cascade and the exit flow was gradually uniform along the streamlines. Far downstream, the measured pressure distributions were in relatively good agreement with the calculated ones.

1. まえがき

ガスタービンの翼列内部流れは、形状損失、二次流れ損失、先端間隙損失などを伴う極めて複雑な流れであり、このような流れを把握、予測するために、多くの研究が行なわれている。このうち、二次流れについてもこれまでに数多くの研究がなされてきており、最近、低速翼列風洞を用いたエンドウォール面上の二次元流れの把握が行なわれている^{1),2)}ガスタービンに関しては、高圧段に見られる低アスペク

ト比翼列の性能向上の研究³⁾およびエンドウォール部の冷却性能向上を目的とする壁面熱伝達率の研究⁴⁾などを通じてエンドウォール面上の流れに対する関心が高まっている。

また、多くの実験的研究と共に、Hah⁵⁾によるエンドウォール付近の三次元流れの数値解析という先駆的な研究も行なわれている。

本報では、高負荷作動状態にあるタービンの特性を調べる研究の一部として、可変静翼を有する単段の遷音速軸流タービン試験機の静止翼列のエンドウォール面上の静圧分布の測定を行い、この結果と非粘性圧縮性2次元遷音速翼間流れ計算結果とを比較

* 三井造船株式会社

し、その対比からエンドウォール面上の圧力分布の特徴について検討を行った。

2. 記 号

- | | |
|---------------------|-------------------------|
| b : 流面厚み | C_x : 軸方向翼弦長 |
| C_v : 定容比熱 | e : 内部エネルギー |
| ΔH : 段熱落差 | P : 圧力 |
| P_r : 段圧力比 | R : ガス定数 |
| r : 半径 | s : 翼列ピッチ |
| T : 温度 | t : 時間 |
| Δt : 時間増分 | v : 周速 |
| u : 子午面内流れ方向速度 | X, Y : 座標 |
| v : 周方向速度 | α : 比例定数 |
| $\bar{X} - X_m/C_x$ | ω : 角速度 |
| ϕ : 平滑化係数 | $\Delta \xi$: 静翼取付角変位量 |
| ρ : 密度 | |

添字

- | | |
|-------------------------------|-------------------|
| m : 子午面内流線方向 | θ : 流面内周方向 |
| p : 圧力面 | s : 負圧面 |
| i, j : ξ, η 軸方向の計算格子 | |

3. 実験装置および方法

実験には段圧力比 4.16, 段負荷係数 2.11 として設計された単段の軸流タービン試験機⁶⁾(図1)を用いた。速度三角形(図2)に示すように、設計点

において動翼, 静翼ともにチョークしている。

静翼段は翼弦長 36 mm (代表径) の静翼 50 枚によって構成された環状翼列である。取付角および筋弦比は半径方向一定であり, 重心軸を中心に回転させることができる。この時, 先端隙間は 0.6 mm である。この翼列の内径側壁面に 53 点(図3), 外径側壁面 23 点(図4)の静圧孔(内径 1 mm)を設けた。これらの圧力は SCANIVALVE 多点圧力計にて計測された。

静圧分布の測定の実験条件を表1に示す。実験は回転数一定とし, 静翼取付角を変えて行った。空気源は同一軸上に直結された軸流圧縮機を使用している。翼弦長と翼列出口状態量によるレイノルズ数は 0.5×10^6 から 1.3×10^6 程度である。

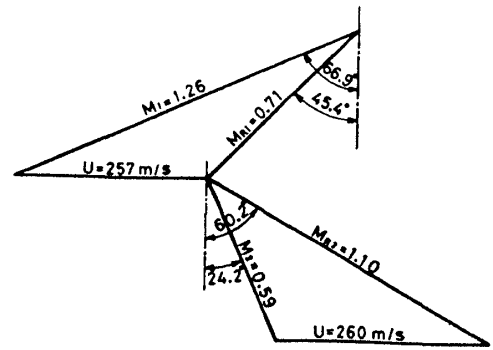


図2 速度三角形(設計点)

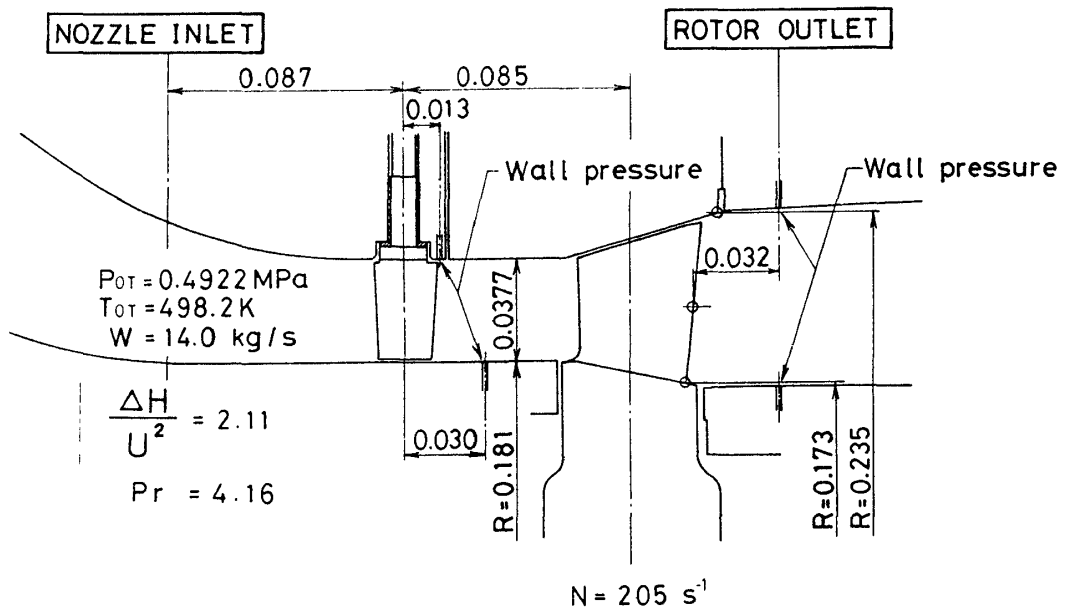


図1 タービン段落詳細

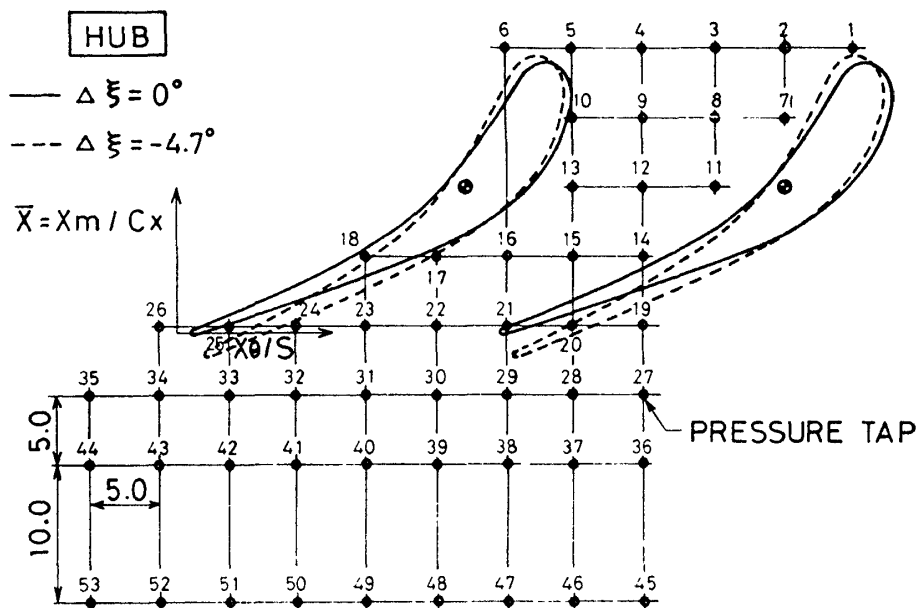


図3 静翼内径側エンドウォール静圧孔位置

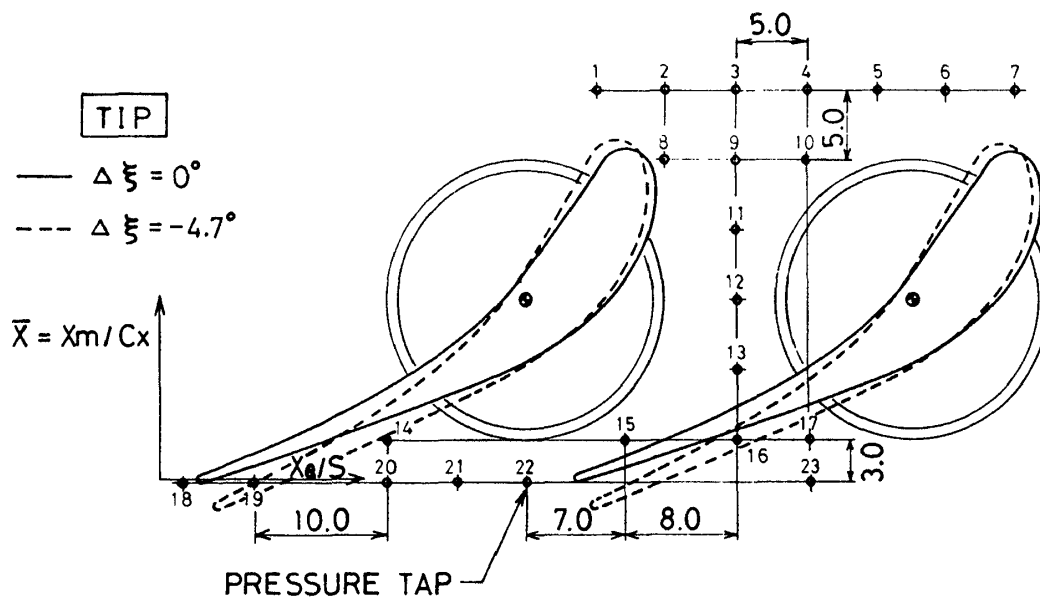


図4 静翼外径側エンドウォール静圧孔位置

表1 実験条件

	T1		T2	
	内径側	外径側	内径側	外径側
静翼取付角変位量	0.0°		-4.7°	
入口全圧 (MP _a)	0.493		0.367	
出口静圧 (MP _a)	0.172	0.221	0.178	0.208
入口全温 (°C)	222.4		182.6	
入口レイノルズ数	0.42 × 10 ⁶		0.42 × 10 ⁶	
理論流出マッハ数	1.322	1.134	1.069	0.939

4. 翼間流れ計算

ガスタービンに用いられる翼列のようにボス比がそれほど小さくない場合、流面の扱いは比較的小さいと考えられるので、動翼と共に回転する相対座標系をもつ回転流面上の翼間流れを考える⁷⁾(図5)。

この流面に関する座標系 (r, m, θ) を次式

$$\begin{aligned} x &= m \\ y &= r(\theta - \omega t), \text{ at } x = \text{const} \end{aligned} \quad (1)$$

によって (x, y) 座標系に変換すると、無次元化された Euler 方程式は以下ようになる。

$$U_t + F_x + G_y + H = 0 \quad (2)$$

ここで、

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ u(E+p) \end{bmatrix} \quad G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vw \\ \rho v^2 + p \\ v(E+p) \end{bmatrix}$$

$$H = \begin{bmatrix} \rho u \frac{drb}{rb dx} \\ \rho u^2 \frac{drb}{rb dx} - \rho(v+r\omega)^2 \frac{1}{r} \frac{dr}{dx} \\ \rho uv \frac{drb}{rb dx} + \rho u(v+r\omega) \frac{1}{r} \frac{dr}{dx} \\ u(E+p) \frac{drb}{rb dx} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$E = \rho \left[e + \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \right] \quad (4)$$

$$P = \rho RT \quad (5)$$

$$e = CvT \quad (6)$$

これらの基礎方程式を下記の式によって図6に示す翼間計算領域を矩形領域に変換する。

$$\xi = \alpha x$$

$$\eta = \frac{y - y_s(x)}{y_p(x) - y_s(x)} \quad (7)$$

結局、次の基礎式を得る。

$$\bar{U}_t + \bar{F}_\xi + \bar{G}_\eta + \bar{H} = 0 \quad (8)$$

ただし、

$$\begin{aligned} \bar{U} &= \frac{y_p - y_s}{\alpha} U \\ \bar{F} &= (y_p - y_s) F \\ \bar{G} &= \frac{1}{\alpha} G - \frac{1}{\alpha} [(y_p' - y_s') \eta + y_s'] F \end{aligned} \quad (9)$$

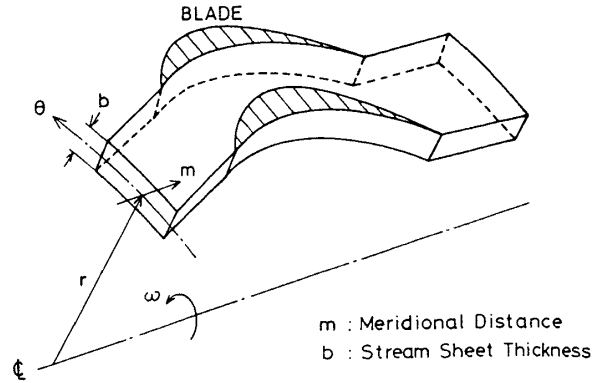


図5 回転流面座標系

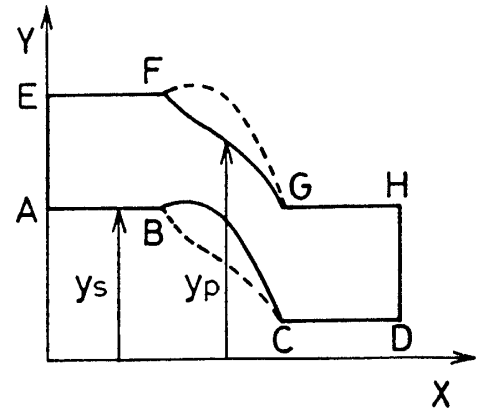


図6 計算領域

$$\bar{H} = \frac{y_p - y_s}{\alpha} H$$

差分法としてMac Cormackによる2段階差分法を用いる。

予測子：

$$\begin{aligned} \bar{u}_{i,j} &= u_{i,j}^n - \lambda_1 (f_{i+1,j}^n - f_{i,j}^n) \\ &\quad - \lambda_2 (g_{i,j+1}^n - g_{i,j}^n) - \Delta t h_{i,j}^n \end{aligned} \quad (10)$$

修正子：

$$\begin{aligned} \bar{u} &= \frac{1}{2} [u_{i,j}^n + \bar{u}_{i,j} - \lambda_1 (\bar{f}_{i,j} - \bar{f}_{i-1,j}) \\ &\quad - \lambda_2 (\bar{g}_{i,j} - \bar{g}_{i,j-1}) - \Delta t \bar{h}_{i,j}] \end{aligned} \quad (11)$$

平滑化：

$$\begin{aligned} u_{i,j}^{n+1} &= \frac{1}{\phi + 4} (\phi \bar{u}_{i,j} + \bar{u}_{i+1,j} + \bar{u}_{i-1,j} \\ &\quad + \bar{u}_{i,j+1} + \bar{u}_{i,j-1}) \end{aligned} \quad (12)$$

ここで、

$$\lambda_1 = \Delta t / \Delta \xi, \quad \lambda_2 = \Delta t / \Delta \eta \quad (13)$$

境界条件

上流側境界 \overline{AE} において流入角を与え、下流側境界 \overline{DH} において圧力比=出口静圧/入口静圧を与える。いずれも周方向一定とする。流入速度は流量バランスから、また、流出速度は外挿によって得られる。翼面境界 \overline{BC} 、 \overline{FG} 上で圧力は内点から2次の外挿⁸⁾によって計算される。周期境界 \overline{AB} 、 \overline{EF} 、 \overline{GH} 上の点

はすべて内点として計算される。

例として、試験機の動翼列の平均径における計算結果を示す。図7は環状に組立てられた計算格子であり、格子点数は 61×11 である。翼入口 \overline{BF} における流面厚みに対する翼出口 \overline{CG} における流面厚みの比 b_2/b_1 は1.396であり、これは半径方向平衡式から求めた設計点での値である。また、翼入口出口

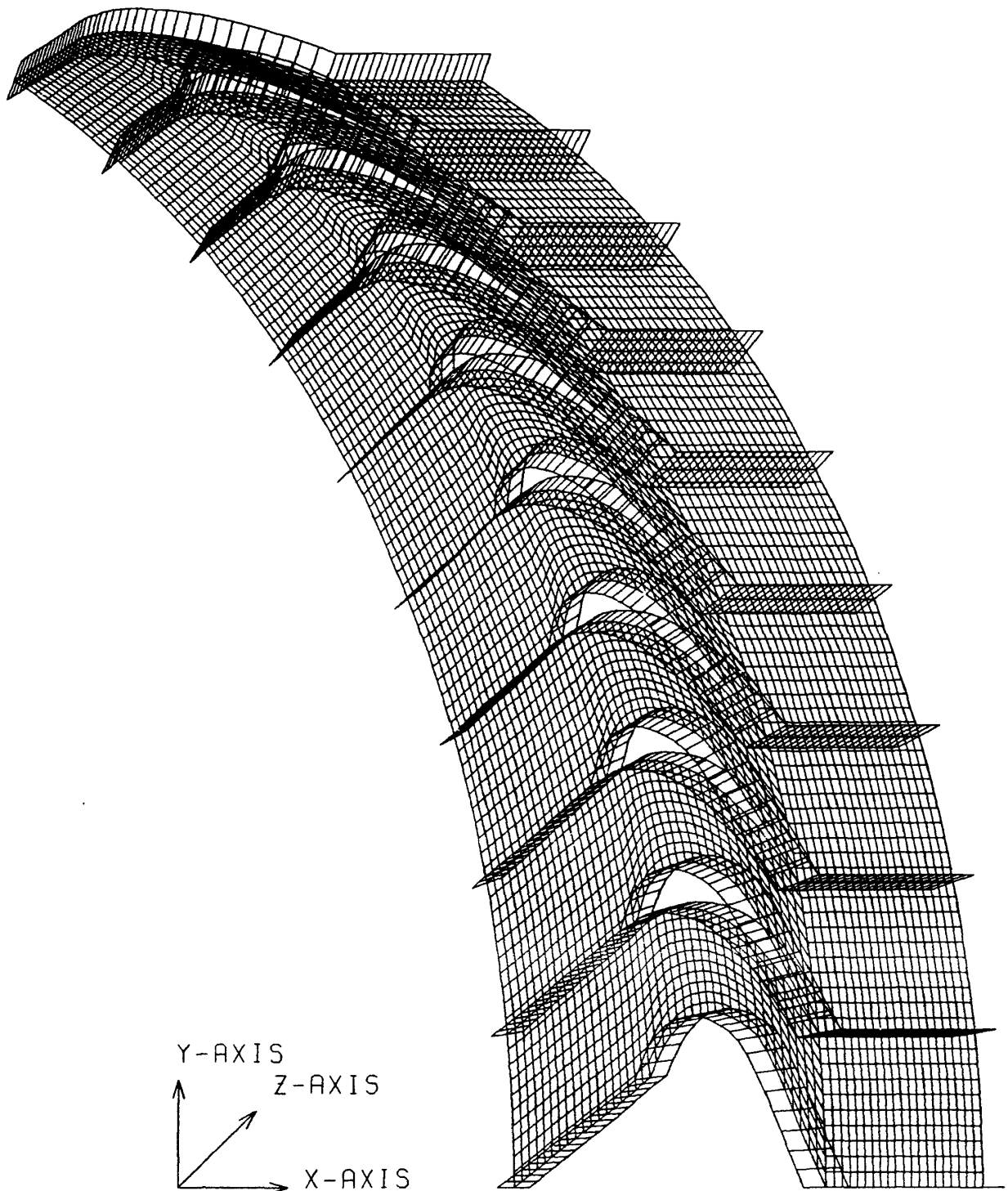


図7 動翼に関する計算格子

間の流面厚みは直線的に変化するとし、その上流側および下流側は一定としている。図8(a)は翼面圧力分布であり、直線翼列の場合 ($b_2/b_1 = 1.0$) と比べると、フレアのある翼列の場合には流入マッハ数が0.46から0.74へと増加し、これに伴って翼前縁

背側に急加速急減速が現れる。図8(b)はこの時の等マッハ線分布を示している。

静翼の場合の結果については次節以降に示すが、格子点数としては 61×11 および 81×11 、つまり下流側境界 \overline{DH} が翼後縁より C_x だけ下流にある場合および2倍の C_x だけ下流側にある場合の2種類を選んで計算を行った。この時、翼間流れは円筒面内にあり流面厚さも変わらないとして2次元流の扱いとした。

5. 実験結果および考察

5.1 内径側壁面

実験 T_1 の結果を図9に示す。翼列入口 ($\bar{X}=1.041$) から喉部付近 ($\bar{X}=0.276$) の間では、翼圧力面側の圧力は計算値と良い一致を示すが、翼負圧面側に近づくにつれて実験値は計算値よりも高くなる。しかし、喉部に近づくにつれ計算値との一致は徐々に良くなり、 $\bar{X}=0.276$ では極めて良く一致する。ところが、翼後縁付近 ($\bar{X}=0.021$) では、翼間中央よりやや翼負圧面寄りの部分に非常に低圧の領域が存在する。この影響は翼後縁から50%軸方向翼弦長ほど下流付近にまで残るようであるが、100%ほど下流になるとこの傾向はなくなり、規則的の周期性を示すとともに計算値とも比較的良く一致する。図中の実線は下流境界を翼後縁から2倍の C_x だけ下流にとった場合の結果であり、このことから、動翼列の影響はこの静圧分布にはあまり現われていないように見える。ここで、動静翼間距離は約 $2.5 C_x$ である。

実験 T_2 の結果を図10に示す。翼列入口から喉部付近 ($\bar{X}=0.322$) までは、実験 T_1 の場合と同様の傾向を示す。しかし、翼後縁から下流側では異なり、後縁付近 ($\bar{X}=0.091$) の翼負圧面よりの領域の圧力は、計算値より再び高くなっている。さらに下流側では、周期的な圧力変化が見られるが、 $\bar{X} = -0.833$ での変化は実験 T_1 の場合と比べかなり小さくなっている。

両者の実験結果を見ると、翼列入口から喉部までは両者とも同一の傾向を示し、翼負圧面側の圧力は計算値よりも高い。これは翼根元コーナー部に発達するカウンターポルテックスの影響と考えられる。喉部に近づくとこの傾向は見られなくなるが、これ

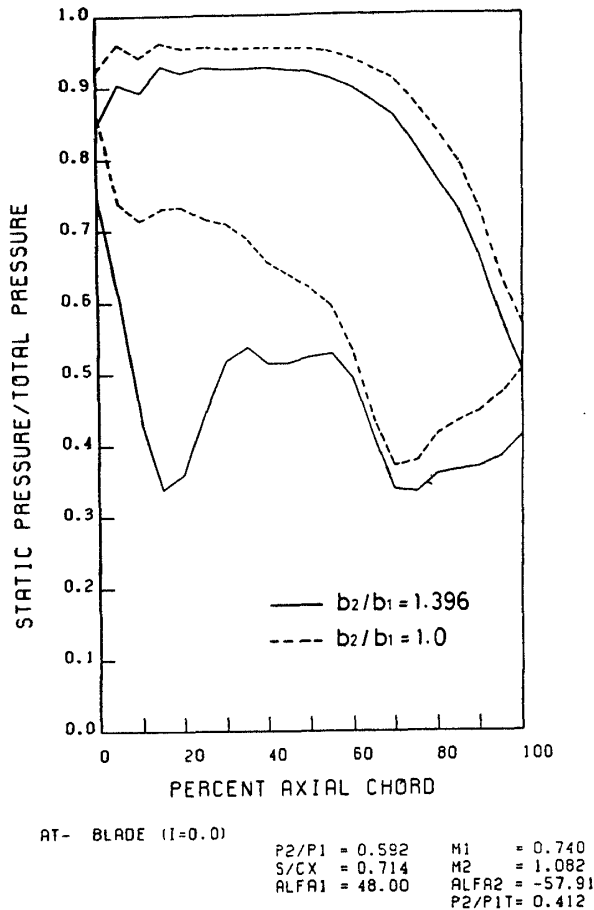


図8(a) 動翼翼面圧力分布

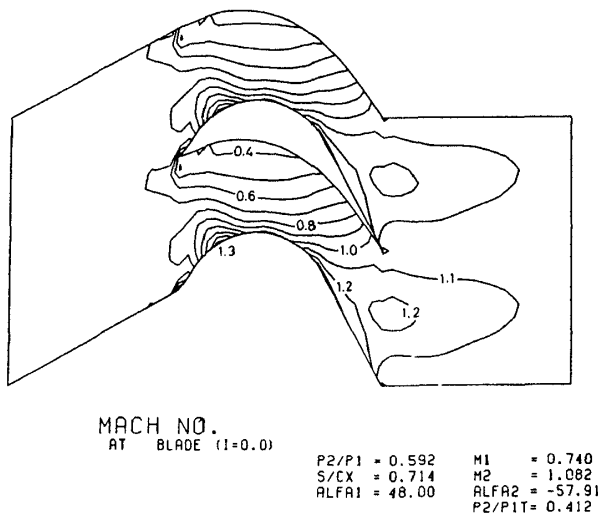


図8(b) 動翼等マッハ線分布

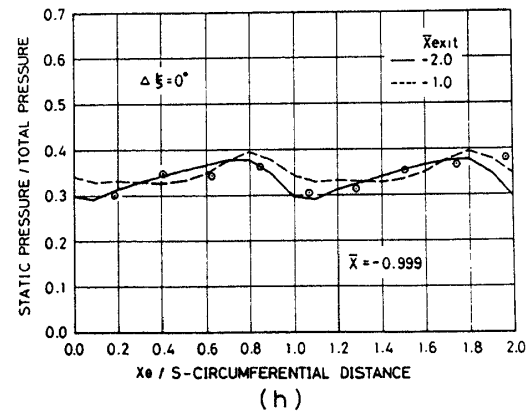
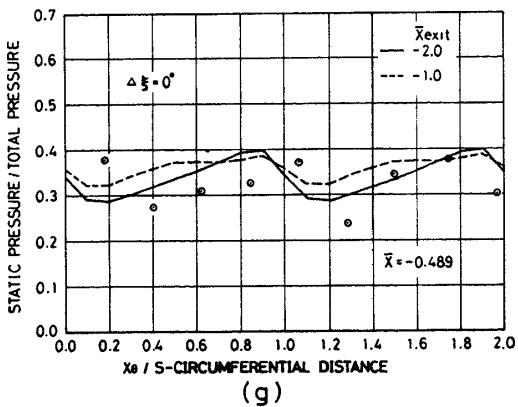
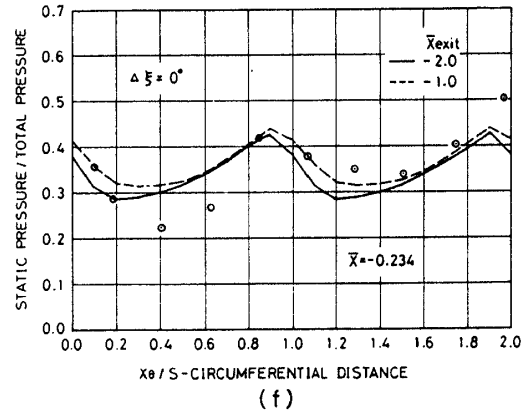
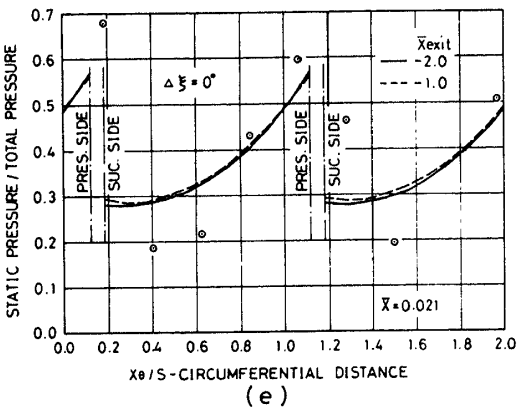
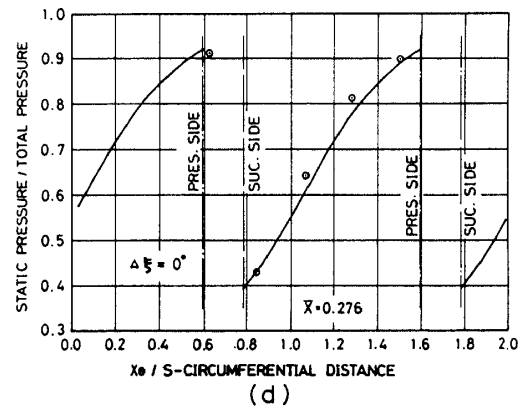
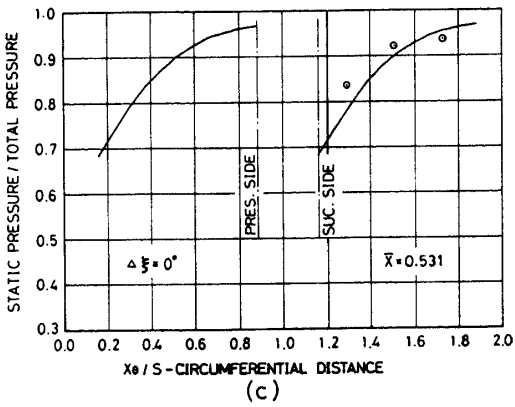
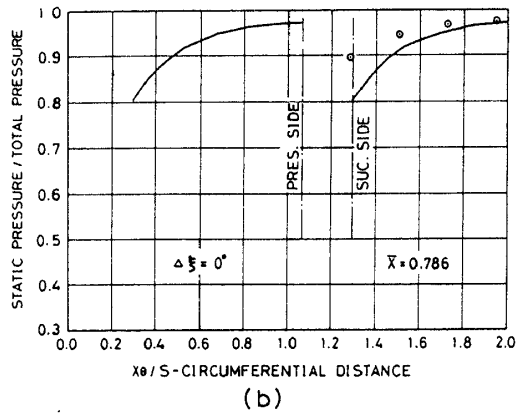
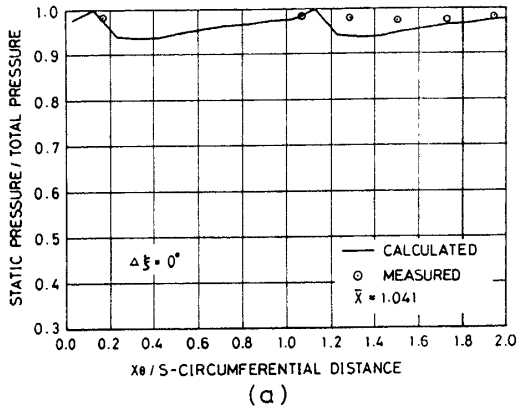


図9 静翼内径側静圧分布 (実験 T1)

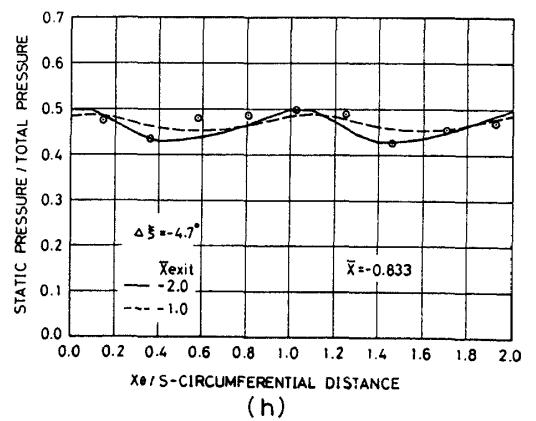
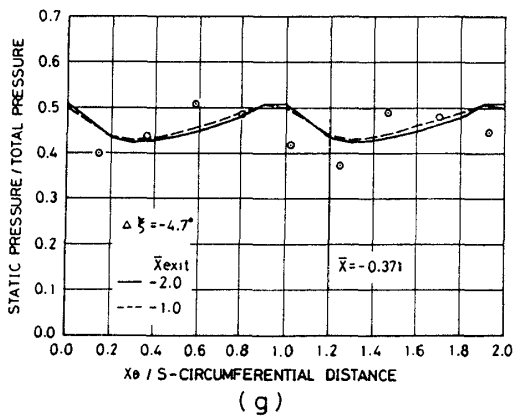
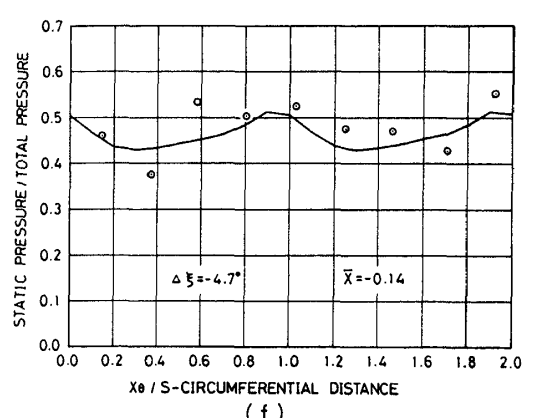
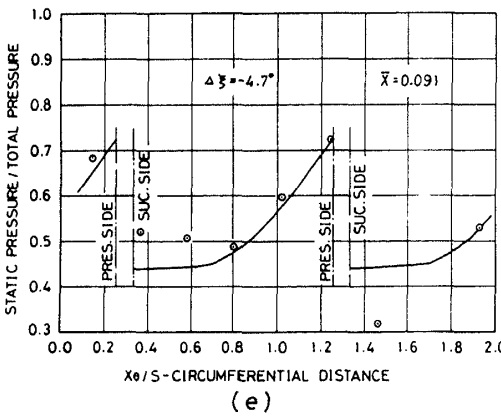
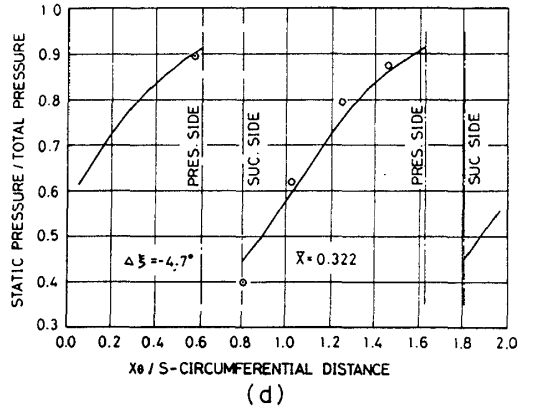
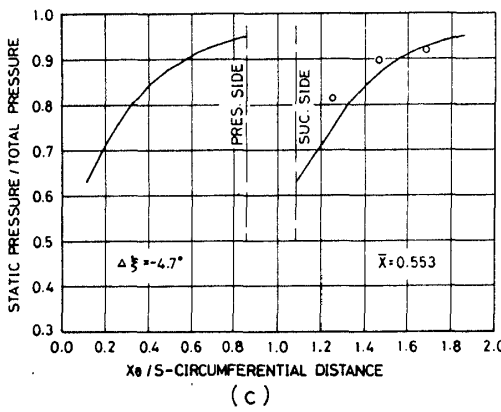
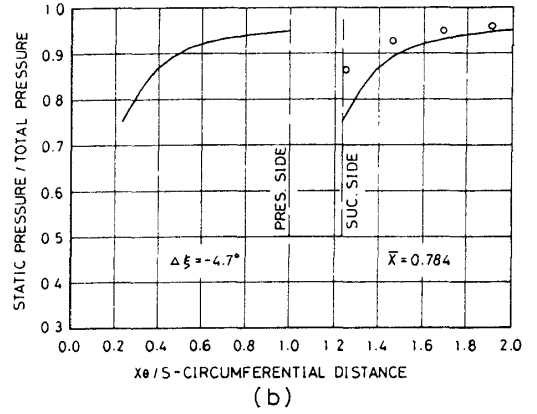
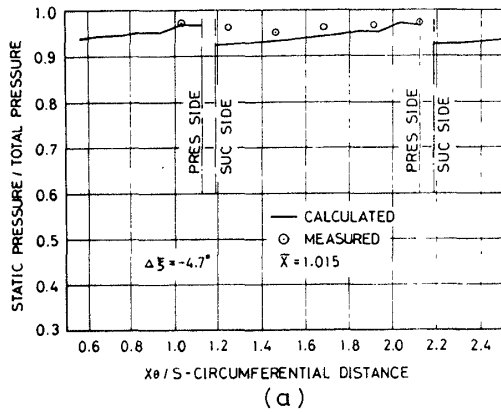


図10 静翼内径側静圧分布 (実験 T2)

はカウンターボルトックスが減衰しやすく¹⁾、また、この渦がエンドウォール面から離れる⁹⁾ためと考えられる。翼列喉部下流側では、翼後縁の翼間中央通路付近の壁面上に圧力の最小値が見られるが、これは流出マッハ数によって状況が異なるようである。

高亜音速2次元翼列実験¹⁰⁾や低速翼列実験¹⁾でも圧力の最小値は翼面上にはないと報告されている。

さらに下流側では、ウェークを含む複雑な流れになっていると考えられ、計算値との対応は必ずしも良くないが、周方向の流れ分布がかなり緩和する、

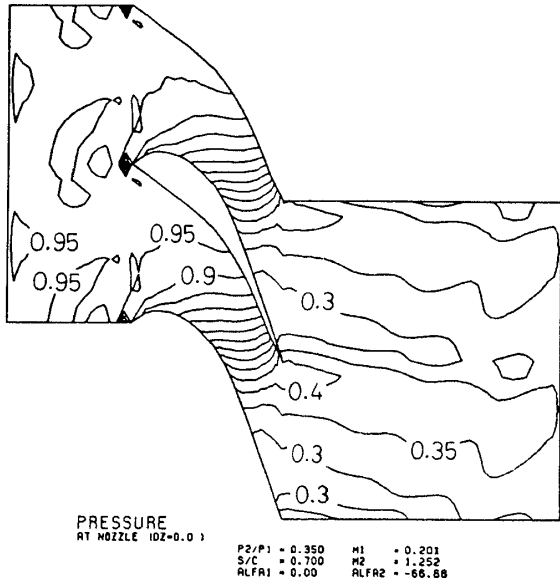


図 11(a) 静翼外径側静圧分布 (実験 T1)

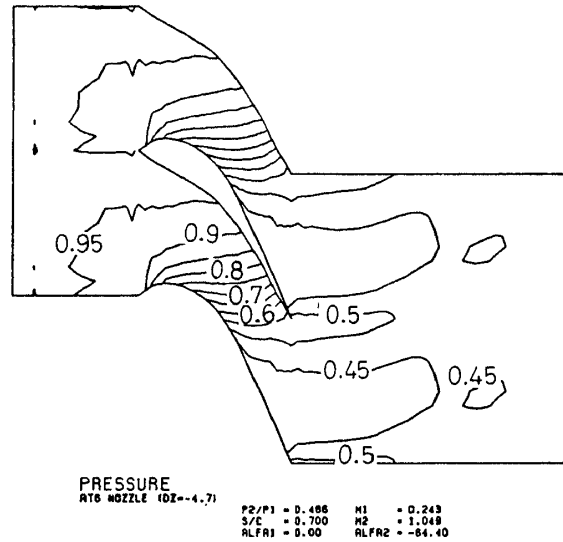


図 11(b) 静翼等圧力線分布 (内径側)

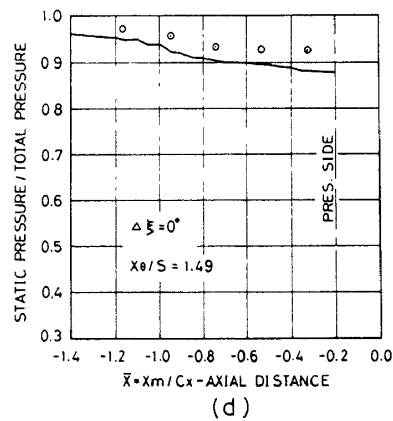
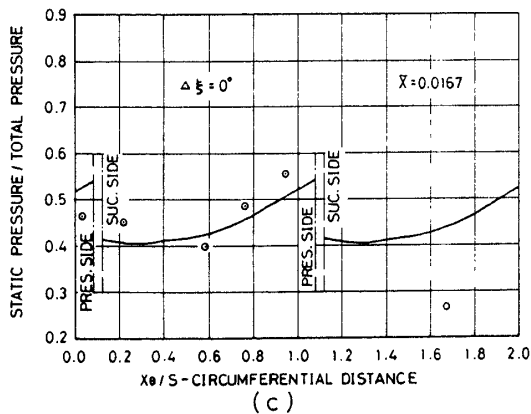
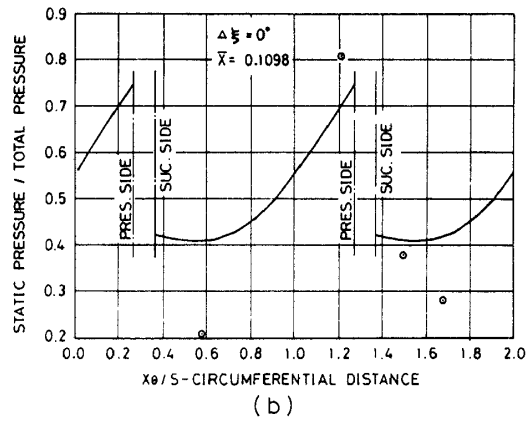
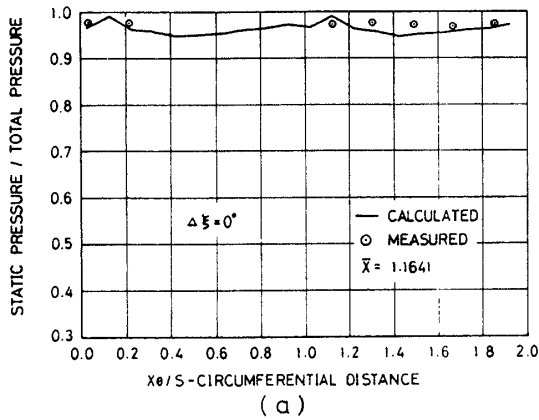


図 12 静翼外径側静圧分布 (実験 T1)

十分下流側（流出マッハ数によってその位置は異なるが）の圧力分布は計算値と良い一致を示す。

ここで、計算した等圧力線分布を図11に示す。

また、今回の実験値からは先端間隙流れの影響は明確ではない。

5.2 外径側壁面

外径側壁面には、静翼回転軸および座があるため段差があり、通常の壁面とは異なるが、実験結果（図12および図13）は内径側壁面の場合と類似した傾向を示している。

実験T1の場合、翼列喉部と後縁との間に非常に圧力の低い領域が存在する（図12(b)）。また、軸方向の圧力分布（図12(d)）をみると、翼列入口から翼圧力面側にかけて圧力は徐々に低くなっている。この時、計算値は実験値よりも約0.02ほど低いが、傾向はほぼ一致している。

実験T2の場合でも、ほぼ同様な結果が得られている。

5. ま と め

単段遷音速軸流タービン試験機における、可変静翼環状翼列のエンドウォール部における圧力分布と2次元流れ計算結果との比較検討を行い、以下の結論を得た。

- (1) 翼列入口から喉部までの間での翼負圧面側のエンドウォール面圧力は計算値より高めの圧力を示す。
 - (2) 翼喉部での圧力の計測値と計算値とは良く一致する。
 - (3) 圧力の最小値は翼負圧面上にはなく、翼喉部と翼後縁の間の翼間流路面上に存在する。
 - (4) 翼列下流側には周期的圧力分布が存在し徐々に均一化するが、その領域は流出マッハ数によって異なる。翼後縁から軸方向翼弦長程度下流側では計測値と計算値との一致も比較的良好い。
- 最後に、計算に使用した計算機はIBM3081Dである。

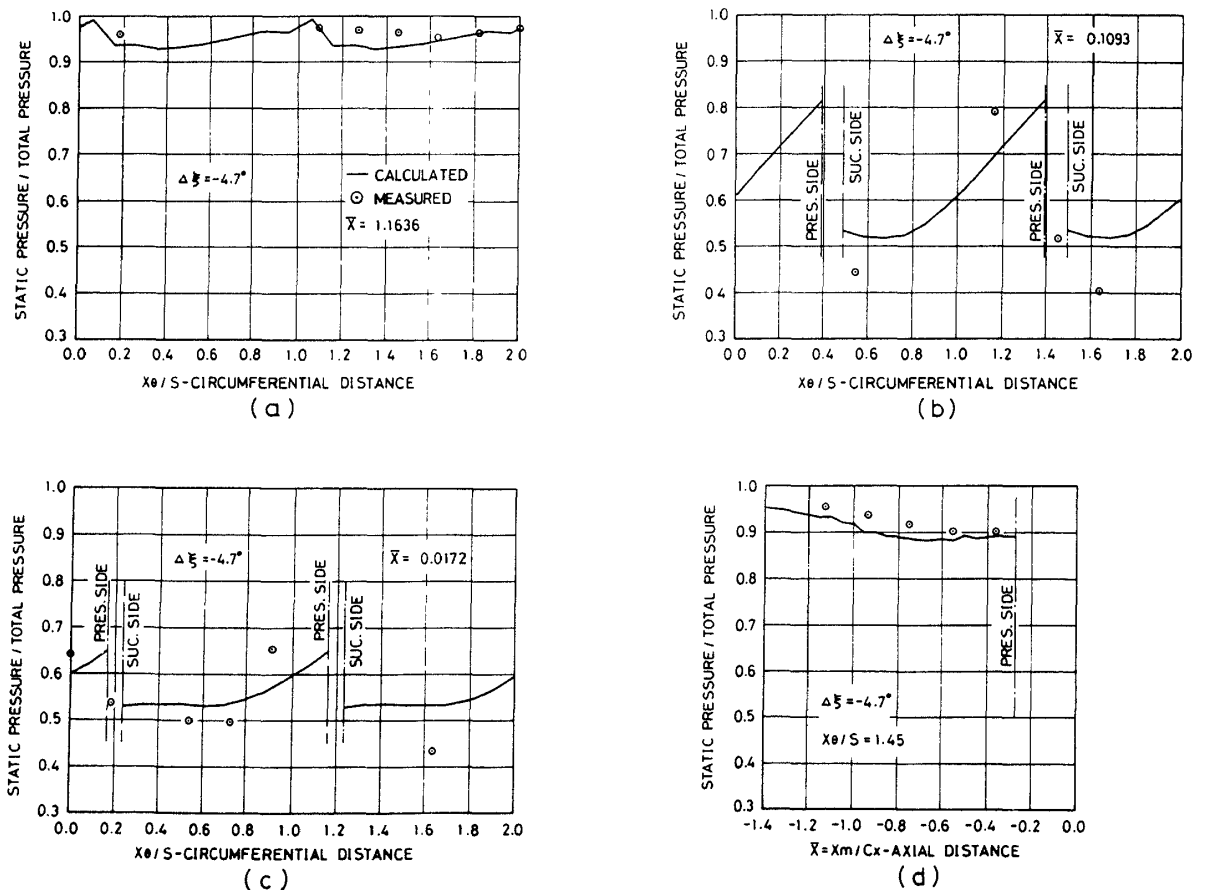


図13 静翼外径側静圧分布（実験T2）

参 考 文 献

- 1) Langston, L.S., et al.: Three-Dimensional Flow within a Turbine Cascade, ASME Paper No. 76-GT-50, 1976.
- 2) Marchal, Ph., et al.: Secondary Flows within Turbomachinery Bladings, AGARD CP 214, 11.1-11.20, 1977.
- 3) Schlegel, J.C., et al.: Reduction of End-Wall Effects in a Small, Low-Aspect-Ratio Turbine by Radial Work Redistribution, ASME Paper No. 75-GT-7, 1975.
- 4) Graziani, R.A., et al.: An Experimental Study of Endwall and Airfoil Surface Heat Transfer in a Large Scale Turbine Blade Cascade, ASME Paper No. 79-GT-99, 1979.
- 5) Hah, C.: A Navier-Stokes Analysis of Three-Dimensional Turbulent Flows Inside Turbine Blade Rows at Design and Off-Design Conditions, ASME Paper No. 83-GT-40, 1983.
- 6) 高木；単段遷音速軸流タービンの設計及び空力性能，第12回ガスタービン定期講演会（1984），85.
- 7) Erdos, J.I., et al.: Numerical Solution of Periodic Transonic Flow through a Fan Stage, AIAA J., Vol. 15, No. 11, Nov. 1977, pp. 1559-1568.
- 8) Gopalakrishnan, S., et al.: A Numerical Technique for the Calculation of Transonic Flows in Turbomachinery Cascades, ASME Paper No. 71-GT-42, 1971.
- 9) 園田，飯田，相原；タービン翼列内の二次流れについて，第12回ガスタービン定期講演会（1984），79.
- 10) 静谷，小林，松本；二次元翼列におけるエンドウォールの熱伝達に関する実験的研究，第12回ガスタービン定期講演会（1984），139.

