

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-501

## 低速円環翼列風洞による研究 (I) タービン静翼列の内壁面圧力分布

山 本 孝 正 ・ 臼 井 弘 ・ 井 上 重 雄

1983 年 3 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 低速円環翼列風洞による研究 (I) タービン静翼列の内壁面圧力分布\*

山 本 孝 正\*\* 臼 井 弘\*\* 井 上 重 雄\*\*

## A Study with Low-Speed Annular Cascade Wind-Tunnel

### (I) Endwall Pressure Distribution in an Annular Turbine Stator Cascade

By

Atsumasa YAMAMOTO, Hiroshi USUI and  
Shigeo INOUE

#### 概 要

当研究所原動機部では、通商産業省工業技術院の大型省エネルギー技術研究開発制度による「高効率ガスタービンの研究開発」の一環として、タービン技術の研究開発を行っている。

本報告は、「低速円環翼列風洞による試験研究」として行ったもので、空冷タービン翼列の空力性能の向上等を目的としている。空冷タービン翼列用として高転向角を有する円環状静翼列内において、翼根部の流路内壁による圧力損失発生メカニズムや境界層の発達に関する基礎資料、及び従来の二次元翼列試験では得られない三次元翼列壁面圧力特性を解明する資料を得るため、詳細な壁圧計測を行った。

その結果、かなり曲面をもつ内壁（ハブ）ケーシング上での圧力は翼両面及び内壁面での境界層の存在のため三次元的特性が強く、従来から設計に用いられてきた準二次元的手法では予測出来ないものであることがわかった。なお、本実験は主流の流速の他、動翼の回転をも種々変化させて行った。

#### ABSTRACT

Existence of the annular walls in actual turbomachinery causes complicated three-dimensional corner flows, including the viscous interaction of the boundary layers on the walls with those on the blade surfaces, and induces three dimensional secondary flows due to such boundary layers and due to the pressure distribution within the cascade.

When we design a turbine, knowledge of annular wall pressure

---

\* 昭和57年9月17日受付

\*\* 原動機部

distribution is useful for understanding such flow mechanism and for estimating annulus loss and the flow path blockage factor caused by the boundary layers. It is useful also for estimation of the adequacy of the conventional blade design procedures using the superposition technique of several two-dimensional blade geometries.

Detailed measurements of the inner annular wall pressure distribution in and out of the stator cascade flow path have been done for various downstream rotor blade revolutions in the present test. Their several carpets are presented as the preliminary results. The results seem to indicate that there is a horseshoe vortex near the blade leading edge and a passage vortex within the cascade.

## 1. まえがき

実機のタービンでは、翼列流路壁近傍での粘性摩擦による圧力損失 (Annular wall loss or Endwall loss) や、三次元翼列流路内の圧力勾配等起因する二次流れ損失 (secondary loss) が、翼列の全圧力損失のうち非常に大きな割合を占めている<sup>(1)</sup>。従って、この発生メカニズムを解明することは性能向上には必須である。ところで、タービンの設計において内壁近傍の圧力損失の見積りの際や、あるいは流れの有効流路面積を正確に見積り機械の流量を予測する際に、内壁にそって発達する境界層速度分布の計算をする必要が生じる。この場合、境界層の内側の圧力は境界層外縁の (主流) 圧力と仮定し行うことが多いが、この仮定は、三次元的な流路をもつ実際の機械では必ずしも正しいとは言えず、実際の内壁近傍の圧力分布がどのようなものかを知ることが重要である。空冷タービンではまた、より高温のガスに耐えるために翼自身のみならず流路を形成する内径側、及び外径側ケーシングをフィルム冷却することがあり<sup>(2)</sup>、フィルム冷却を効果的に行うためには、こうした熱的な面からも流路内外壁の圧力分布を知る必要がある。しかしながら、タービン高圧段の空冷タービンは実機の場合寸法が小さく (例えば、推力 5 トンクラスの航空用エンジンで約 32 mm 程度のスパン、省エネルギー技術研究開発制度で進める 10 万 kW 級の高圧・再燃の高効率の発電用ガスタービンで約 53 mm 程度のスパン) かつ

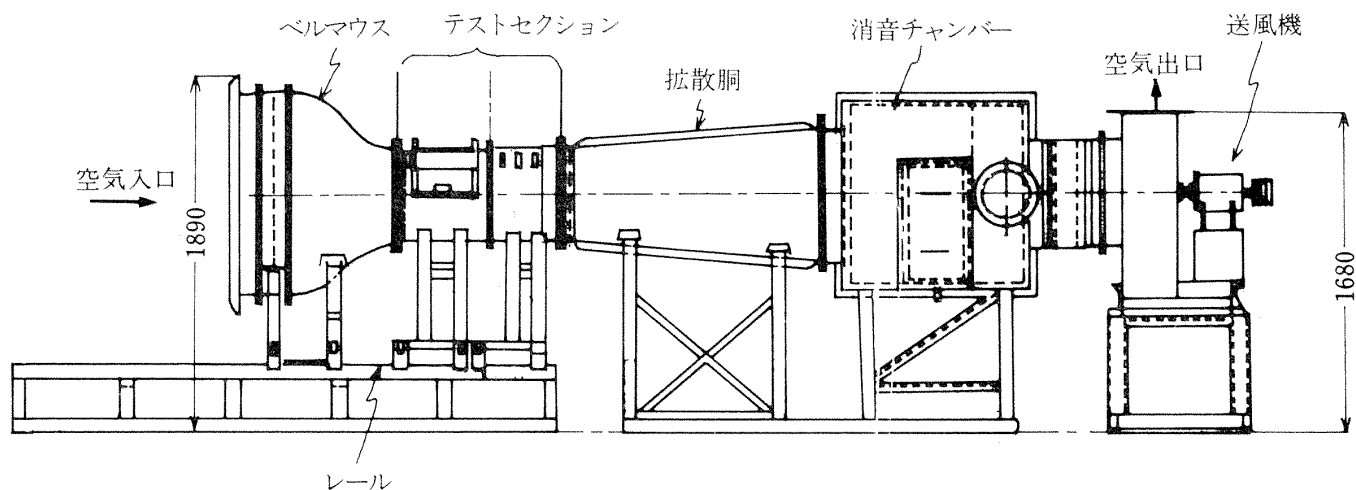
第一段静翼列では約 70° 前後の流出角をもつため、翼列内の圧力計測は壁圧と言えども極めて困難である。そこで、本報では詳細な翼列内の計測が行える低速円環翼列風胴を用いて、入口部 15 点、翼列内 60 点の合計 75 点の内壁側圧力を種々の流量及び動翼の回転数の組み合わせの下で行った。このような詳細な円環翼列内の内壁の圧力計測の報告は少く、特に流出角度の大きい空冷タービン静翼のようなより高負荷のものでは殆どない。本報では実験の圧力データを等圧力分布図として作製し検討した。なお、今回の実験では主流の流速の他、下流の動翼の回転をも種々変化させた。

## 2. 実験の装置及び方法

### 2.1 実験装置及び計測装置<sup>(3)</sup>

図 1 に本実験を用いた「三次元低速円環翼列風胴」の概観図を示す。本風胴は低乱流流れを得るため吸込型の風胴であり、18 kW の直流電動機駆動のターボファン送風機により大気よりテストセクションへ気流が吸込まれる。ベルマウス直後の約 860 mm 長の二重円環部 (外径 466 mm  $\phi$ 、内径 316 mm  $\phi$ ) がそのテストセクション部で、その内約 300 mm 長、上半 180° にわたり可視化用の透明アクリル窓が設けられており、円環状に配備したタービン静翼列と動翼列が見えるように製作した。(写真 1 参照)

試験翼列部の主な仕様を表 1 に示す。テストセクションの二重円環内に円環状に配備した両翼列はどれも翼スパン方向には断面形状一定の二次元翼列で



主要仕様

円環部寸法：内筒 316 mm $\phi$   
外筒 466 mm $\phi$  (翼高さ 75 mm)

風速：0.8 ~ 40 m/s (軸流速度)

約 100 m/s (翼列出口)

入口乱れ：0.5 % 以下

図 1 低速円環翼列風洞概観図

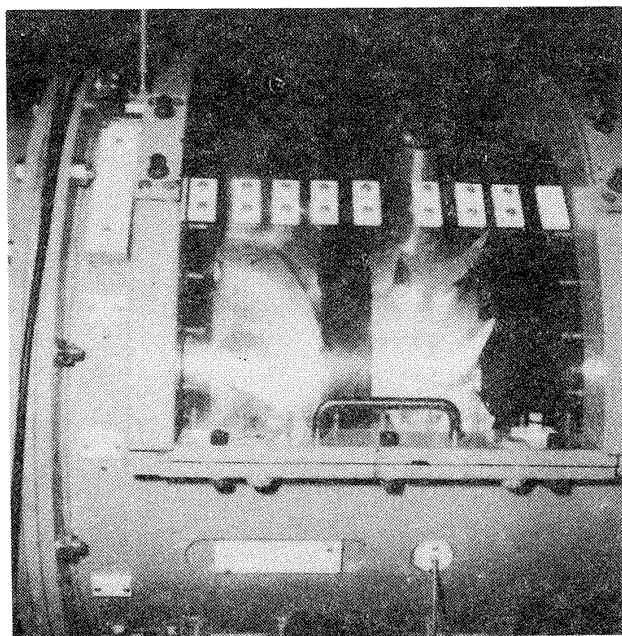


写真 1 円環翼列試験部概観

表 1 翼列部の主要仕様

	静 翼	動 翼
翼 弦 長	104 mm	74 mm
翼 最 大 厚	22 mm	19 mm
転 向 角	66°	113°
喰 違 角	-39°	17°
翼 枚 数	16	20

表 2 静翼製作座標

	XXS	YYS	XXP	YYP
1	5.85767	73.00000	7.76334	59.52613
2	10.78546	74.76353	11.82100	57.99053
3	16.67151	75.80644	15.72786	56.97294
4	22.46210	75.68189	19.14019	55.90000
5	29.93445	75.09995	22.52583	54.65911
6	35.34520	73.09286	26.02044	53.23361
7	41.85698	69.25402	30.38414	51.64429
8	47.68002	64.49333	35.05611	49.36351
9	53.08374	59.07783	39.87639	46.09354
10	57.86537	52.29852	45.52806	42.06619
11	62.17482	45.48820	50.75377	37.20366
12	66.55599	37.85236	56.10195	31.12360
13	70.62326	29.57027	61.49496	24.27752
14	74.44284	20.53422	67.03288	16.62206
15	78.15102	10.52428	72.82111	7.94290
16	81.28619	0.68915	78.29537	-0.65976

DL (XL, YL) 13.300 (6.903, 66.037) DT (XT, YT) 3.300 (79.794, 0.000)

Dmax (Xmax, Ymax) 22.000 (30.702, 63.240) CHORDM 104.416 STG -39.310

あり、静翼列は後縁(中心)線がタービン(動翼回転)軸に向い直角に立つようにハブ円筒面に植えてあり、一方動翼は翼の重心線が同様タービン軸に直角に立つよう植えたものである。二次元翼断面形状として文献[4]のMEAN径の翼形状を用いて製作した。

表 2 及び 3 には、各翼列の製作翼座標（翼スパンに垂直な断面での翼形）を示す。なお、この翼座標は上記のことから円環流路の任意の半径での円筒面上に投影した翼座標とは異なる。

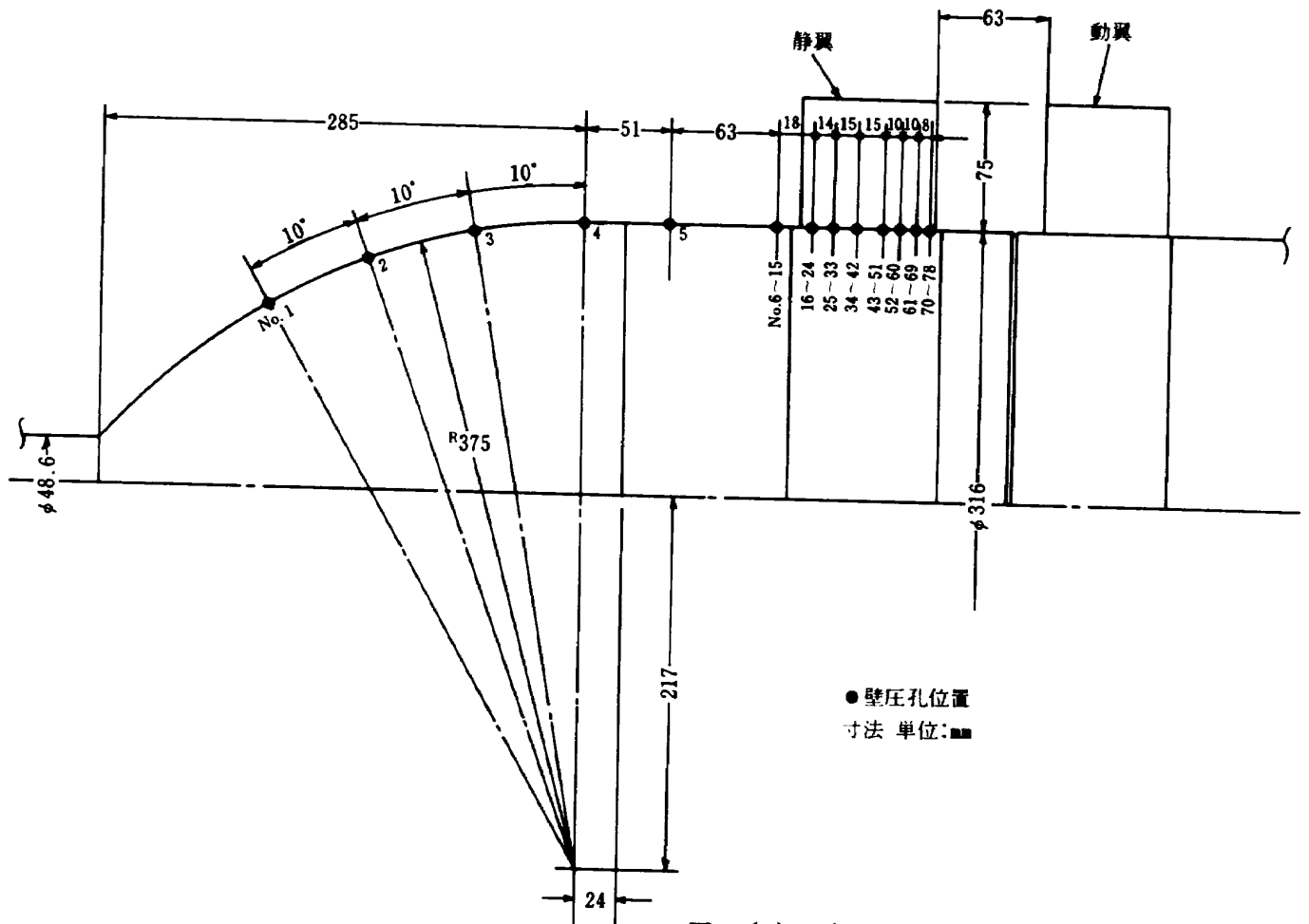
静翼列の上流及び翼列内部におけるハブケーシング壁の静圧孔の設置位置を図 2 (a) 及び (b) に示す。図 2 (a) に示すように静翼のかなり上流にあるスピナー上の壁圧から翼列内部にわたる壁圧まで計 75 点測定した。なお、今回の試験では静翼下流の壁圧の測定は計測器の測定点数の制限から省略した。各圧力は内径 1.2 mm  $\phi$  又は、1.6 mm  $\phi$  のチューブにより多点圧力切替用スキュニバルブ（48 点用 1 台、24 点用 1 台）に導き 2 台の圧力変換器により測定した。また図 2 (b) に '△' で示した 3 点の圧力はハブケーシング内に納めた非定常圧力測定用の圧力変換器（3 台）で測定した。なお、48 点用のスキュニバルブからの出力は PDP-11/35 のミニコンピュータにて、又非定常圧力測定用の圧力変換出力は流体機械内デジタル三次元内部流動計測解析装置<sup>(3)</sup>にて採取した。写真 2 に静翼列ハブケーシング

表 3 動翼製作座標

I	(mm)		
	XX	YYP	YYS
1	0.00000	0.00000	-6.32917
2	4.08333	0.81667	-12.25000
3	8.16667	-2.00083	-17.35417
4	12.25000	-4.61417	-21.43750
5	16.33333	-6.53333	-24.50000
6	20.41667	-7.96250	-26.33750
7	24.50000	-8.65667	-27.56250
8	28.58333	-8.65667	-27.76667
9	32.66667	-8.08500	-27.35833
10	36.75000	6.86000	-26.13334
11	40.83334	-4.90000	-24.21417
12	44.91667	-2.65417	-21.23333
13	49.00000	0.53083	-18.17083
14	53.08334	4.28750	-13.06667
15	57.16667	8.69750	-7.35000
16	61.25000	13.27083	-0.40833
17	65.33334	18.17083	7.14583
18	69.41667	—	15.10833

DL (XL, YL) DT (XT, YT)  
8.167 (2.654, -3.063) 4.083 (69.090, 19.396)

Dmax (Xmax, Ymax) CHORD O  
18.906 (29.808, -18.171) -73.5 21.029



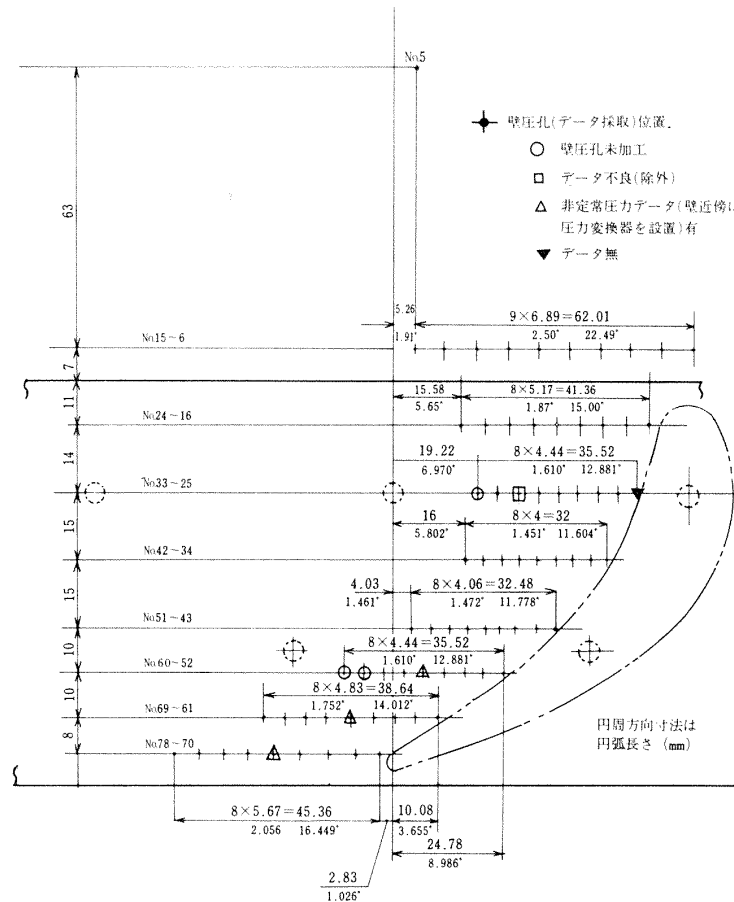


図 2 (b) 静翼列内壁圧測定孔の周方向位置

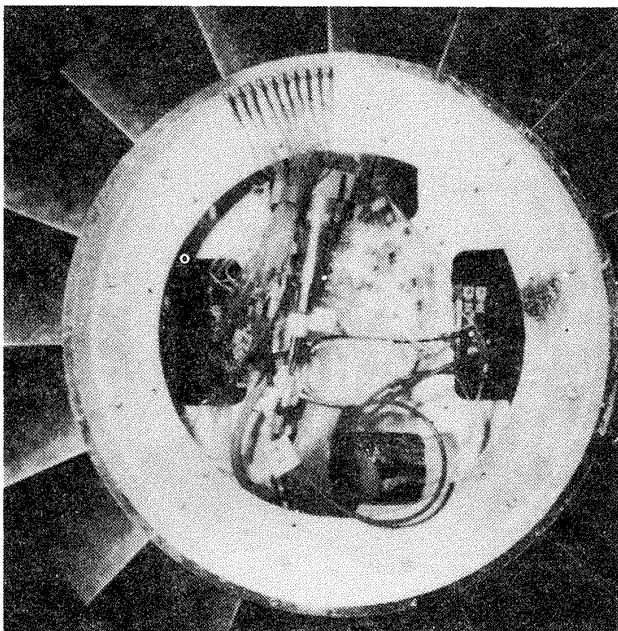


写真 2 円環翼列の内壁圧力計測状態

内の壁圧測定状態を示す。

動翼列の回転数は内径側ケーシング内に納められた直流の制動モータにより制御した。このモータは

80RPM (以下) の低速から 2000 RPM まで 0.5 % 以内の精度で回転を制御出来る。本試験では実験中を通じてその回転変動は ± 1 RPM ( 1750 RPM 時では ± 0.1 % ) であった。

動翼の回転数は動翼列先端部外壁に挿入した翼端間隙測定用の渦電流形センサから発生するパルスを周波数カウンタで計測し求めた。

## 2.2 実験の方法

表 4 に本実験の実験条件をまとめた。図 3 はこれらの点を本タービンの性能マップ上に示したものである。基準流速としては、静翼入口の内壁から 24.3 mm の位置に固定した全圧計と、それと軸方向で同断面で翼列のほぼ中心に位置する内壁の壁圧差  $\Delta P$  とから次式で算出したものを用いた。

$$V = \sqrt{(2g/r)\Delta P}$$

表 4 実験点の条件 (図 3 参照)

実験 番号	基準入口 軸流速度 $V_x$	動翼回転数 $N$	
		実回転数	概略目標回転 数比 (参考)
	m/S	RPM	%
①	12.2	1,750	140
②	12.6	1,502	120
③	12.4	1,251	100
④	12.1	1,000	80
⑤	10.2	1,054	100
⑥	10.2	1,251	120
⑦	9.9	1,451	140
⑧	9.6	649	60
⑨	14.3	1,750	120

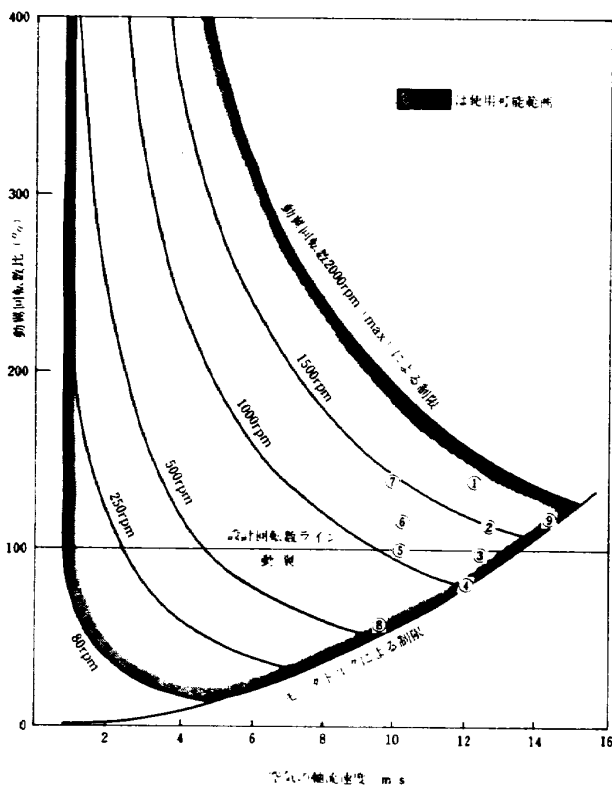


図 3 実験計画点 (表 4 参照)

### 3. 実験の解析方法及び結果

#### 3.1 実験の解析方法

計測圧力データにより生圧力データ (大気圧との差圧;  $\Delta P \text{ mmAq} = P_{\text{atm}} - P_{\text{measured}}$ ) の等圧力線をグラフィックディスプレイ上に描かせ、図 4(i) ~ (ix) に示す。図中の“LINE”は (最大圧力 - 最小

圧力) の等圧力線の数である。翼列内の圧力分布を明確に出すため上図は LINE = 50 本, 又翼列入口 (前縁) 近傍の圧力分布を明確に出すため下図は LINE = 500 本で等圧線を描かせたものである。等高線を描くプログラムは文献 [5] を本タービン翼列に適用したものである。用いたミニコンは VAX-11/750 である。なお, 図中の MIN, MAX, 及び DEV はそれぞれ最小の  $\Delta P$  値, 最大の  $\Delta P$  値及び, 等圧線の間隔 (いずれも単位は mmAq) を示す。

また, 図 4 では等圧力線の高低を示していないが, 高速で作図するグラフィック画面上では高低の作図の“動き”がよくわかる。図 5 では図 4 (iii) の前縁近傍の等圧力線図を代表例として時間を迫って作図していく様子を示したもので, 作図は圧力等高線の低

EXP. NO 1  
MIN = 9.08  
MAX = 83.73  
LINE = 50.0  
DEV = 14.9

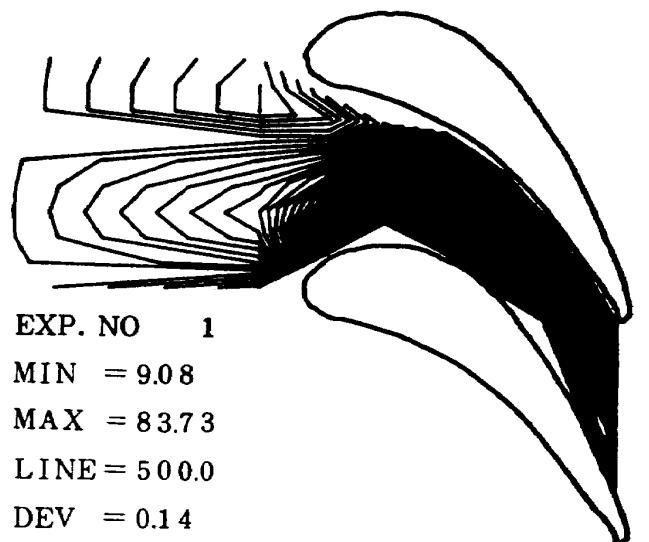


図 4 (i) 内壁上等圧力線図, 実験番号①

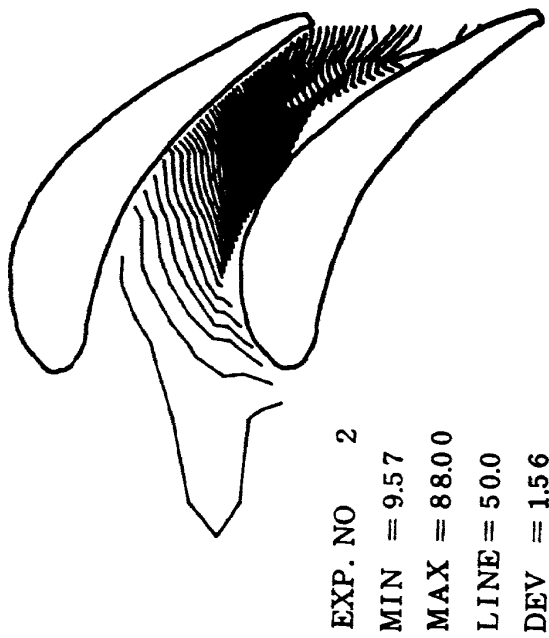


図 4 (I) 内壁上等圧力線図, 実験番号②

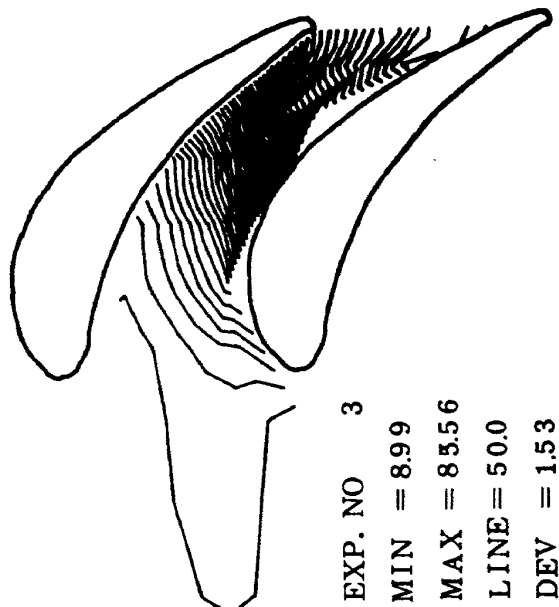


図 4 (III) 内壁上等圧力線図, 実験番号③

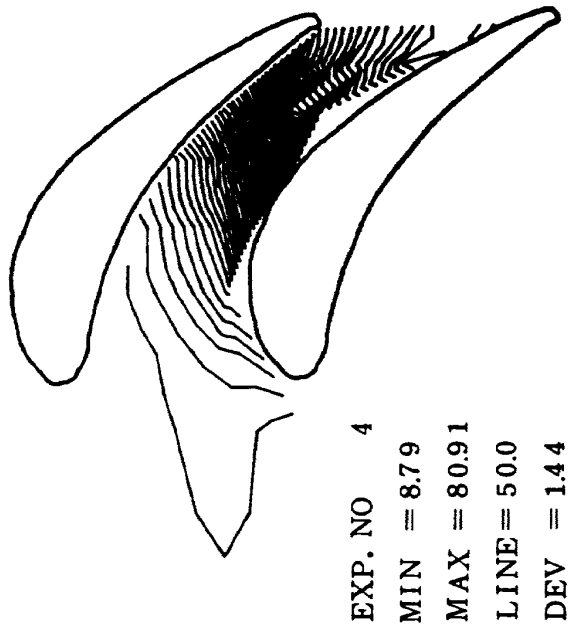
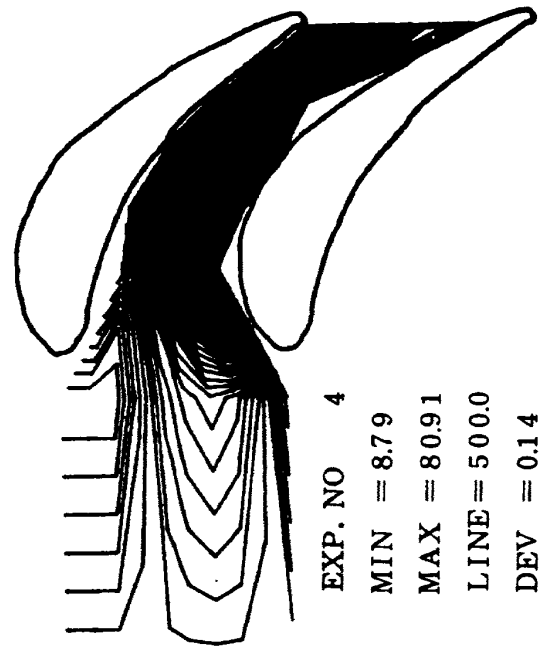
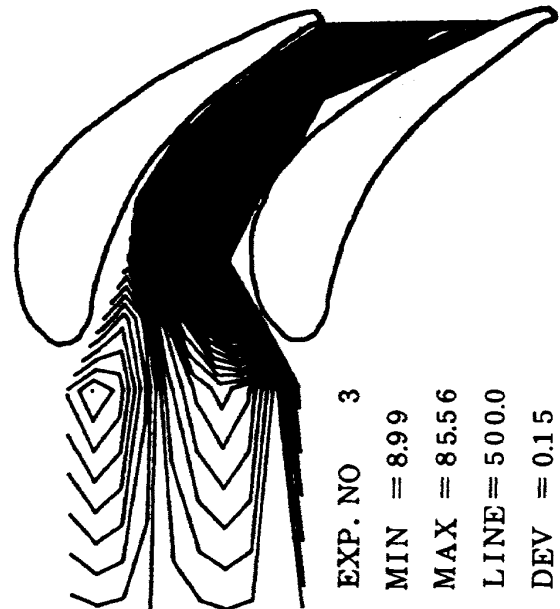
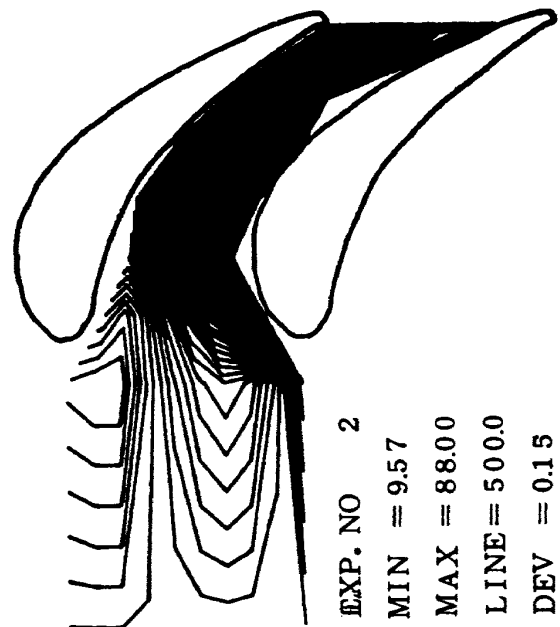


図 4 (V) 内壁上等圧力線図, 実験番号④





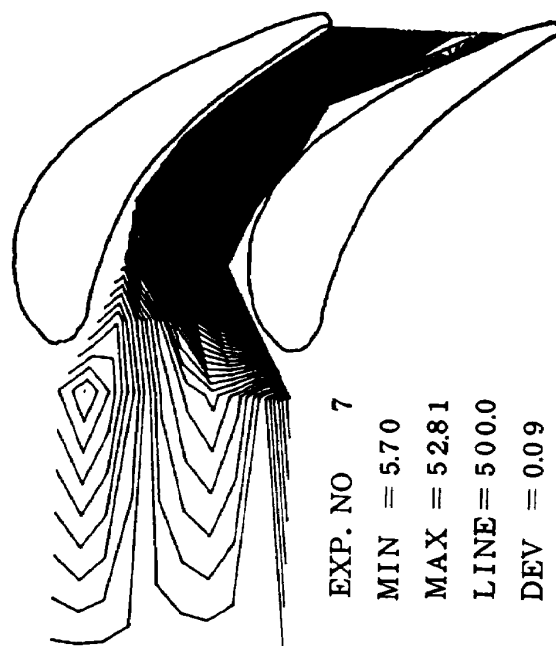
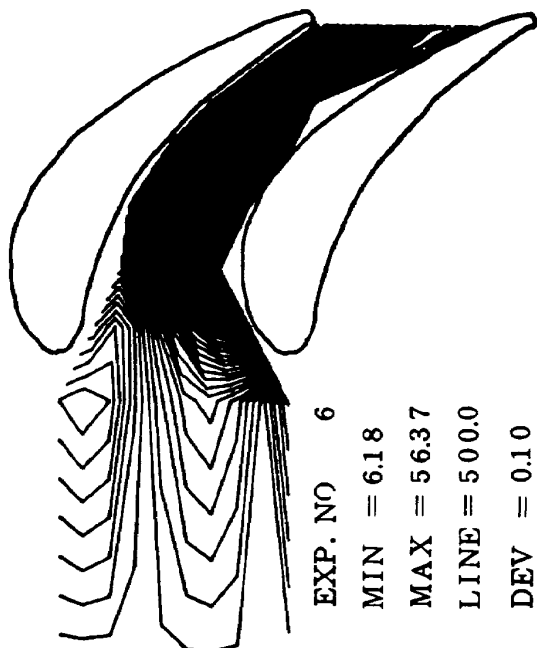
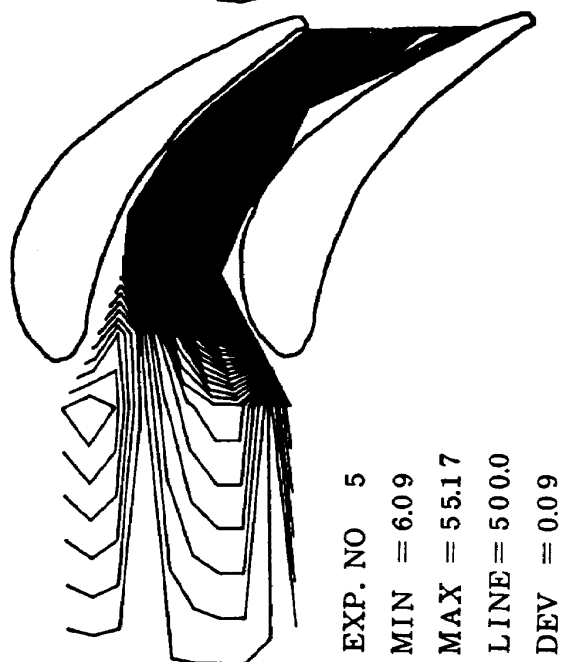
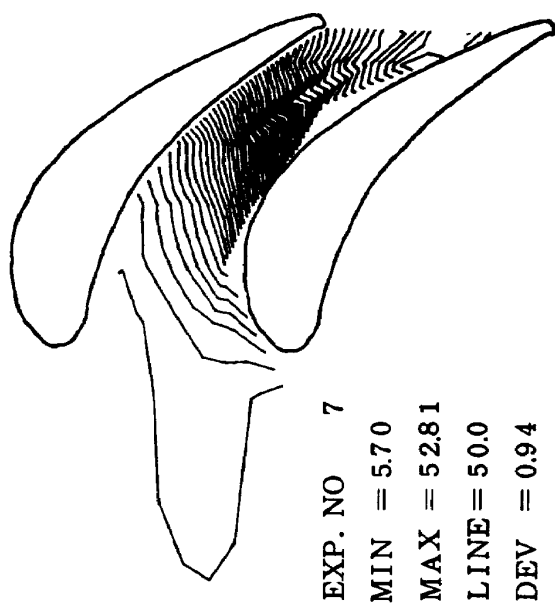
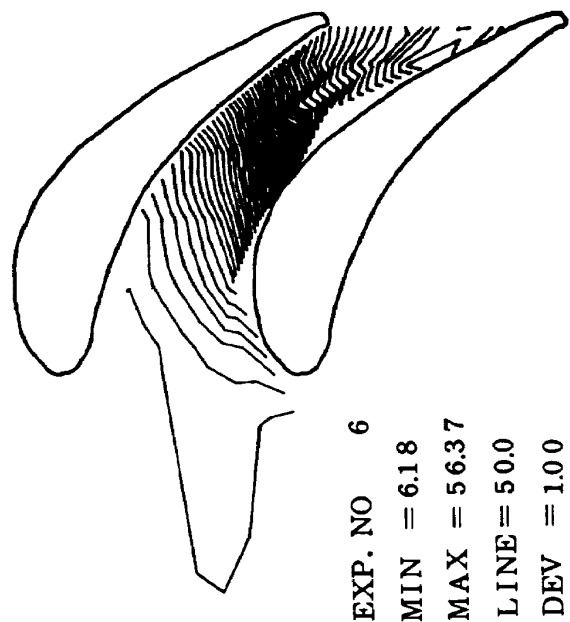
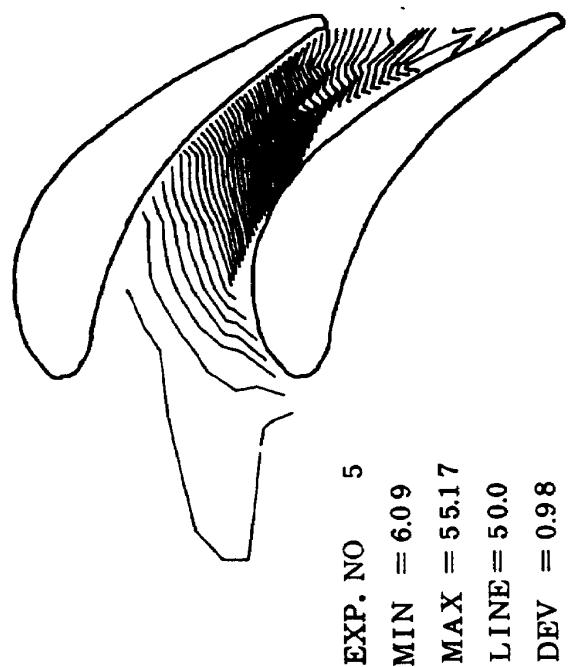


図 4 (V) 内壁上等圧力線図, 実験番号⑤

図 4 (VI) 内壁上等圧力線図, 実験番号⑥

図 4 (VII) 内壁上等圧力線図, 実験番号⑦

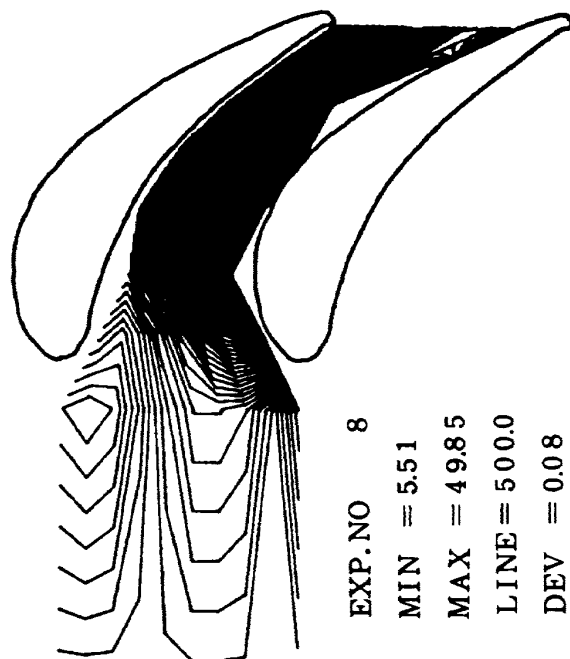
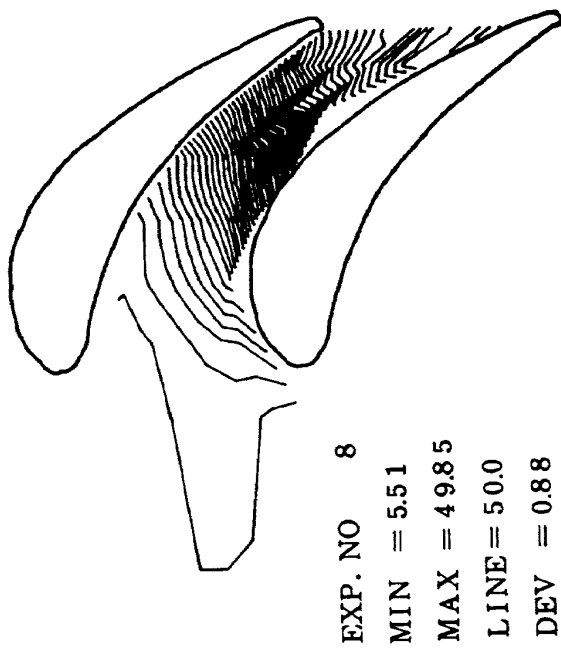


図4 (viii) 内壁上等圧力線図, 実験番号⑧

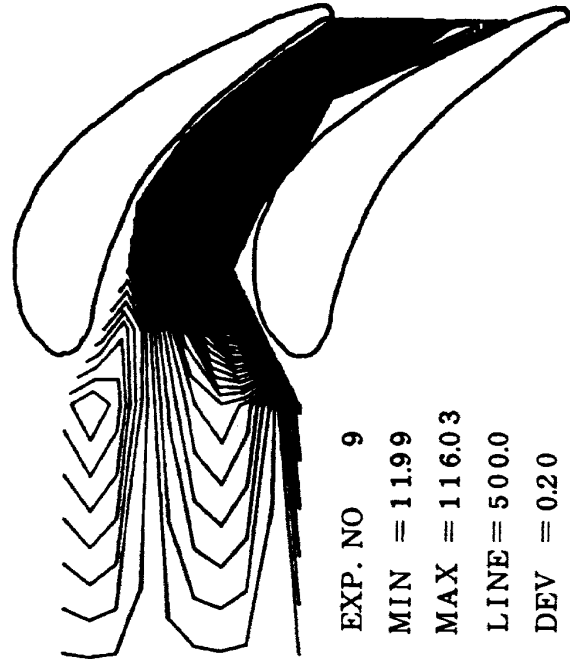
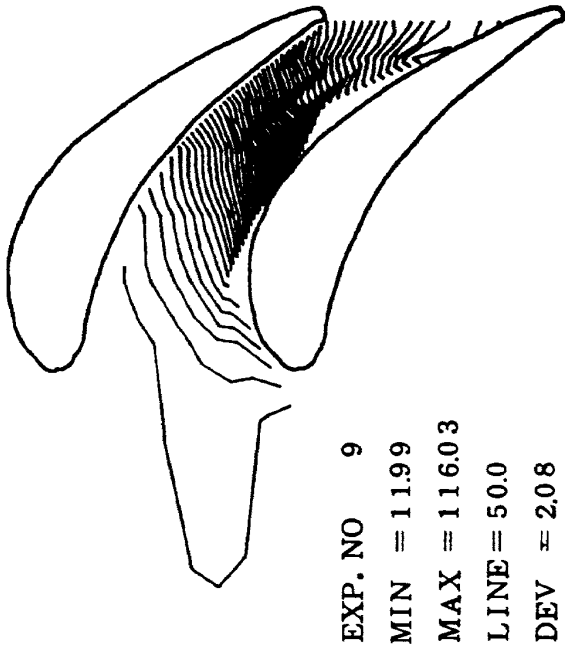


図4 (ix) 内壁上等圧力線図, 実験番号⑨

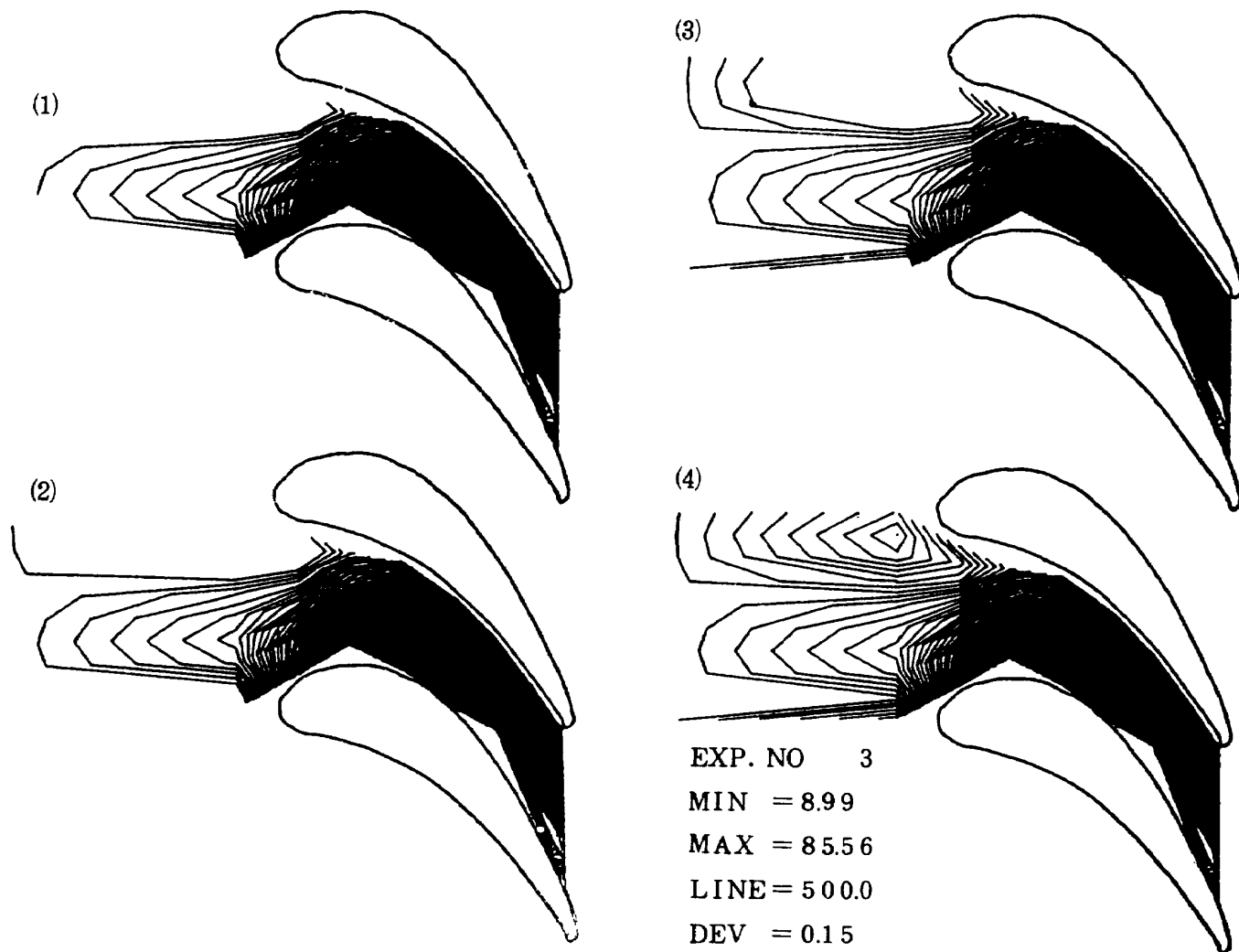


図5 翼列前縁近傍の等圧力線の作図状態（低圧力線より高圧力線への作図の動き）

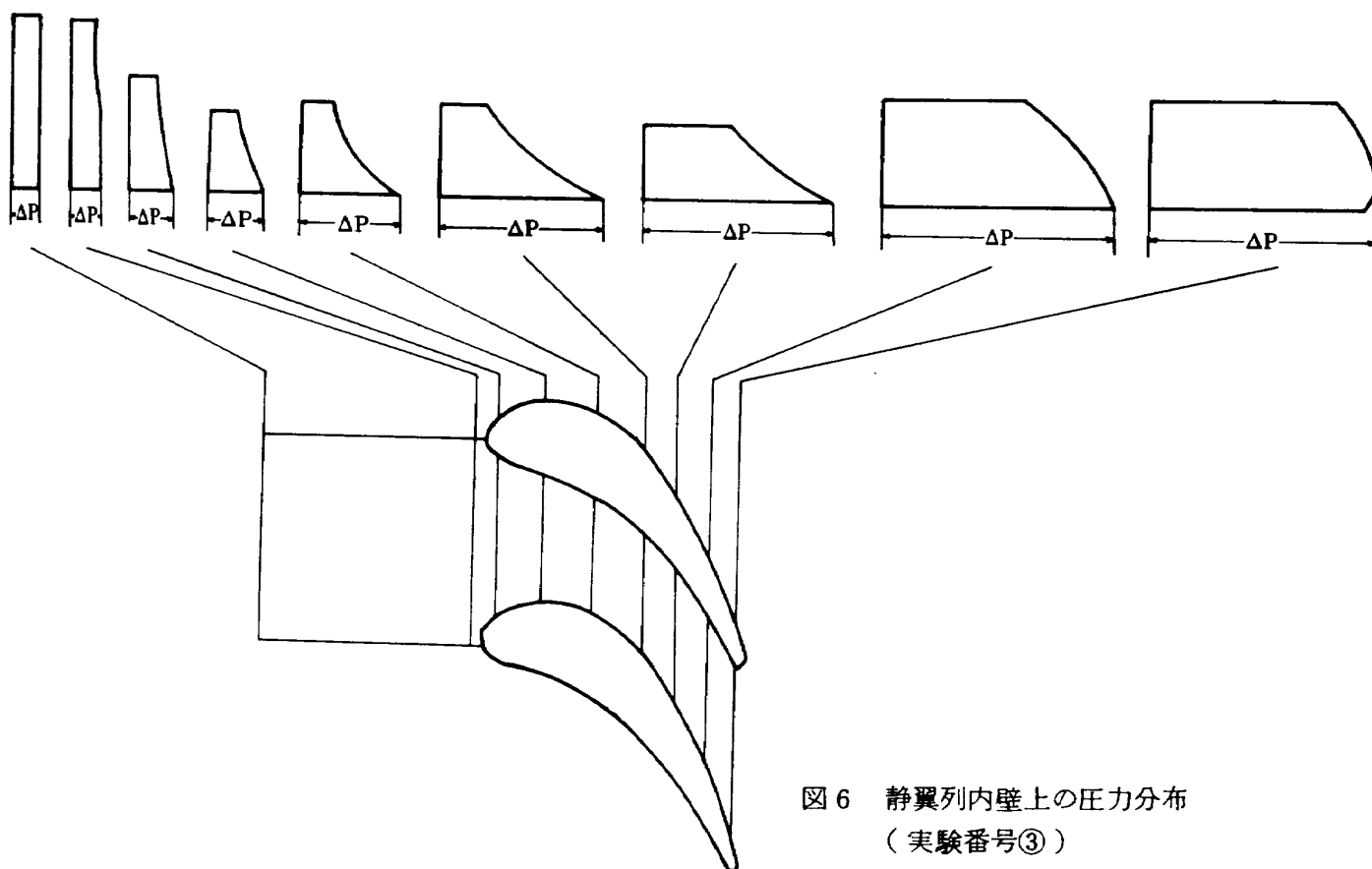


図6 静翼列内壁上の圧力分布  
 （実験番号③）

い値（最小値， $\Delta P$ の値の大きい線）から高い値へと作図していく様子がわかる。図6は翼間の周方向線上での圧力分布を示す。他の実験条件での結果もこれと同様である。なお、翼面近傍の一部領域（前縁近傍の正圧面，最大肉圧近傍及びスロート近傍の負圧面）で白く描かれていない部分は，測定データの欠除した領域である。{図2(b)参照}。続報では，これらの領域も含めて計測の予定である。

### 3.2 結果の考察と今後の課題

図4(i)~(ix)及び図5より，次のことが言える；

- (i) 翼列内部の圧力分布より翼列中央の正圧面側から翼列後縁近傍の負圧面側に向って圧力の山脈のようなものが見られる。これは，三次元翼列のアニュラ壁近傍でおこる三次元はくり流れ<sup>(6)</sup>又は流路はくり渦(Passage Vortex)<sup>(8)</sup>で，下記(ii)の翼列前縁近傍のひづめ形渦をその発生源とする渦の経路に一致すると思われる\*。今後は，可視化法等によってハブケーシング近傍の流れを明確に把握する必要がある。
- (ii) 翼列入口（前縁）近傍の圧力分布より，一般に翼列前縁正圧側近傍に閉じた圧力分布が見られる。図5でわかるとおり，中心部が圧力が高く，よどみ点となっている。これは，いわゆるひづめ形渦(Horseshoe Vortex)等，翼列の端板壁近傍でみられる三次元流の影響によるものと考えられる。このような渦流は二次元翼列でも端板がある場合にはしばしば見られるもので，油滴/油膜法やインク法などで可視化されて報告されている<sup>(7, 8)</sup>。これは，翼列周方向の圧力分布による非一様な流れと端板（本報の場合ハブケーシング面）上の境界層流れとの三次元的干渉の結果と考えられており，入口境界層が厚い場合に顕著に現われる。本報のようにハブケーシング面にも曲率がある三次元翼列の場合は，渦の位置，強さ等は端板を有する二次元翼列とはまた異なるであろう。

文献[7, 8]では翼列の内側に渦が入り込んで

\* この“山脈”については，異種圧力変換器（図2(b)のNo.56）使用による測定値のずれの結果の可能性も否定できない。その点については追加実験により続報で報告したい。（著者追記）

いるのに対し，本報の結果はむしろ，より外側（上流側）に位置している。渦の中心，及びその大きさは翼列の圧力分布の違いや入口境界層の厚さにより異なることから，これは文献[7, 8]が二次元動翼についての実験であること，流れが翼列ピッチ方向に対し直角ではなく約44.6度の角度をもって流入していること等の違いによると考えられる。

(iii) 翼列前縁のひづめ形渦を発生源とする流路はくり渦は翼列の負圧面のスロート近傍の最小圧力点を通して，その最小圧力点は非粘性のポテンシャル理論結果とは異なり，翼の負圧面上には存在せず，翼間にあることが，前述の二次元動翼実験で報告されている<sup>(7, 8)</sup>。図6及び7より，本報の三次元翼列の場合では採取データ中の最小圧力点は翼面上にあるように見える。又，文献[7, 8]の二次元動翼結果と異なりその点がスロートよりかなり下流の翼列出口直前にまで下っていることが判る。このような三次元的渦流がある場合は，現在，未だ理論的に予測することが出来るまでには至っておらず，より高度な計算法の開発が待たれる。

(iv) 本報では従来あまり試みられなかったほど詳細で多点の圧力計測を三次元翼列間壁面上で行ったが，このデータを図形処理することにより，流れが可視的にとらえられた。上記のハブケーシング近傍の三次元的流れは図7に示すような機構で生ずるものであろう。この現象は図4(i)~(ix)に見られるように，実験の流速，回転数の範囲では全ての場合に同程度に見られ，予想に反して上流の翼列間の流れへの回転数の影響は殆どなかった。ただし，静翼列との距離は実機より大きくとってある（軸方向距離で静翼コードの0.58倍）。次回は，動翼の影響が強く現われるであろう静翼列と動翼列との中間ハブケーシング上での圧力分布，及び今回データが欠除している翼列内部の翼面近傍の壁圧データも採取し，かつさらに精度をあげて三次元翼列の流れを解明する予定である。こうした三次元翼列の流れの特性を解明し，とりわけ二次元流れ損失などを減らして性能向上を図ることが今後特に重要である。

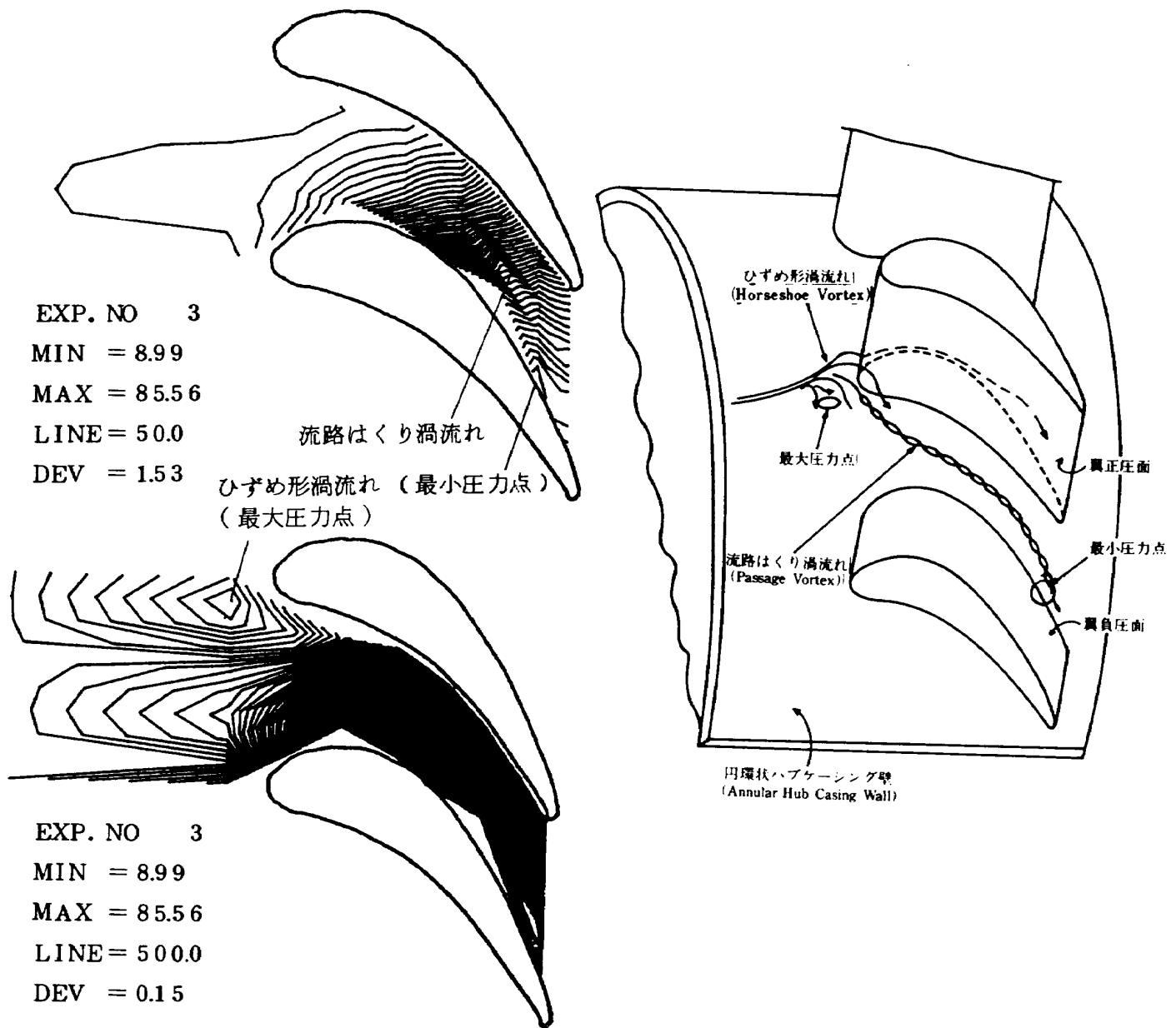


図7 静翼列内壁近傍の三次元渦流れ

#### 4. あとがき

高転向角の空冷軸流タービン翼の三次元翼列特性を明らかにし、ガスタービンの高効率化に寄与することを目的として、低速の円環翼列風洞により三次元静翼の翼列間のハブケーシング壁の圧力分布を詳細に調べた。この結果、この壁近傍では三次元性の強い流れが存在することが初期の結果として明らかになった。

本試験に際し、鳥崎原動機部長、三村技官（タービン研究室）、柳技官（熱伝達研究室）、能瀬熱伝達研究室長に協力いただいた。末筆ながら記して感謝致します。

#### 5. 参考文献

- 1) たとえば Horlock, J.H.: Axial Flow Turbines, Robert E. Krieger Publishing Company, Fig. 3.9 P.85 (1973)
- 2) Sieverding, C.H., and Ph. Wilputte; Influence of Mach Number and Endwall Cooling on Secondary Flows in a Straight Nozzle Cascade, Journal of Engineering for Power, Vol. 103, P. 257 (1981)
- 3) 山本孝正他; 航技研ニュース No 267 (1981-7), No 271 (1981-11)
- 4) 山本孝正, 高原北雄, 能瀬弘幸, 井上重雄,

白井 弘, 三村富嗣雄; 空冷軸タービンの空  
力性能に関する研究, 航技研報告 NAL T  
R-321 (1973)

5) 磯部俊雄; 等高線を描かせるプログラム, 航  
技研資料 NAL TM-198 (1971)

6) Sjolandar, S.A.: The Endwall Boundary  
Layer in An Annular Cascade of Turbine  
Nozzle Guide Vanes, Technical Report No.  
ME/A75-4, Carleton University, Ottawa  
(1975)

7) Langston, L.S., M.L. Nice, and R.M.  
Hooper: Three Dimensional Flow within a  
Turbine Cascade Passage, Journal of Engi-  
neering for Power, Vol. 99, P. 21 (1977)

8) Grazoani, R.A., M.F. Blair, J.R. Taylor, and  
R.E. Mayle: An Experimental Study of  
Endwall and Airfoil Surface Heat Transfer in  
a Large Scale Turbine Blade Cascade,  
Journal of Engineering for Power, Vol. 101,  
P. 1 (1979)

付表1用 圧力測定孔番号対照表

(図2(a, b)参照)

№ 1									
2									
3									
4									
5									
6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
16	17	18	19	20	21	22	23	24	
▼	26	27	28	29	30	□	32	○	
34	35	36	37	38	39	40	41	42	
43	44	45	46	47	48	49	50	51	
52	53	54	55	56	57	58	○	○	
61	62	63	64	65	66	67	68	69	
70	71	72	73	74	75	76	77	78	

付表1 内壁圧測定データ ( $\Delta P_{\text{max}} A_q$ )

EXP. NO = 1

(— は非定常圧力データより, 図2(b)参照)

2.514									
4.158									
7.252									
10.152									
9.959									
9.186	9.089	9.089	9.862	10.443	10.829	11.023	10.829	10.249	9.282
9.862	9.379	9.862	10.539	11.313	12.183	12.956	13.440	15.470	
	10.295	11.247	12.164	13.398	14.949		19.779		
10.859	12.093	13.715	15.548	17.840	20.625	24.293	29.334	35.186	
17.170	20.026	23.552	27.853	32.507	37.937	44.071	51.581	58.350	
32.119	35.892	41.674	47.068	56.970	59.972	67.094			
51.687	58.209	63.216	67.023	71.300	74.640	78.447	82.114	83.735	
63.393	67.376	71.255	75.027	76.190	80.421	81.937	80.844	78.518	

EXP. NO = 2

2.804									
4.448									
7.735									
10.829									
10.539									
9.669	9.572	9.572	10.346	10.926	11.409	11.603	11.409	10.773	9.766
10.346	9.959	10.443	11.216	11.990	12.956	13.730	14.117	16.244	
	10.965	12.023	12.869	14.138	15.760		20.802		
11.388	12.728	14.420	16.394	18.792	21.753	25.667	30.921	37.232	
18.157	21.084	24.927	29.228	34.340	39.876	46.574	54.049	62.017	
33.917	38.042	44.036	49.642	60.120	63.040	70.655			
54.789	61.277	66.318	70.761	75.240	78.623	82.502	86.626	88.002	
66.707	70.867	74.815	79.152	80.580	84.758	86.310	85.287	83.207	

EXP. NO = 3

3.287									
4.254									
7.445									
10.443									
10.249									
9.282	8.992	9.186	9.862	10.636	11.023	11.216	11.023	10.346	9.379
10.056	9.669	10.056	10.829	11.603	12.473	13.343	13.633	15.760	
	10.612	11.600	12.516	13.751	15.337		20.238		
11.141	12.411	14.033	15.937	18.298	21.154	24.891	30.004	36.033	
17.664	20.484	24.186	28.346	33.423	38.783	45.270	52.428	60.149	
32.930	36.914	42.625	48.479	<u>58.340</u>	61.171	68.645			
53.097	59.479	64.450	68.751	<u>73.070</u>	76.191	79.857	83.876	85.569	
64.767	68.927	72.559	76.755	<u>78.300</u>	82.184	83.453	82.573	80.668	

EXP. NO = 4

9.572									
4.158									
7.155									
9.959									
9.766									
8.799	8.799	8.799	9.476	10.152	10.443	10.636	10.443	9.862	8.992
9.572	9.089	9.669	10.346	11.023	11.893	12.666	13.150	15.084	
	10.048	11.000	11.847	13.010	14.491		19.074		
10.506	11.705	13.292	15.125	17.347	20.026	23.622	28.487	34.235	
16.712	19.426	22.952	26.902	31.731	36.844	42.873	49.642	57.116	
31.132	34.904	40.440	45.764	<u>55.730</u>	57.962	65.085			
50.276	56.376	60.995	65.049	<u>69.560</u>	72.242	75.591	79.539	80.915	
61.207	65.296	68.786	72.559	<u>74.370</u>	77.918	79.046	78.552	76.332	

EXP. NO = 5

1.837									
2.901									
5.028									
6.962									
6.768									
6.188	6.091	6.188	6.672	7.058	7.252	7.348	7.348	6.865	6.188
6.672	6.382	6.672	7.155	7.639	8.315	8.799	9.089	10.539	
	7.087	7.721	8.320	9.132	10.189		13.398		
7.369	8.250	9.307	10.577	12.129	13.962	16.465	19.849	23.729	
11.705	13.574	16.042	18.721	21.965	25.562	29.792	34.517	39.418	
21.718	24.293	27.959	31.731	<u>39.020</u>	40.193	45.023			
34.763	38.995	42.343	44.988	<u>47.830</u>	49.853	52.145	54.789	55.177	
42.625	45.129	47.597	49.924	<u>50.180</u>	53.520	54.402	54.084	52.110	

EXP. NO = 6

1.740									
2.901									
5.125									
7.058									
6.962									
6.285	6.188	6.285	6.768	7.155	7.455	7.542	7.348	6.962	6.382
6.768	6.478	6.768	7.252	7.832	8.412	8.895	9.186	10.733	
	7.228	7.863	8.497	9.307	10.330		13.574		
7.545	8.356	9.519	10.788	12.340	14.279	16.853	20.202	24.186	
11.917	13.785	16.324	19.074	22.388	26.126	30.462	35.257	40.264	
22.141	24.786	28.594	32.507	<u>39.990</u>	41.039	45.939			
35.645	39.876	43.155	46.080	<u>49.180</u>	50.911	53.449	55.776	56.376	
43.366	46.046	48.584	51.052	<u>51.770</u>	54.613	55.494	55.177	52.992	

EXP. NO = 7

6.478									
2.224									
4.158									
6.672									
6.478									
5.898	5.705	5.898	6.285	6.768	6.962	7.058	6.865	6.478	5.898
6.285	6.091	6.478	6.865	7.348	8.025	8.412	8.702	10.056	
	6.699	7.333	7.863	8.673	9.660		12.693		
6.981	7.827	8.884	10.048	11.459	13.292	15.619	18.933	22.494	
11.106	12.939	15.266	17.805	20.978	24.434	28.453	32.824	37.619	
20.661	23.129	26.690	30.321	37.640	38.360	42.978			
33.282	37.232	40.405	43.155	46.080	47.562	49.853	52.075	52.815	
40.581	43.014	45.411	47.915	48.290	51.123	51.828	51.511	49.537	

EXP. NO = 8

1.547									
2.611									
4.448									
6.188									
6.188									
5.608	5.511	5.608	5.995	6.382	6.672	6.672	6.575	6.188	5.705
6.091	5.898	6.188	6.575	6.962	7.542	8.025	8.219	9.572	
	6.487	7.087	7.615	8.320	9.273		12.023		
6.769	7.510	8.532	9.625	11.070	12.764	14.984	18.122	21.436	
10.612	12.375	14.561	17.065	19.956	23.270	27.077	31.414	35.751	
19.708	22.141	25.491	28.840	35.750	36.420	40.898			
31.626	35.610	38.501	41.004	43.540	45.200	47.351	49.430	49.853	
38.747	40.933	43.119	45.305	45.330	48.373	49.219	49.043	47.139	

EXP. NO = 9

3.384									
5.511									
9.862									
13.827									
13.537									
12.280	11.990	12.280	13.247	14.117	14.697	14.890	14.600	13.730	12.376
13.247	12.666	13.247	14.213	15.227	16.631	17.694	18.178	20.982	
	13.892	15.302	16.535	18.122	20.272		26.972		
14.667	16.394	18.545	21.084	24.222	28.100	33.141	40.087	48.373	
23.411	27.359	32.154	37.760	44.565	51.828	60.607	70.162	81.020	
43.895	49.360	57.081	64.803	77.530	81.902	91.880			
71.255	79.787	86.415	92.303	98.160	103.056	107.781	113.457	116.030	
87.120	92.374	97.662	103.691	106.300	110.778	112.716	111.870	109.402	



付表2 内壁圧力係数 ( $C_p$ )

EXP. NO = 1

( $C_p$  ; 入口動圧で  $\Delta p$  を無次元化したもの)

0.270									
0.447									
0.780									
1.091									
1.071									
0.987	0.977	0.977	1.060	1.123	1.164	1.185	1.164	1.102	0.998
1.060	1.008	1.060	1.133	1.216	1.310	1.393	1.445	1.663	
	1.107	1.209	1.308	1.440	1.607		2.126		
1.167	1.300	1.474	1.671	1.918	2.217	2.611	3.153	3.782	
1.846	2.153	2.532	2.994	3.494	4.078	4.738	5.545	6.273	
3.453	3.858	4.480	5.060	6.124	6.447	7.212			
5.556	6.257	6.796	7.205	7.665	8.024	8.433	8.827	9.001	
6.815	7.243	7.660	8.065	8.190	8.645	8.808	8.691	8.441	

EXP. NO = 2

0.283									
0.448									
0.780									
1.091									
1.062									
0.974	0.965	0.965	1.043	1.101	1.150	1.169	1.150	1.086	0.984
1.043	1.004	1.052	1.130	1.208	1.306	1.384	1.423	1.637	
	1.105	1.212	1.297	1.425	1.588		2.096		
1.148	1.283	1.453	1.652	1.894	2.192	2.587	3.116	3.752	
1.830	2.125	2.512	2.946	3.461	4.019	4.694	5.447	6.250	
3.418	3.834	4.438	5.003	6.059	6.353	7.121			
5.522	6.176	6.684	7.131	7.583	7.924	8.315	8.730	8.869	
6.723	7.142	7.540	7.977	8.121	8.542	8.698	8.595	8.386	

EXP. NO = 3

0.342									
0.443									
0.775									
1.087									
1.066									
0.966	0.936	0.956	1.026	1.107	1.147	1.167	1.147	1.077	0.976
1.046	1.006	1.046	1.127	1.207	1.298	1.388	1.419	1.640	
	1.104	1.207	1.302	1.431	1.596		2.106		
1.159	1.291	1.460	1.658	1.904	2.201	2.590	3.122	3.750	
1.838	2.132	2.517	2.950	3.478	4.036	4.711	5.456	6.259	
3.427	3.841	4.435	5.045	6.071	6.365	7.143			
5.525	6.189	6.707	7.154	7.604	7.928	8.310	8.728	8.904	
6.740	7.172	7.550	7.987	8.148	8.552	8.684	8.592	8.394	

EXP. NO = 4

1.046									
0.454									
0.782									
1.088									
1.067									
0.962	0.962	0.962	1.036	1.109	1.141	1.162	1.141	1.078	0.983
1.046	0.993	1.057	1.131	1.205	1.300	1.384	1.437	1.648	
	1.098	1.202	1.295	1.422	1.584		2.084		
1.148	1.279	1.453	1.653	1.896	2.188	2.581	3.113	3.741	
1.826	2.123	2.508	2.940	3.468	4.026	4.685	5.425	6.242	
3.402	3.814	4.419	5.001	6.090	6.334	7.113			
5.494	6.161	6.666	7.109	7.602	7.895	8.261	8.692	8.843	
6.689	7.136	7.517	7.929	8.127	8.515	8.638	8.584	8.342	

EXP. NO = 5

0.283									
0.446									
0.773									
1.071									
1.041									
0.952	0.937	0.952	1.026	1.085	1.115	1.130	1.130	1.056	0.952
1.026	0.981	1.026	1.100	1.175	1.279	1.353	1.398	1.621	
	1.090	1.187	1.280	1.404	1.567		2.060		
1.133	1.269	1.431	1.627	1.865	2.147	2.532	3.053	3.649	
1.800	2.088	2.467	2.879	3.378	3.931	4.582	5.308	6.062	
3.340	3.736	4.300	4.880	6.001	6.181	6.924			
5.346	5.997	6.512	6.919	7.356	7.667	8.019	8.426	8.486	
6.555	6.940	7.320	7.678	7.717	8.231	8.366	8.317	8.014	

EXP. NO = 6

0.268									
0.446									
0.788									
1.085									
1.071									
0.967	0.952	0.967	1.041	1.100	1.146	1.160	1.130	1.071	0.981
1.041	0.996	1.041	1.115	1.204	1.294	1.368	1.413	1.651	
	1.112	1.209	1.307	1.431	1.589		2.088		
1.160	1.285	1.464	1.659	1.898	2.196	2.592	3.107	3.719	
1.833	2.120	2.510	2.933	3.443	4.018	4.685	5.422	6.192	
3.405	3.812	4.397	4.999	6.150	6.311	7.065			
5.482	6.132	6.637	7.087	7.563	7.829	8.220	8.578	8.670	
6.669	7.081	7.472	7.851	7.962	8.399	8.534	8.486	8.149	

EXP. NO = 7

1.058									
0.363									
0.679									
1.089									
1.058									
0.963	0.931	0.963	1.026	1.105	1.137	1.152	1.121	1.058	0.963
1.026	0.994	1.058	1.121	1.200	1.310	1.373	1.421	1.642	
	1.094	1.197	1.284	1.416	1.577		2.072		
1.140	1.278	1.450	1.640	1.871	2.170	2.550	3.091	3.672	
1.813	2.112	2.492	2.907	3.425	3.989	4.645	5.358	6.141	
3.373	3.776	4.357	4.950	6.145	6.262	7.016			
5.433	6.078	6.596	7.045	7.522	7.764	8.138	8.501	8.622	
6.625	7.022	7.413	7.822	7.883	8.346	8.461	8.409	8.087	

EXP. NO = 8

0.269									
0.453									
0.772									
1.074									
1.074									
0.974	0.957	0.974	1.041	1.108	1.158	1.158	1.141	1.074	0.990
1.057	1.024	1.074	1.141	1.209	1.309	1.393	1.427	1.662	
	1.126	1.230	1.322	1.444	1.610		2.087		
1.175	1.304	1.481	1.671	1.922	2.216	2.601	3.146	3.722	
1.842	2.148	2.528	2.963	3.465	4.040	4.701	5.454	6.207	
3.422	3.844	4.426	5.007	6.207	6.323	7.100			
5.491	6.182	6.684	7.119	7.559	7.847	8.221	8.582	8.655	
6.727	7.106	7.486	7.865	7.870	8.398	8.545	8.514	8.184	

EXP. NO = 9

0.265									
0.431									
0.772									
1.082									
1.059									
0.961	0.938	0.961	1.036	1.105	1.150	1.165	1.142	1.074	0.968
1.036	0.991	1.036	1.112	1.191	1.301	1.384	1.422	1.642	
	1.087	1.197	1.294	1.418	1.586		2.110		
1.148	1.283	1.451	1.650	1.895	2.199	2.593	3.137	3.785	
1.832	2.141	2.516	2.954	3.487	4.055	4.742	5.490	6.339	
3.434	3.862	4.466	5.070	<u>6.066</u>	6.408	7.189			
5.575	6.243	6.761	7.222	<u>7.680</u>	8.063	8.433	8.877	9.079	
6.817	7.228	7.641	8.113	<u>8.317</u>	8.668	8.819	8.753	8.560	

---

## 航空宇宙技術研究所資料 501 号

昭和 58 年 3 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 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段南4-2-12

---

