

ISSN 0452-2982
UDC 533.697:
621.45.01:
621.438.4

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-494

高負荷低圧タービンの研究開発(Ⅳ) 内部流動試験

養田光弘・井上重雄・臼井弘
山本孝正・能瀬弘幸

1983年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. 記 号	1
3. 試験機および計測装置	2
4. 試験方法とデータ表示	7
5. 試験結果	8
5.1 入口案内翼	8
5.2 静翼	11
5.3 動翼	17
5.4 出口案内翼	23
6. おわりに	27
7. 文 献	28

高負荷低圧タービンの研究開発(Ⅳ)*

内部流動試験

養田光弘** 井上重雄** 白井弘**

山本孝正** 能瀬弘幸**

1. ま え が き

ファンエンジンのファン駆動用タービンを対象に、高負荷・高効率化をねらいとした空力試験機による研究を行った。従来、軸流タービンの空力設計に多く用いられてきたフリーボルテックス型のフローパターンでは、タービンの段負荷を増加すると、必然的に二次流れ損失等の増大を生じ、効率の低下をきたしていた。これを改善するため、フローパターンを制御すなわちボルテックスの半径方向分布を改良するいわゆるコントロールドボルテックス型のフローパターンを用い、さらに翼面のデیفュージョン分布に工夫した新しい翼形を採用した実機相当の試験機を製作し、性能試験を行った。

試験機、試験装置等および試験タービンの全体性能については第1～第3報^{(1),(2),(3)}で報告した。本報では、内部流動の測定結果および静翼、動翼、出口案内翼の翼面速度分布(平均径)について述べる。なお、本研究は通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度に基づく「航空機用ジェットエンジンの研究開発」の一環として行ったものである。

2. 記 号

C	速度 (m/s) または翼弦長 (mm)
C_p	翼面圧力係数
G	流量 (kg/s)
g	重力の加速度 (m/s ²)
M	マッハ数
\bar{N}	修正回転数比 ($\equiv (N/\sqrt{\theta}) / (N/\sqrt{\theta})_{des}$)
P	圧力 (kgf/cm ² あるいは kPa) または流れのピッチ角度 (deg)

R	半径 (スパン位置) (mm)
S	面積比あるいは翼列ピッチ (mm)
T	温度 (K)
w	相対速度 (m/s)
Y_t	全圧損失係数

ギリシャ文字

α	流れのヨー角度 (deg)
β	流れの相対ヨー角度 (deg)
δ	圧力の比 ($\equiv P_{t2} / P_{st}$)
θ	温度比 ($\equiv T_{t2} / T_{st}$)
κ	比熱比
π	膨張比
ρ	密度 (kg/m ³)

添字

a	軸方向
B	動翼
des	設計値
h	内径
IGV	入口案内翼列
l	局所値
r	相対値
s	静温または静圧
st	標準状態
t	よどみ点状態または外径
1	入口案内翼入口
2	静翼入口 (入口案内翼出口)
3	動翼入口 (静翼出口)
4	動翼出口 (出口案内翼入口)
5	出口案内翼出口
—	1 ピッチ平均値

* 昭和57年10月20日受付

** 原動機部

3. 試験機および計測装置

3.1 試験機

供試タービンは、実機の4段低圧タービンの第2段に相当する。標準大気条件（圧力 $P_{st} = 101.3 \text{ kPa}$ 、温度 $T_{st} = 288.2 \text{ K}$ ）における供試タービンの設計点仕様を表1に示す。本試験機は、静翼上流の流れを実機条件に合わせるための入口案内翼、動翼下流において流れを軸流にするための出口案内翼をもっている。図1に速度三角形、表2-1～表2-3に翼列諸元、図2に平均径における翼配備を示す。

静翼、動翼および出口案内翼には、翼面圧力分布を測定するために、ほぼ平均径に相当する位置に、

表1 設計点仕様

修正回転数 $N/\sqrt{\theta}$	(rpm)	3155
修正流量 $G\sqrt{\theta}/\delta$	(kg/s)	16.46
膨張比 Π_t		1.36
修正比出力 $\Delta h/\theta$	(J/g)	21.81
負荷係数 ϕ_m		2.23
流量係数 ϕ_m		0.96

（標準大気条件 圧力 $P_{st} = 101.3 \text{ kPa}$
温度 $T_{st} = 288.2 \text{ K}$ ）

圧力孔をそれぞれ2枚の翼に設けた。図3に圧力孔の配置を示した。

その他の詳細についてはすでに報告されている第1報⁽¹⁾を参照のこと。

表2-1 供試タービン翼列諸元

	静翼(NZL)	動翼(BKT)
翼枚数	96	120
流入半径位置 $R_{1,m}$ (mm)	299.1	301.8
流出半径位置 $R_{2,m}$ (mm)	301.8	308.7
翼弦長 C (mm)	33.9	25.4
翼弦長(軸方向)		
C_a (mm)	29.5	21.6
ピッチ(出口)		
S (mm)	19.8	16.2
ソリディティ		
(出口) C/S	1.71	1.57
翼最大厚み t_{max} (mm)	3.4	2.2
後縁厚み t_e (mm)	0.7	0.6
流入角 α_1 (deg)	-31.7	34.7
流出角 α_2 (deg)	59.9	-58.9
転向角 $\Delta\alpha$	91.6	93.6

表2-2 入口案内翼諸元
翼弦長 $C = 40 \text{ mm}$ 一定, 翼枚数 $n = 48$

Stream Line No.	1	3	5	7	9
流入半径位置 R_1 (mm)	253.79	273.03	292.04	310.84	329.50
流入角 α_1 (°)	0	0	0	0	0
流出半径位置 R_2 (mm)	254.29	274.98	295.21	315.09	335.00
流出角 α_2 (°)	-40.01	-36.27	-31.73	-27.34	-24.04
転向角 $\Delta\alpha = \alpha_1 - \alpha_2$ (°)	40.01	36.27	31.73	27.34	24.04
ソリディティ C/S	1.202	1.111	1.035	0.970	0.914
翼列喰違角 ξ (°)	22.20	21.00	18.70	16.40	14.90
揚力係数 C_{l0}	1.80	1.65	1.50	1.35	1.20

注) 表中の α_2 , $\Delta\alpha$, C/S , ξ および C_{l0} は R_2 の円筒面上での値を示す。

表 2-3 出口案内翼諸元

翼弦長 $C = 64\text{mm}$ 一定, 翼枚数 $n = 50$

Stream Line No.	1	3	5	7	9
流入半径位置 R_1 (mm)	254.44	280.07	305.02	329.66	354.00
流入角 α_1 ($^\circ$)	-36.70	-31.46	-26.47	-20.17	-15.07
流出半径位置 R_2 (mm)	254.44	282.73	310.01	336.46	362.00
流出角 α_2 ($^\circ$)	0	0	0	0	0
R_2 位置での流入角 α_1 ($^\circ$)	-36.70	-30.93	-25.26	-18.57	-13.85
転向角 $\Delta\alpha = \alpha_1 - \alpha_2$ ($^\circ$)	36.70	30.93	25.26	18.57	13.85
ソリディティ C/S	2.000	1.802	1.645	1.515	1.406
翼列喰違角 ξ ($^\circ$)	16.20	14.05	11.80	9.50	7.20
揚力係数 C_{l0}	1.60	1.39	1.19	0.99	0.80

注) 表中の α_1 , $\Delta\alpha$, C/S , ξ および C_{l0} は R_2 の円筒面上での値を示す。

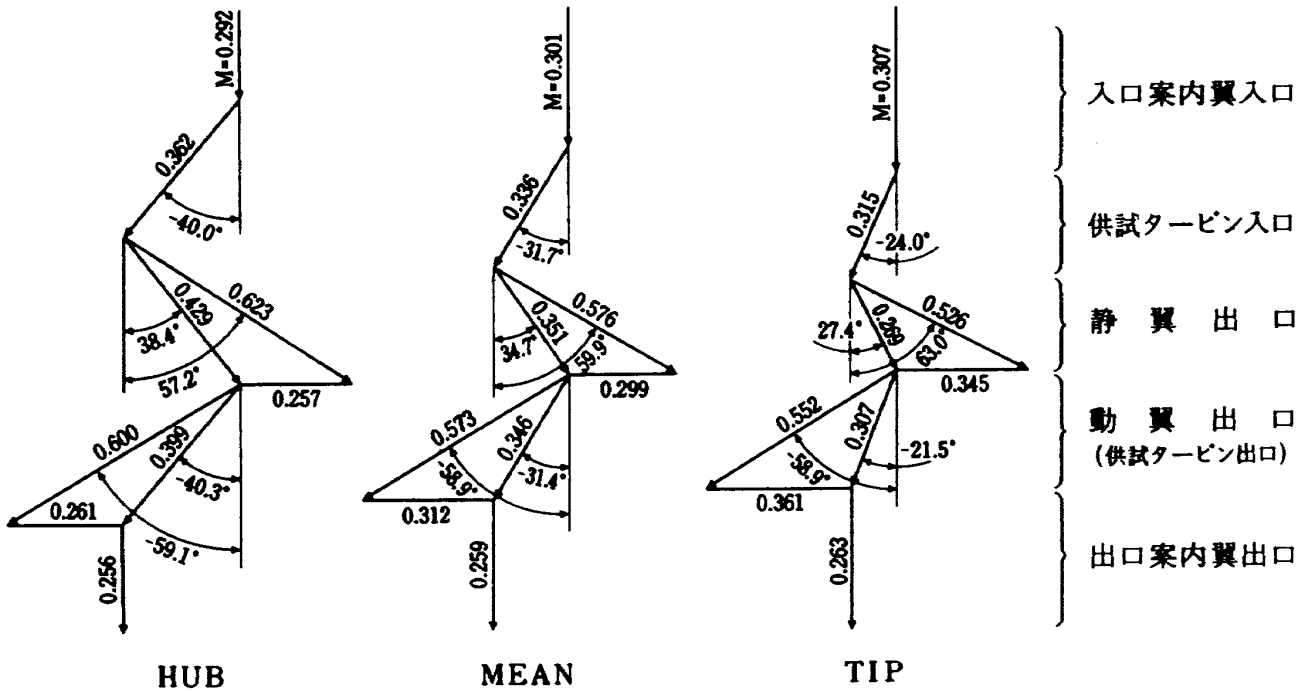


図 1 設計速度三角形 (数字: マッハ数)

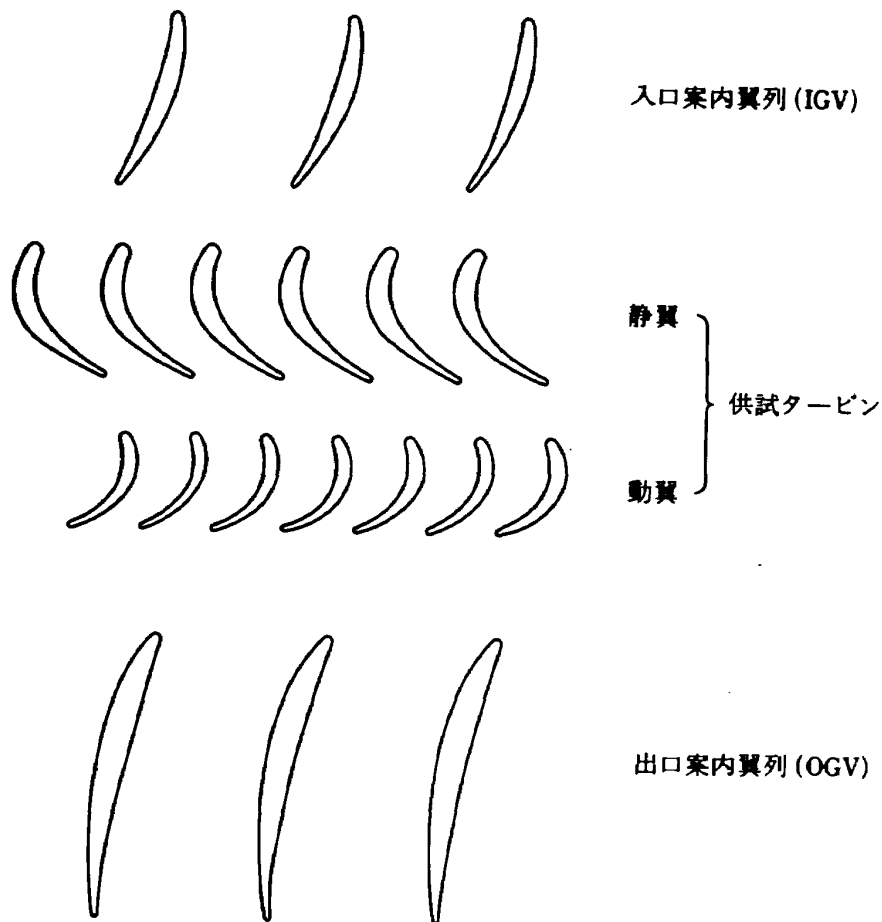


図2 翼配備展開図(平均径)

3.2 計測装置

本試験機では、全体性能の測定とともに内部流動測定を行うため、図4に示す各断面および円周位置で、ピトー管、温度計の半径(スパン)方向トラバースが可能である。また、入口案内翼、静翼および出口案内翼の各出口断面において、円周方向ピトー管トラバースが可能であり、後流測定を行った。後流測定の可能な範囲を図4に斜線で示した。

計測は、DEC-PDP-11をCPUとし、マイクロコンピュータをターミナルとする計測システムを用いた。この構成図を図5に示す。内部流動計測データの解析はFACOM230-75によるバッヂ処理によって行った。計算方法等は第Ⅱ報⁽²⁾に報告されているものによった。

トラバース装置、圧力・温度センサなどについては既報の第Ⅰ⁽¹⁾、第Ⅱ報⁽²⁾を参照されたい。

本試験では、静翼、動翼および出口案内翼の平均径断面での翼面圧力分布測定を行った。静翼および

出口案内翼の翼面圧力計測には上述の計測システムを用いた。動翼翼面圧力計測には回転体用スキヤニバルブ(Scanivalve社 Scanivalve 36TR/TC)を用いた。その仕様を表3に、外観・計測システムを図

表3 Scanivalve 36 TR/TC仕様

項目	仕様
測定点数	圧力 36点 温度 36点
測定範囲	圧力 0.69 ~ 690 kPa 温度 < 423K (Al-Cr 熱電対)
回転数	最高 8000 rpm
環境温度	353K
Leak Rate	4.44 Pa/s (81.23kPa 加圧時)
回転方向	時計方向及び反時計方向
スリップリング	Silver Ring and Silver filled Brushes

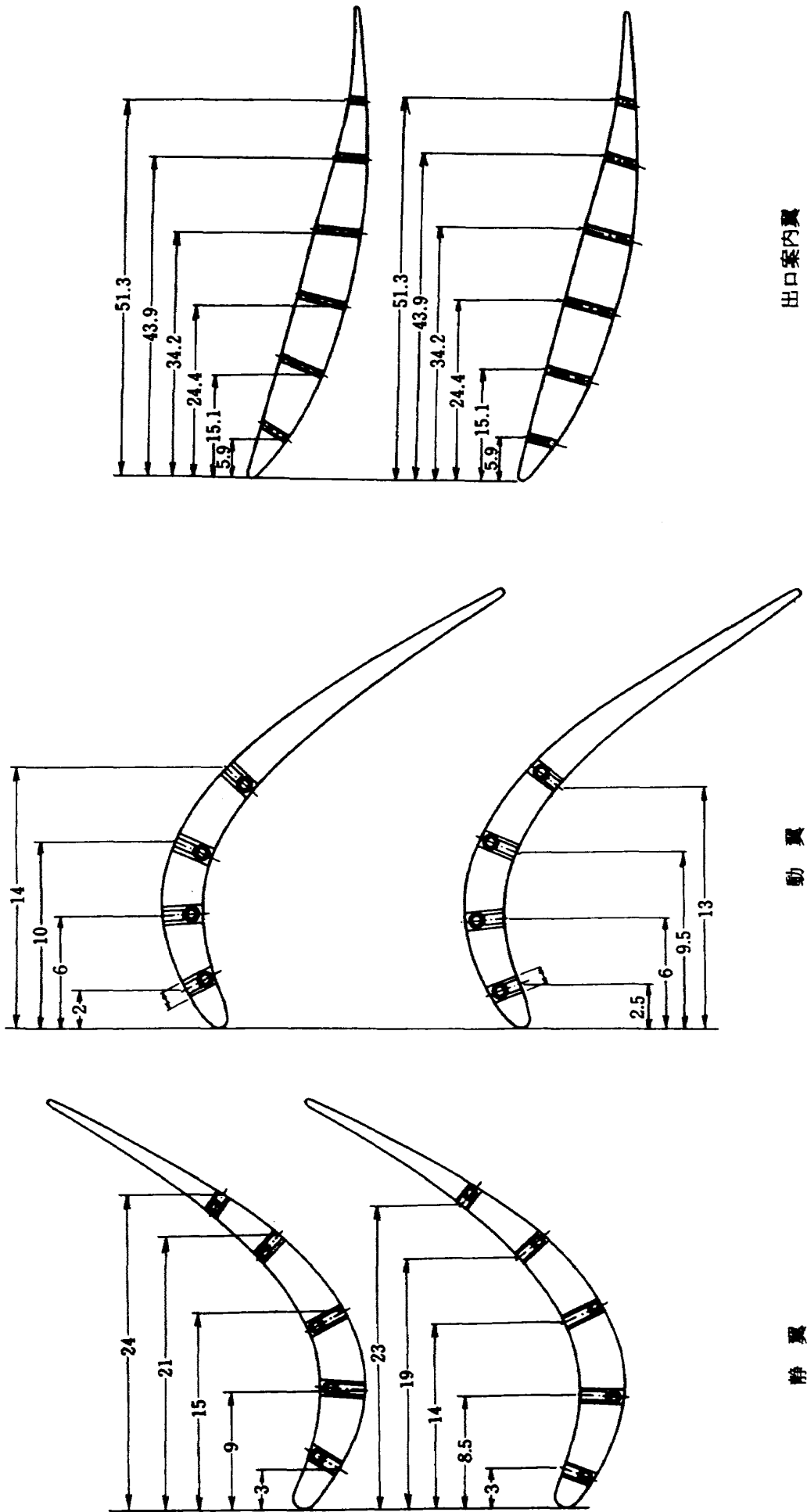


図3 翼面圧力孔の配置(単位: mm)

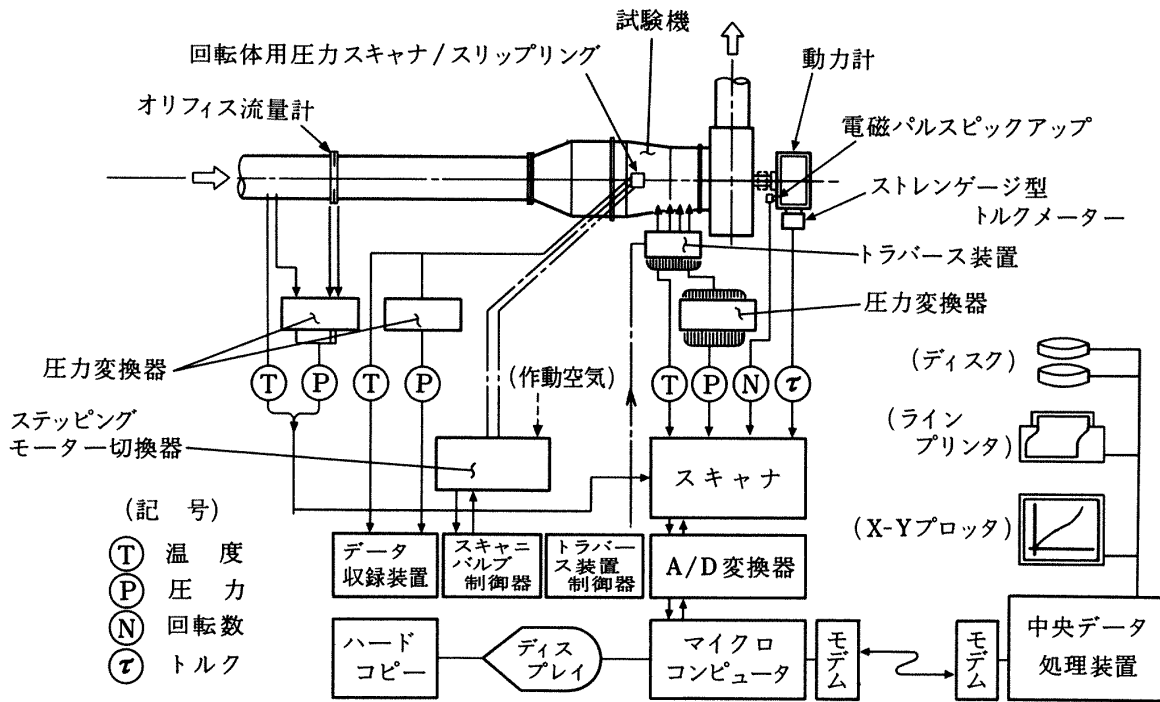
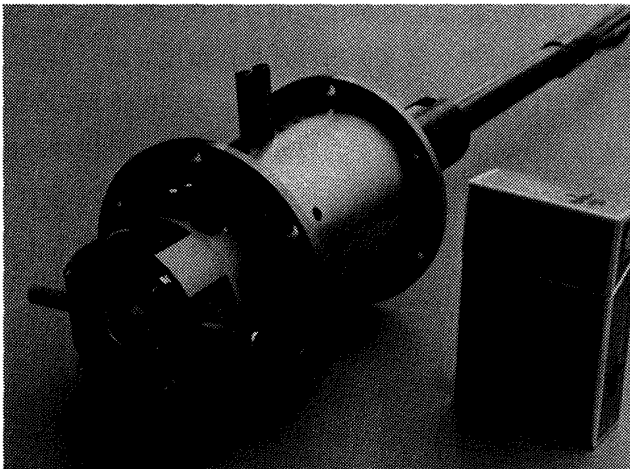
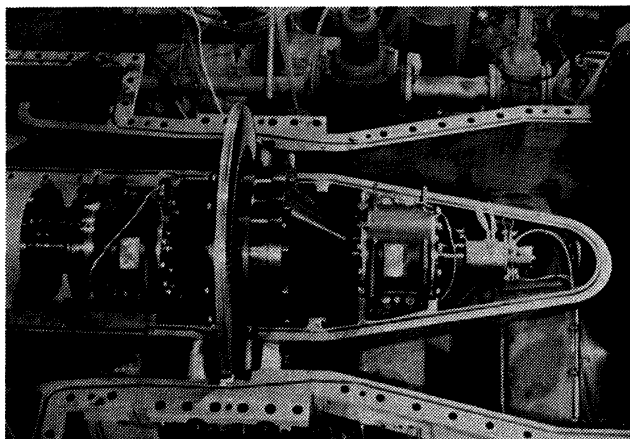


図5 データ処理システム構成図



(a) スキャニバルブ本体



(b) 試験機に組込んだスキャニバルブ

図6 回転体用スキャニバルブ
(Scanivalve社 36 TR/TC)

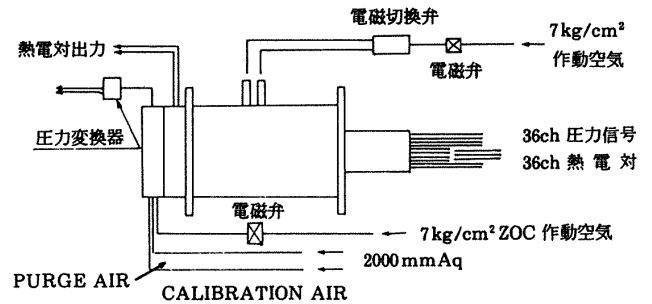


図7 スキャニバルブ計測システム

6, 7に示す。今回の試験における使用条件は、回転数約 2200 ~ 3700 rpm, 雰囲気温度約 100℃であった。雰囲気温度が仕様値より高いため、蛇腹管をスキャニバルブ外側に巻き、これに冷却水を流すことによって冷却を行った。

4. 試験方法とデータ表示

4.1 内部流動試験

この試験では、供試タービンの試験条件(回転数, 膨張比)を所要の値とした後, 半径方向あるいは円周方向トラバースを行った。トラバース装置・センサの数などの制限から, 図4に示した各測定断面において同時に測定を行うことはできず, また各翼列によってピッチ, 後流位置が異なるため, 入口案内翼, 静翼および出口案内翼の後流測定はそれぞれ別

個に行った。

後流測定は、左右ヨー圧 (Yaw 圧) がほぼ平衡するようピトー管の向きをかえ、風向追尾を行って測定したが、Wake 中で全圧勾配のある点では風向追尾を行わなかった。またピトー管のピッチ (Pitch) 方向については追尾していない。

4.2 データ表示

各翼列の翼素性能を全圧損失係数、流出角の形で求めた。増速翼列となる入口案内翼、静翼、動翼については流出状態を基準とし、減速翼列である出口案内翼については流入状態を基準として無次元化し、データ整理を行った。各翼列の全圧損失係数、翼面圧力係数は次式で定義される。

全圧損失係数

$$\text{入口案内翼 } Y_{t,IGV} = \frac{1}{S_{IGV}} \frac{\int_0^{S_{IGV}} (P_{t1} - P_{t2}) ds}{P_{t2} - P_{s2}}$$

$$\text{静翼 } Y_{t,N} = \frac{1}{S_N} \frac{\int_0^{S_N} (P_{t2} - P_{t3}) ds}{P_{t3} - P_{s3}}$$

$$\text{動翼 } Y_{t,B} = \frac{P_{tr3} - P_{tr4}}{P_{tr4} - P_{s4}}$$

$$\text{出口案内翼 } Y_{t,OGV} = \frac{1}{S_{OGV}} \frac{\int_0^{S_{OGV}} (P_{t4} - P_{t5}) ds}{P_{t4} - P_{s4}}$$

翼面圧力係数

$$\text{静翼 } C_{p,N} = \frac{P_{t,N} - P_{s3}}{P_{t3} - P_{s3}}$$

$$\text{動翼 } C_{p,B} = \frac{P_{t,B} - P_{s4}}{P_{tr4} - P_{s4}}$$

$$\text{出口案内翼 } C_{p,OGV} = \frac{P_{t,OGV} - P_{s4}}{P_{t4} - P_{s4}}$$

5. 試験結果

5.1 入口案内翼

前述のようにこの試験機は 4 段タービンの第 2 段に相当する。そのためノズル入口において、第 1 段動翼出口断面における流れを模擬するため、入口案内翼を設けている。

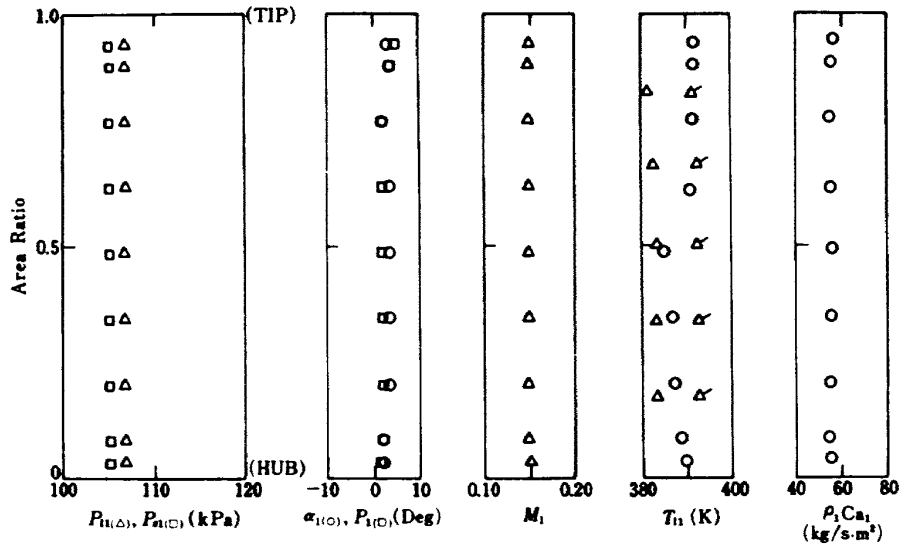
入口案内翼入口断面における流れの半径方向分布を調べるため、測定断面 1 (図 4 参照) において、5 孔ピトー管、全温計による半径方向トラバース計測を行った。この断面では円周方向トラバースは行っていない。測定は表 4 に示した試験条件 (回転数、膨張比) について行った。

図 8 に各試験条件における全圧、静圧、ヨー角、ピッチ角、マッハ数、全温および質量流量 (単位面積当り) の半径方向分布を示した。全圧、静圧は半径方向にほぼ一様な分布であり、したがってマッハ数もほぼ一定という結果が得られた。風向についてみるとヨー角、ピッチ角はともに数度の偏りがあるが、試験条件による変化はない。入口案内翼の流入断面であることからこの程度の偏りであればその影響はないと考えられる。全温分布は、全温計のトラバースによる測定値と固定の 5 点櫛型全温計による測定値とを示した。櫛型全温計による測定は、トラバース測定の前に行っているため、その 2 回の測定値をそれぞれ示した。トラバースによる測定値には時間的にずれがあり、必ずしも半径方向の空間的な分布を示していない。櫛型全温計の 2 回の測定値にみられる差は、試験機を含め装置が熱的に定常状態に達していないためである。熱的に安定した状態での櫛型全温計による分布からみると、内径から外

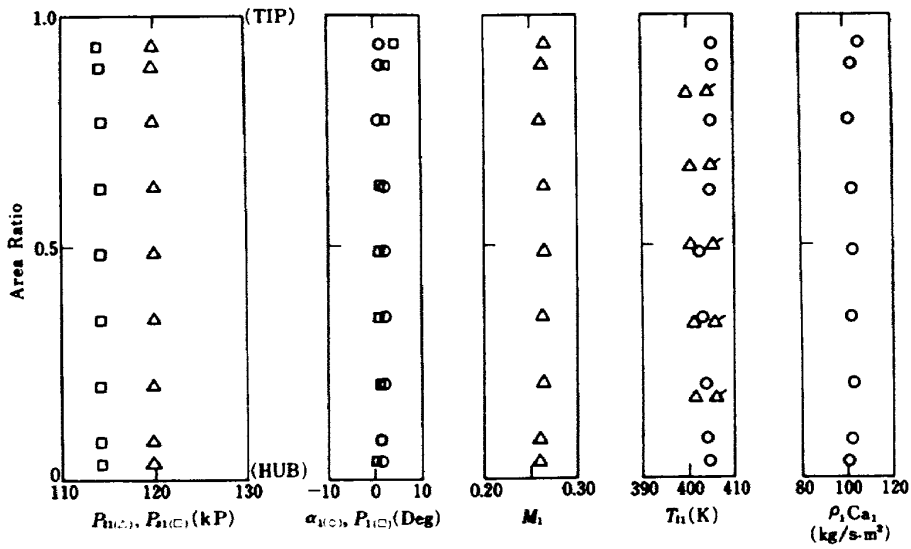
表 4 入口案内翼：入口試験条件

回 転 数	60.%	60 %	60 %	80 %	80 %	100 %
膨 張 比	1.05	1.15	1.25	1.20	1.36	1.36
トラバース	R	R	R	R	R	R
実験番号	6-12-8-1	6-12-8-2	6-12-8-3	6-12-8-4	6-12-8-5	6-12-8-6

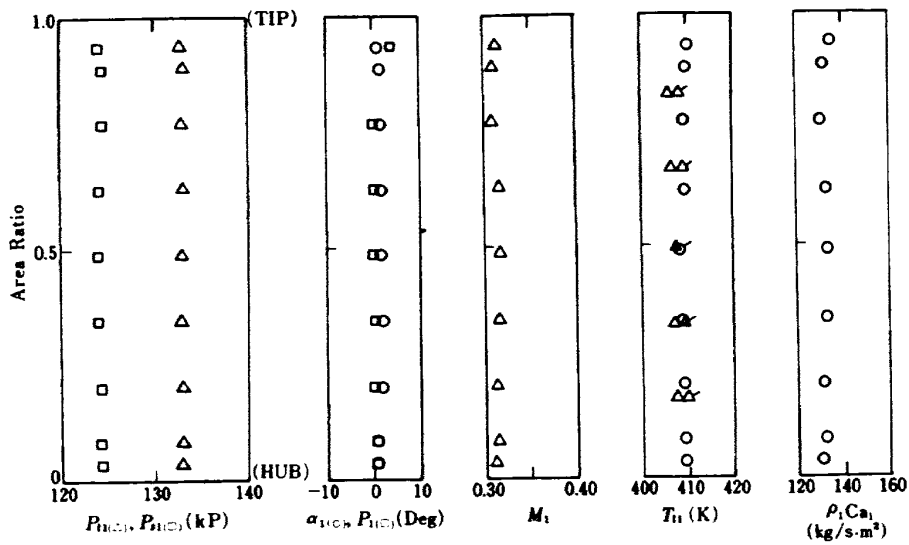
トラバース：R…半径方向
θ…円周方向



a) $\bar{N} = 60\%$, $\pi = 1.05$, 実験番号 6-12-8-1

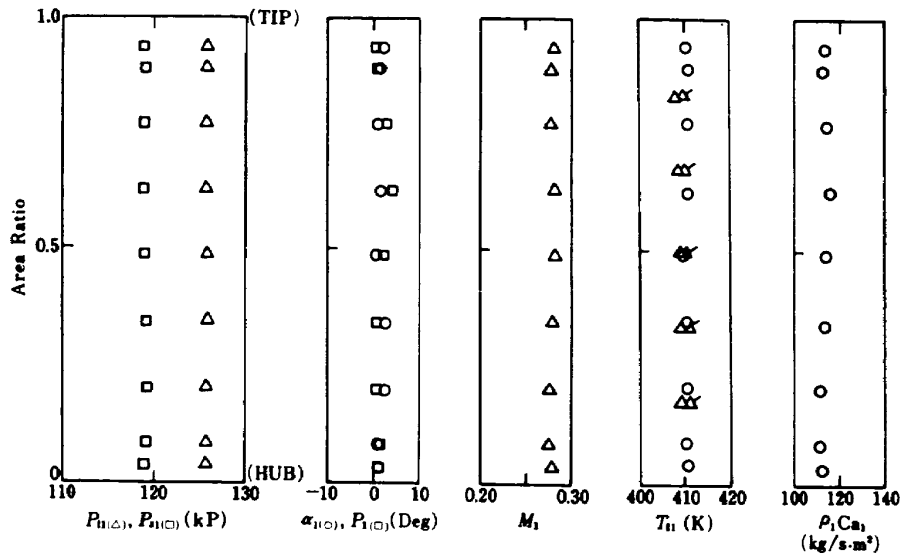


b) $\bar{N} = 60\%$, $\pi = 1.15$, 実験番号 6-12-8-2

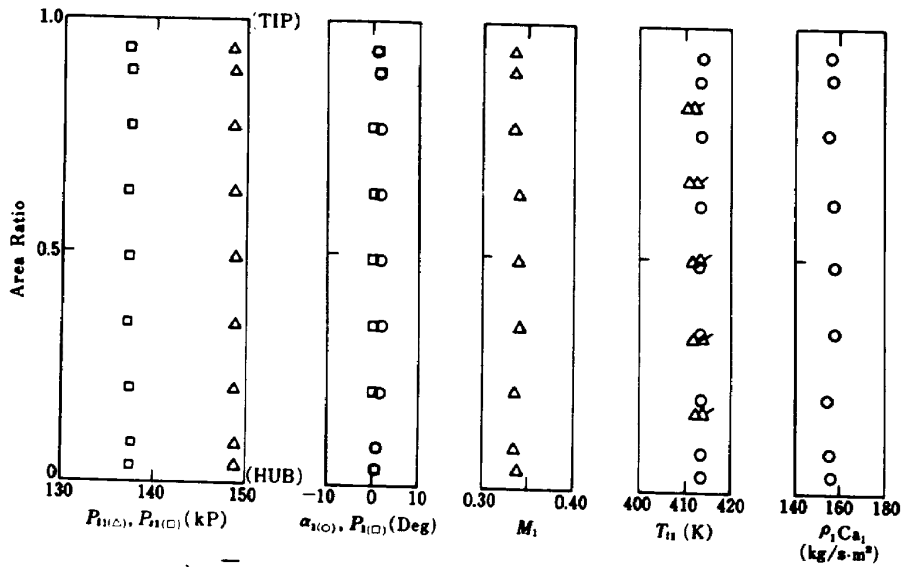


c) $\bar{N} = 60\%$, $\pi = 1.25$, 実験番号 6-12-8-3

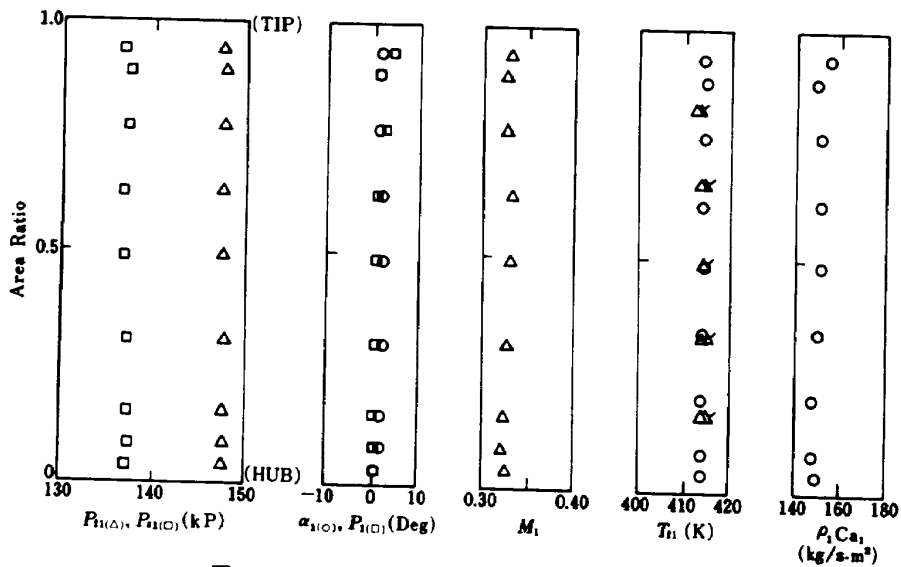
図8 入口案内翼：流入状態の半径方向分布
 T_{H1} 分布で○印は温度計トラバース，△印は櫛型温度計による測定値，△は半径方向トラバース開始前，△は終了後の測定値。



d) $\bar{N} = 80\%$, $\pi = 1.20$, 実験番号 6-12-8-4



e) $\bar{N} = 80\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 6-12-8-5



f) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 6-12-8-6

図 8 (続)

径にはほぼ一定の温度勾配があるが、その差は小さくこれによる影響はないと考えられる。単位面積当りの質量流量 ($A C_{01}$) もほぼ一定の分布であった。

以上のことから試験機入口断面において、供試タービンに影響を与えるような乱れはないことが確かめられた。

供試タービン入口断面に相当する測定断面 2 (入口案内翼出口) において、表 5 に示す試験条件について、半径方向あるいは円周方向 (後流) トラバースを行った。図 9 に各試験条件における半径方向トラバースの結果 (全圧, 静圧, ヨー角, ピッチ角, 流出マッハ数, 単位面積当り質量流量) を示した。また図 9 (h) には設計点 ($\bar{N}=100\%$, $\pi=1.36$) における分布とともに設計値を示した。円周方向トラバースにより後流測定を行った試験条件の図には、1 ピッチ当りの平均値をも示している。後流測定結果から求めた全圧損失係数を半径方向分布として図 10 に示した。この図には異なった試験条件の結果をあわせて示している。

試験結果を設計値と比較すると、1) 平均径を含む流路中央部分における損失が低い。2) 外径側に 2 次流れに起因するとみられる損失の大きい部分が

ある。3) 流出角はやや小さいが、 $\bar{N}=60\%$, 80% の π の小さな場合を除いて翼スパンに対して設計角度分布を平行に移動した分布となっている。4) ピッチ角はややばらつきがあるが、設計角度分布に近い分布である、などの結果が得られた。

入口案内翼では、試験条件の違いは膨張比 (流出マッハ数) の変化としてあらわれる。図 10 に示したように同一半径位置における異なった試験条件の下での測定結果が十分でないため、流出マッハ数による翼素性能への影響は明確には得られなかった。しかし、図 9 に示したように流出マッハ数がほぼ 0.2 ~ 0.4 と低いので、今回の試験範囲では試験条件による差は小さいと考えられ、図 10 の結果を入口案内翼の損失係数として用いることができる。図 8, 9 に示したように、流入および流出マッハ数は翼スパンの大部分ではほぼ同様であるので、代表値として平均径における値をとり、これを修正回転数比 \bar{N} をパラメータとして、タービン膨張比に対して示したのが図 11 である。設計値に対してやや高い。

5.2 静翼

動翼入口となる静翼出口断面においては、表 6 に

表 5 入口案内翼：出口試験条件

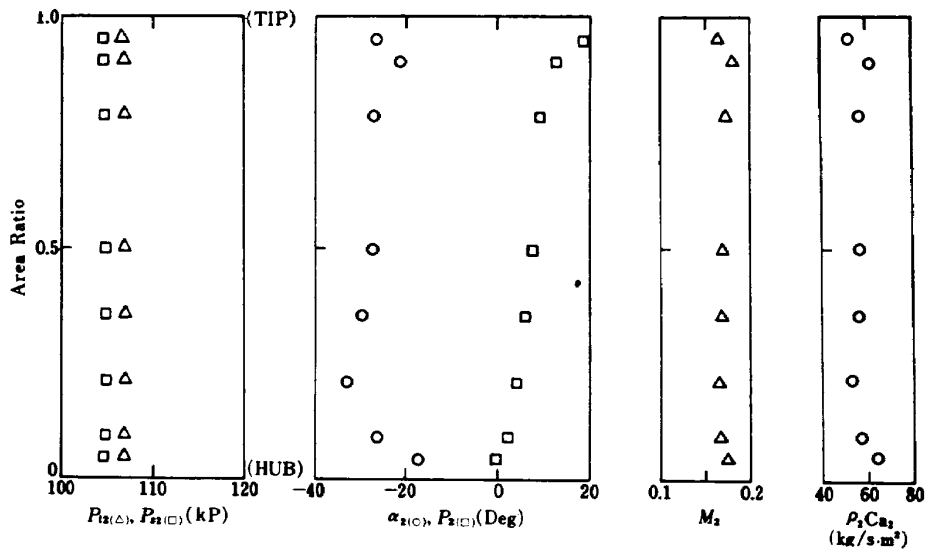
回転数	60%	60%	60%	60%	80%	80%	80%	90%	90%	100%	100%	100%	100%	100%	100%
膨張比	1.05	1.1	1.15	1.25	1.06	1.20	1.36	1.35	1.36	1.07	1.20	1.36	1.36	1.36	1.36
トラバース	R	θ	R	R	R	θ	R	θ	θ	R	R	R	θ	θ	R
実験番号	6-12-8-1	2-14-1 2-16-6	6-12-8-2	6-12-8-3	6-19-13-0	2-14-2 2-16-5	11-21-2-1	2-14-3	2-16-4	6-19-14-0	11-21-5-1	11-21-3-4	11-22-6	11-28-7	11-21-4-1

トラバース：R…半径方向
 θ …円周方向

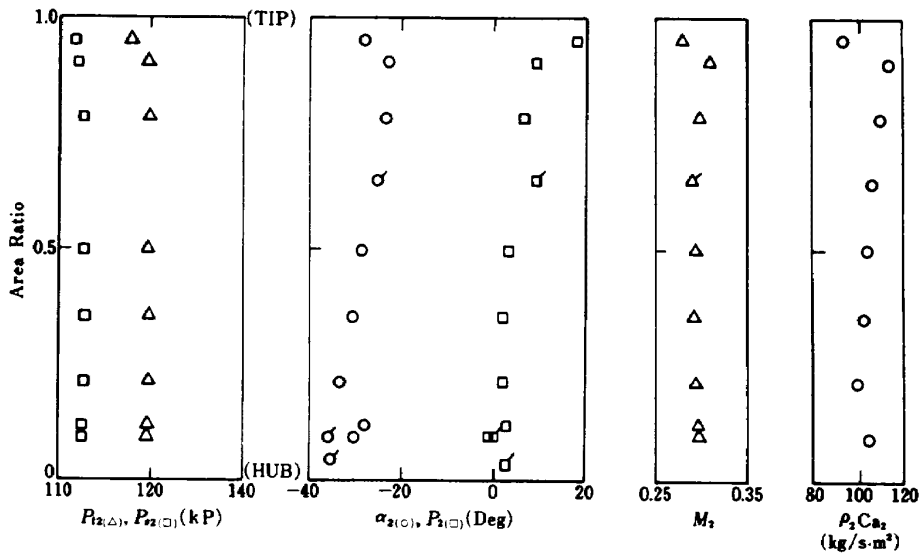
表 6 静翼：出口試験条件

回転数	60%	80%	100%	100%	100%	100%	110%
膨張比	1.36	1.36	1.15	1.2	1.36	1.36	1.36
トラバース	θ	R	θ	R	R	θ	R
実験番号	11-30-19	11-21-2-1	11-30-11	11-21-5-1	11-21-3-4	6-20-19 11-22-6 11-28-7 11-29-8	11-21-4-1

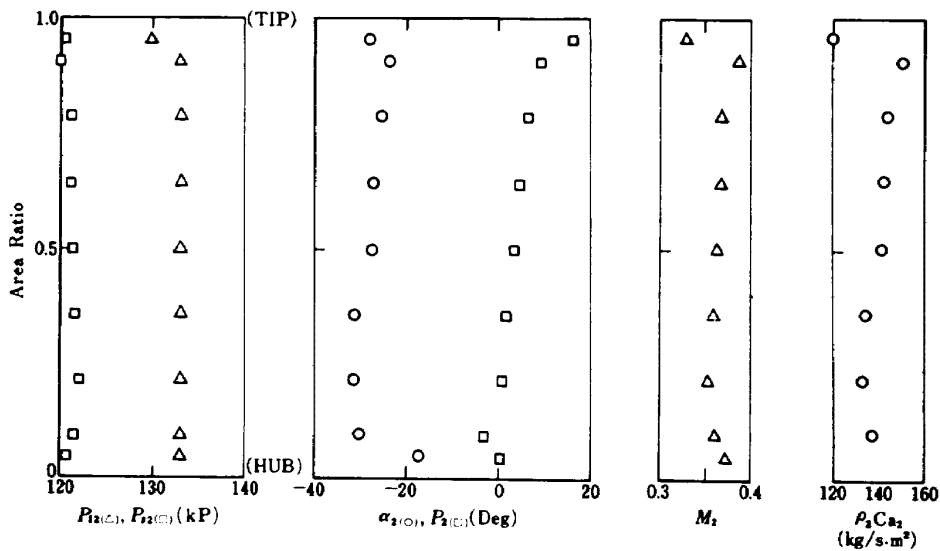
トラバース：R…半径方向
 θ …円周方向



a) $\bar{N} = 60\%$, $\pi = 1.05$, 実験番号 6-12-8-1

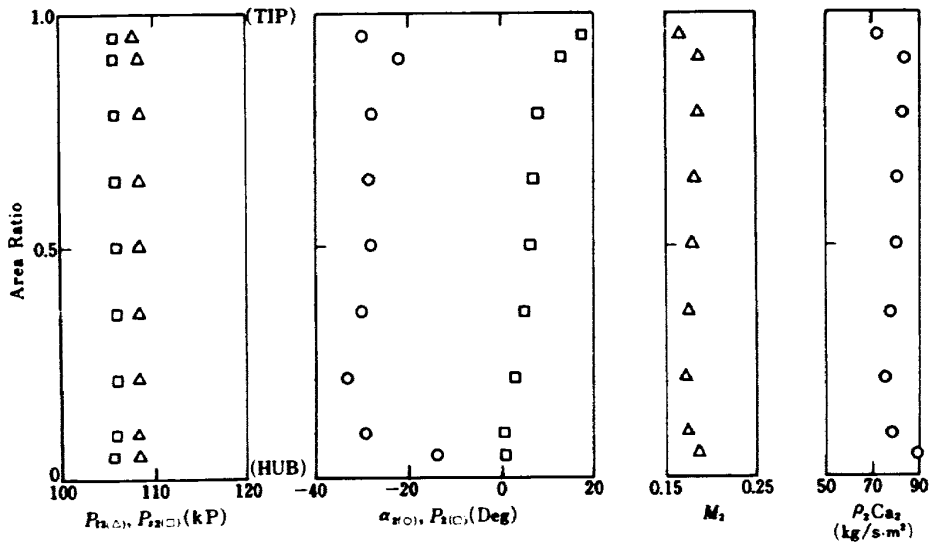


b) $\bar{N} = 60\%$, $\pi = 1.15$, 実験番号 6-12-8-2
記号に / 印を付けたものは後流測定によるピッチ平均

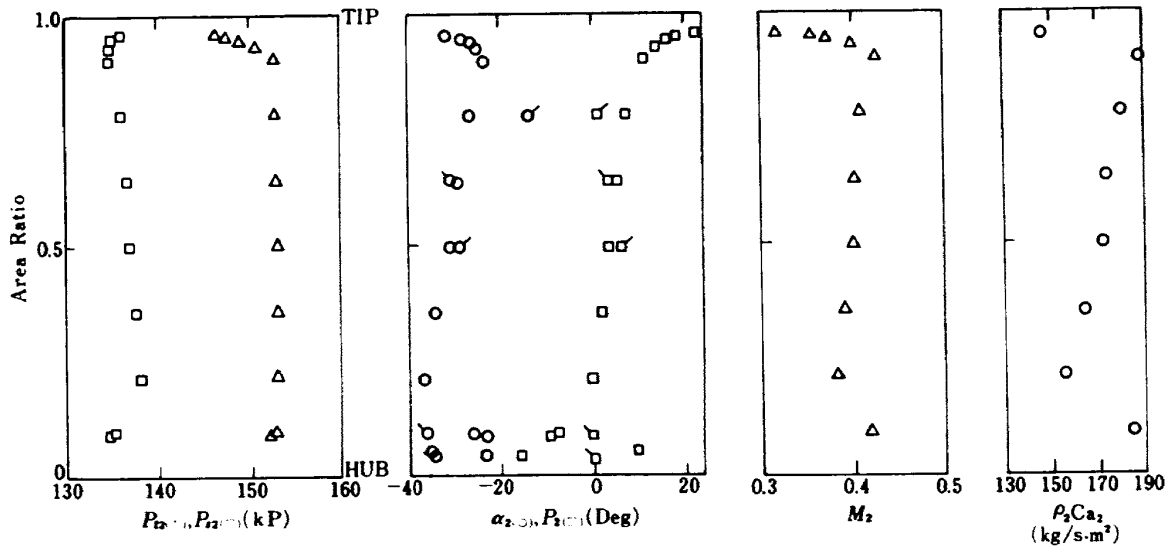


c) $\bar{N} = 60\%$, $\pi = 1.25$, 実験番号 6-12-8-3

図 9 入口案内翼：流出状態の半径方向分布

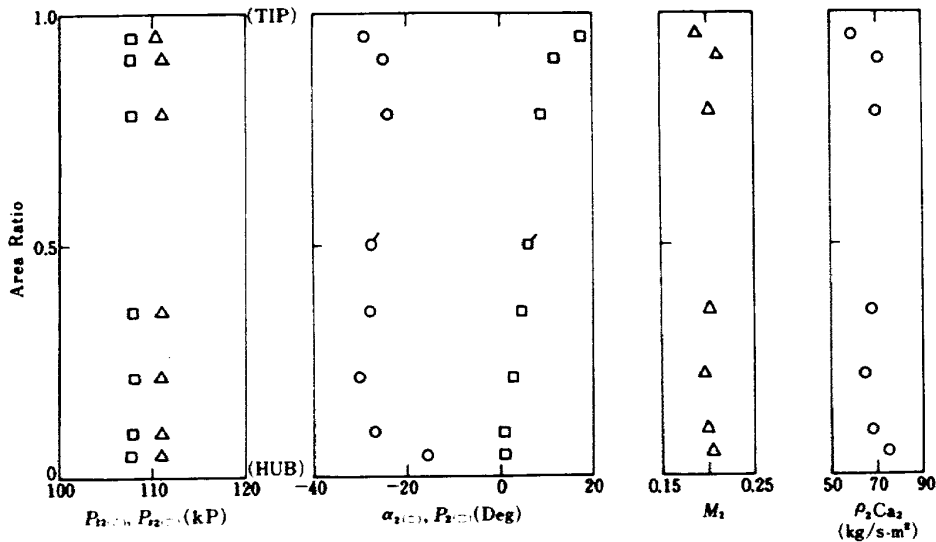


d) $\bar{N} = 80\%$, $\pi = 1.06$, 実験番号 6-12-13



e) $\bar{N} = 80\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 11-21-2-1

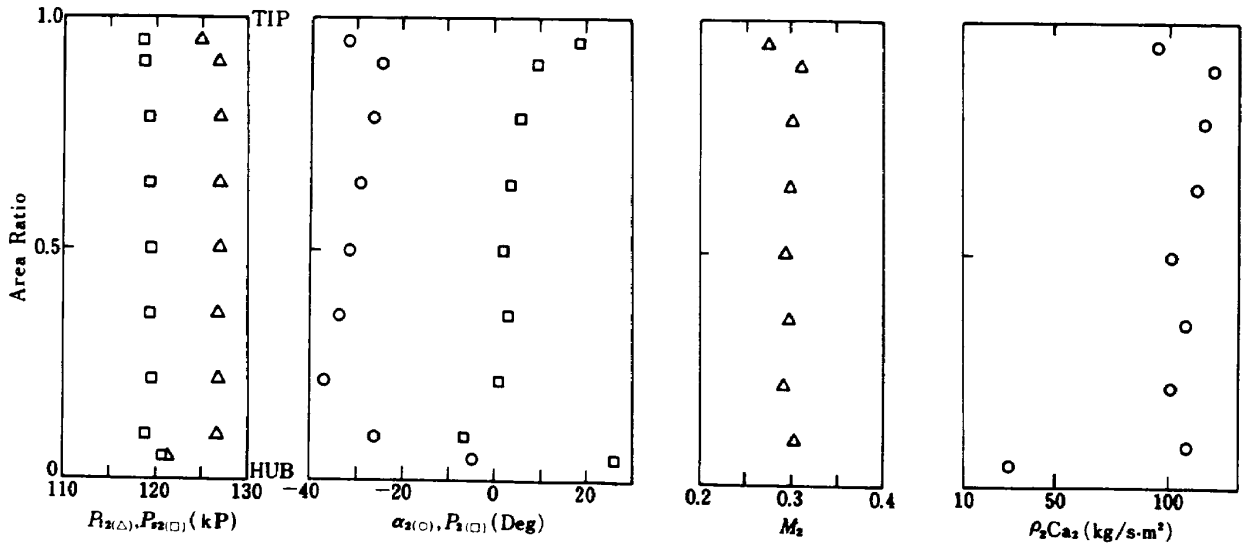
記号に / 印を付けたものは、後流測定によるピッチ平均



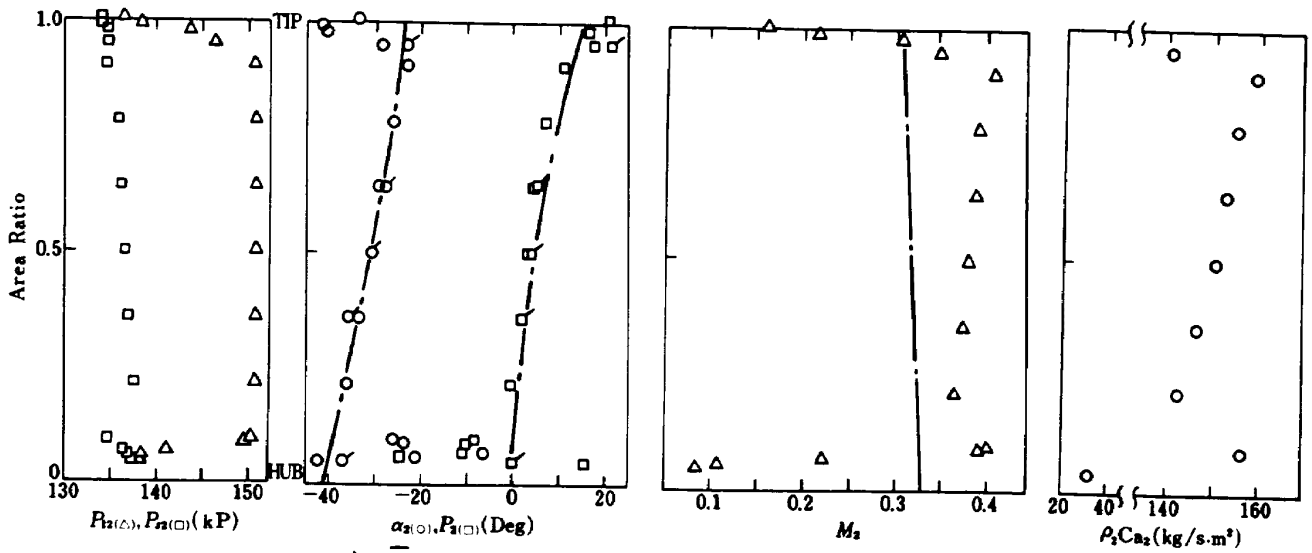
f) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.07$, 実験番号 6-19-14

記号に / 印を付けたものは、後流測定によるピッチ平均

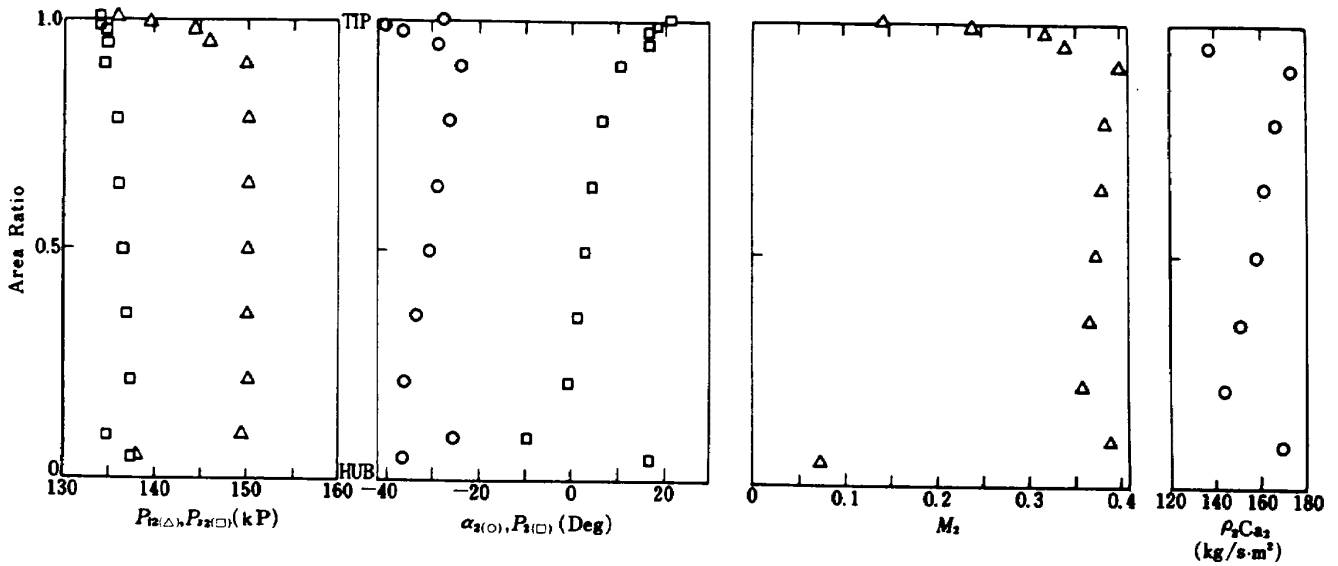
図 9 (続)



g) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.20$, 実験番号 11-21-5-1

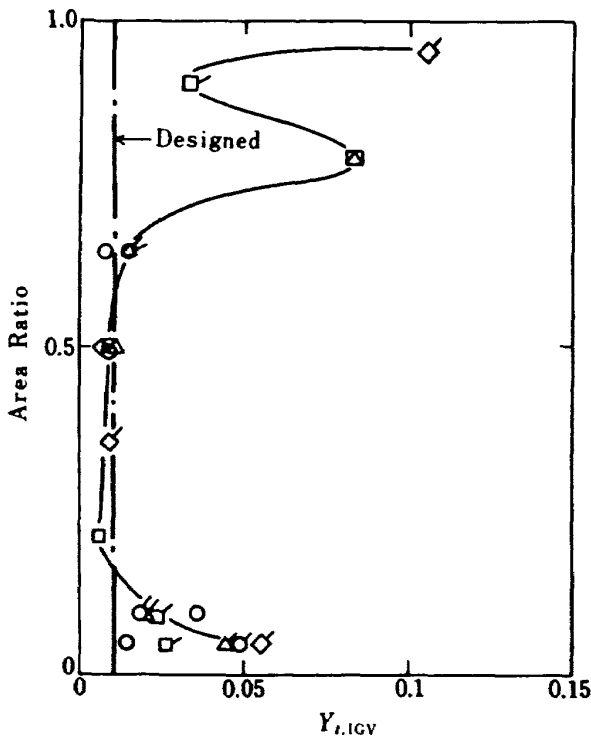


h) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 11-21-3-4
 記号に/印を付けたのは、後流測定によるピッチ平均
 ----- は設計値



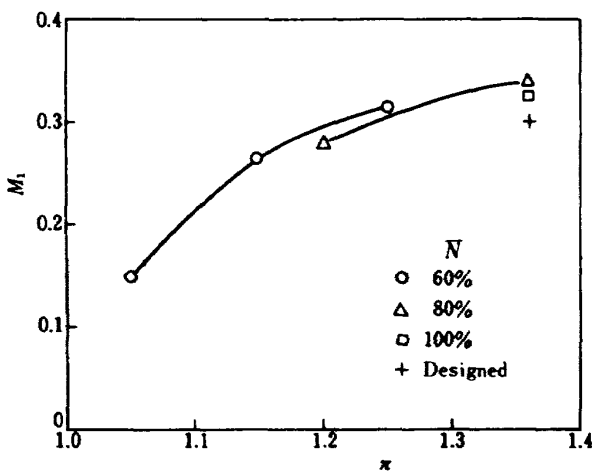
i) $\bar{N} = 110\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 11-21-4-1

図 9 (続)

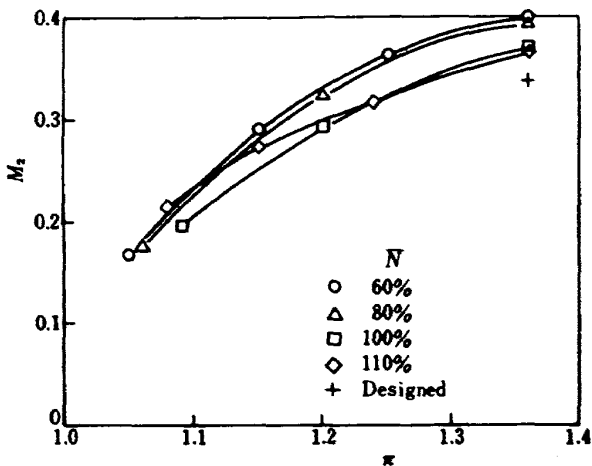


記号	N	π	RN
○	60%	1.1	2-14 RN1
◇	60%	1.1	2-16 RN6
△	80%	1.2	2-14 RN2
△	80%	1.2	2-16 RN5
□	90%	1.35	2-14 RN3
◇	90%	1.36	2-16 RN4
◇	100%	1.36	11-22 RN6
◇	100%	1.36	11-28 RN7

図10 入口案内翼の全圧損失係数



(a) 入口案内翼の入口断面 (平均径)



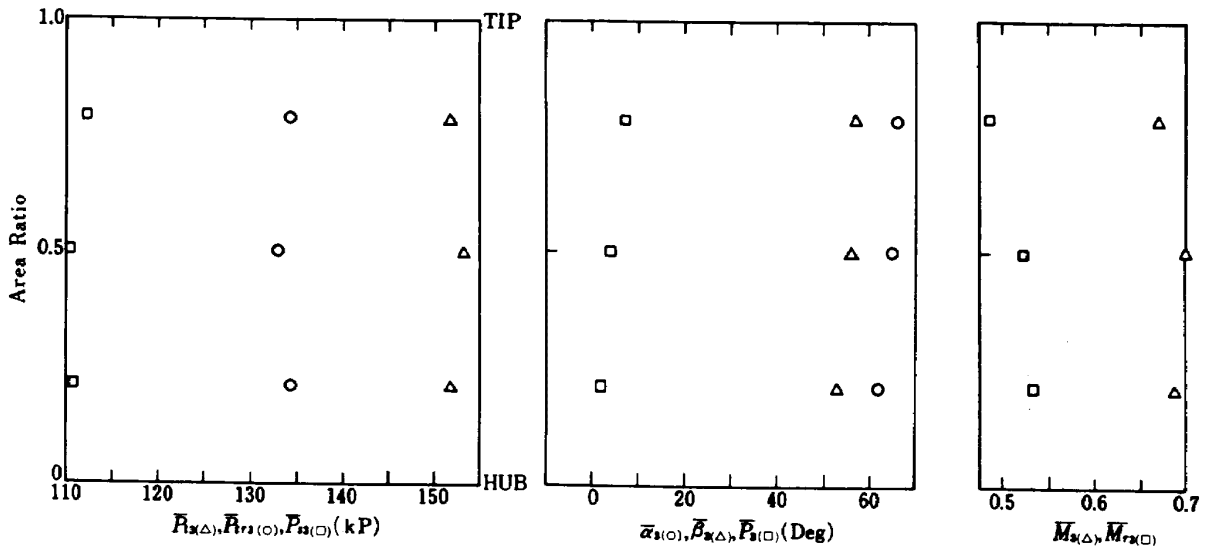
(b) 入口案内翼の出口断面 (平均径)

図11 マッハ数-膨張比

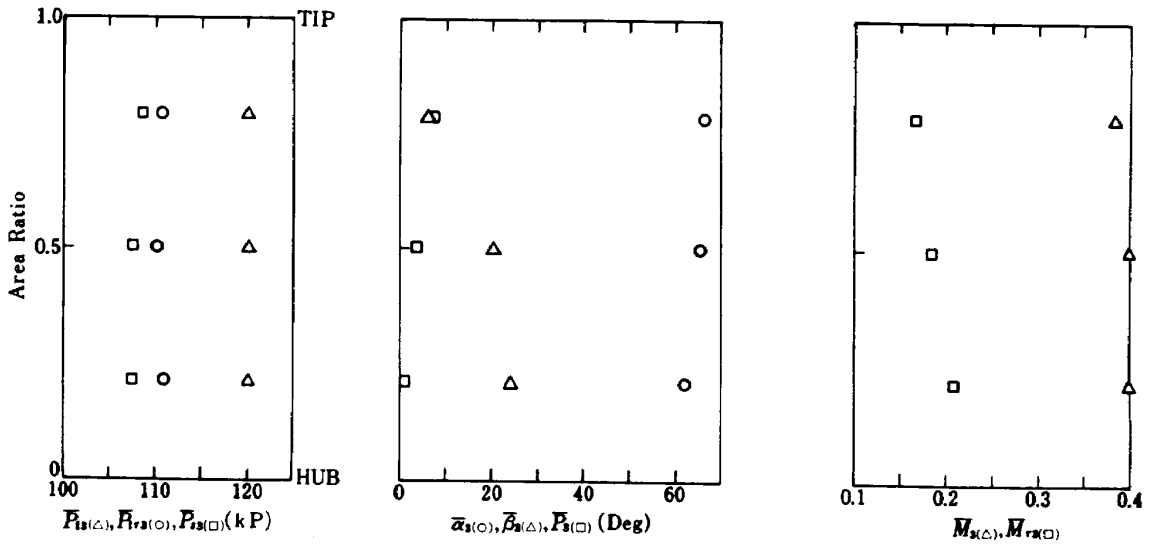
示した試験条件について測定を行った。この断面での測定は、5孔ピトー管による円周および半径方向トラバースである。静翼列としての翼素性能を求めるには、円周方向トラバースによる後流測定が必要であるが、試験時間等との関係から、設計点を含め3点でのみ後流測定を行った。

図12に円周方向トラバースによって測定した静翼後流より求めたピッチ平均の全圧、静圧、相対全圧、流出角、マッハ数の半径方向分布を示した。後流測定から求めた全圧損失係数の半径方向分布を図13に示す。外径側に2次流れによると考えられる損失の大きい領域があること、流路中央部における損失は設計値より小さいことがわかる。流出角(ヨー角、ピッチ角)は設計値をほぼ満足しているが、マッハ数が設計値よりやや高いことなどから動翼への相対流入角は設計値より大きくなっている。図14に半径方向トラバースの結果を示した。

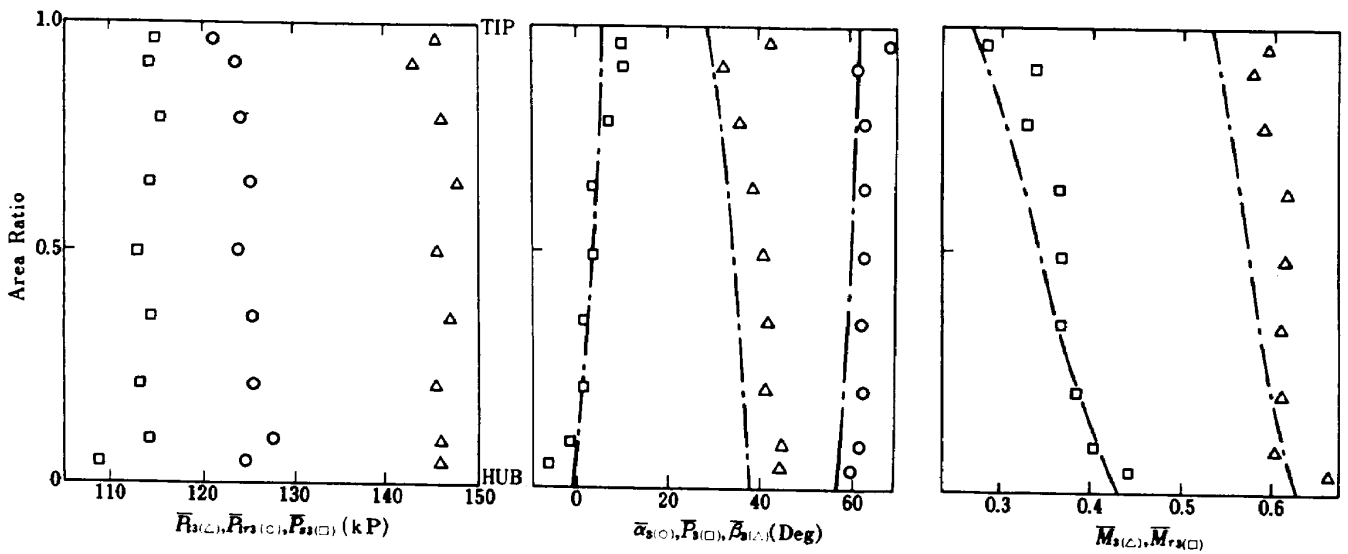
図15に設計点における翼面速度分布を示した。図中の実線は数値計算⁽⁶⁾(非粘性、圧縮性流れ)による結果を示す。測定値と計算値とは良い一致を示しており、流れがほぼ空力設計を満たすものであることを裏付けている。図16には設計点以外の翼面圧力分布を示した。



(a) $\bar{N} = 60\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 11-30-19



(b) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.15$, 実験番号 11-30-11



(c) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.36$ (実験番号は表 6 参照)
 - - - は設計値

図 12 静翼：後流測定によるピッチ平均の流出状態

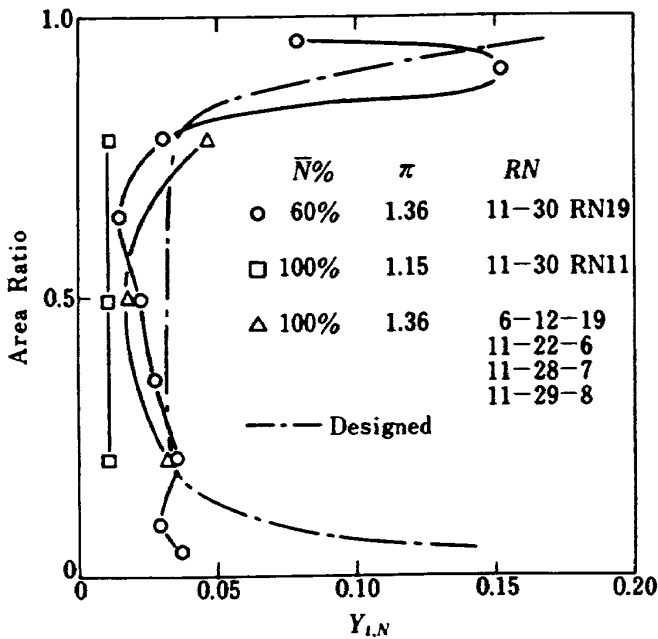
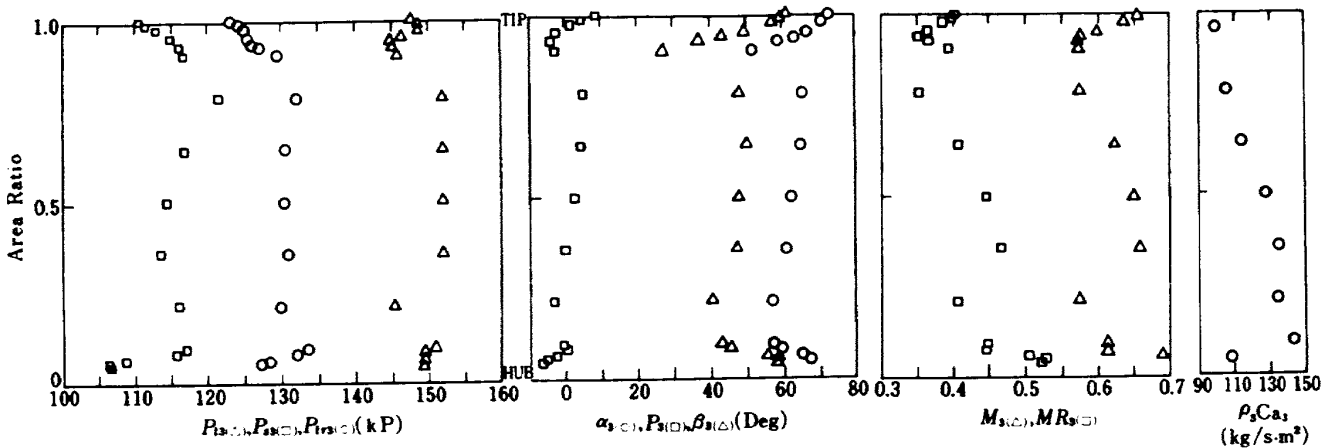


図 13 静翼全圧損失係数の半径方向分布

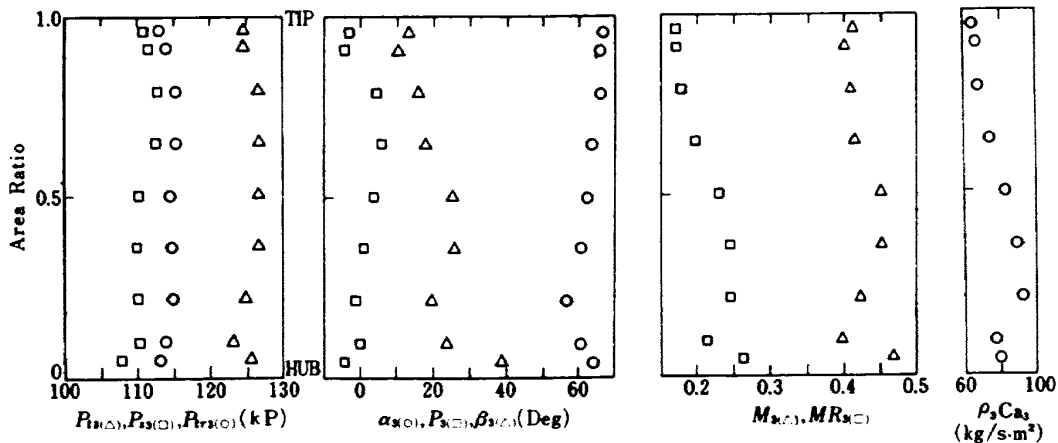
静翼出口断面の流れについて次のことが明らかとなった。(1)外径側の2次流れによると考えられる圧力の低い領域を除いて、全圧は半径方向にはほぼ一様な分布をしている。(2)流出角は設計値をほぼ満足している。(3)流出マッハ数は設計値よりやや高く、動翼への流入角となる相対流出角が設計値より数度大きい。

5.3 動翼

供試タービン出口状態となる動翼出口断面においては、表7に示す試験条件について測定を行った。円周方向に流れは一様であるとの仮定の下に、この測定断面では半径方向トラバースのみを行った。図17に動翼出口における圧力、風向、マッハ数等の半径方向分布を示した。設計点における分布を示す

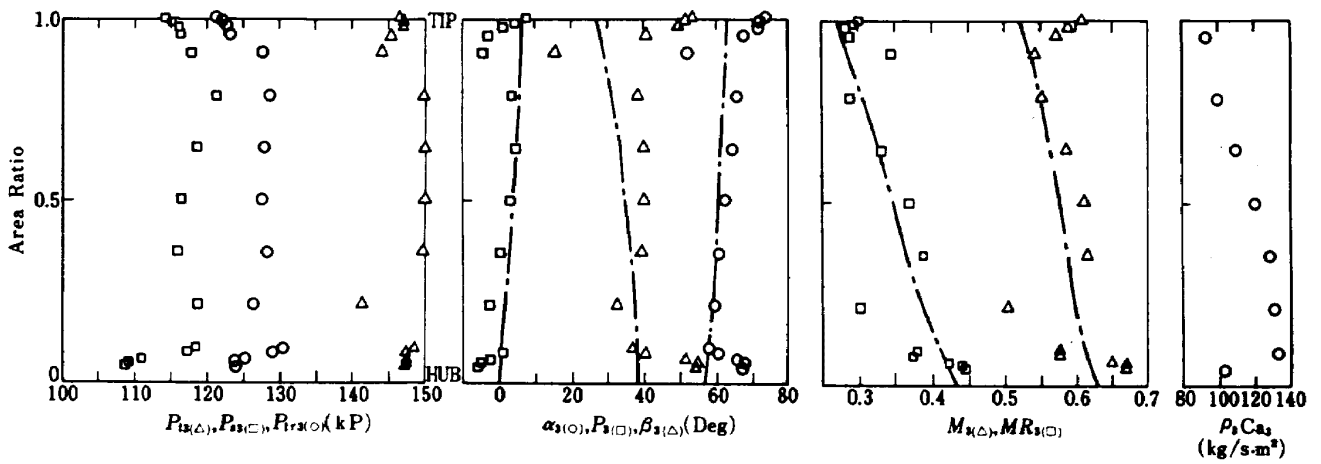


(a) $\bar{N} = 80\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 11-21-2-1

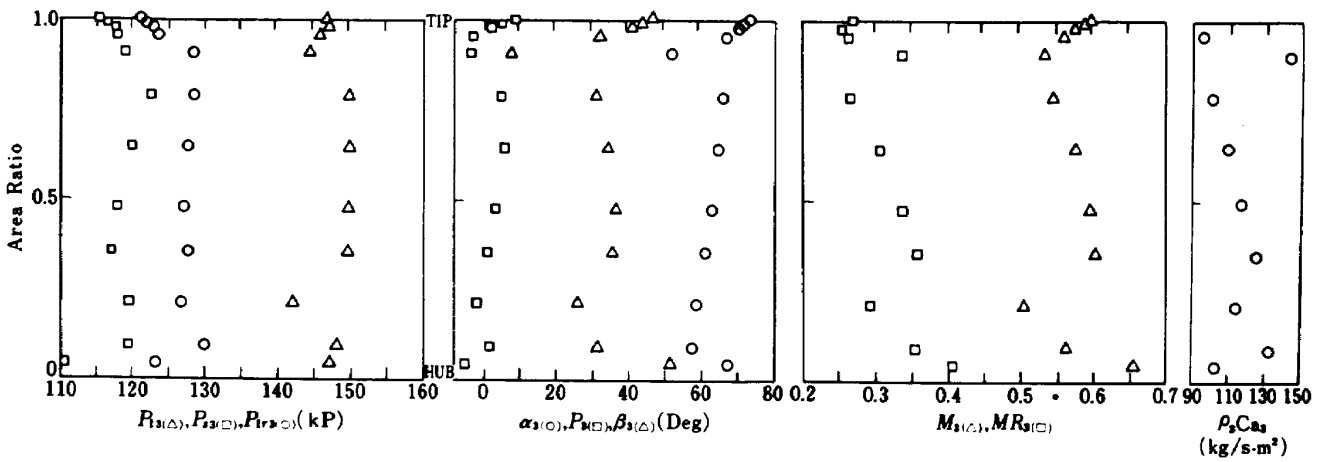


(b) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.20$, 実験番号 11-21-5-1

図 14 静翼：流出状態の半径方向分布

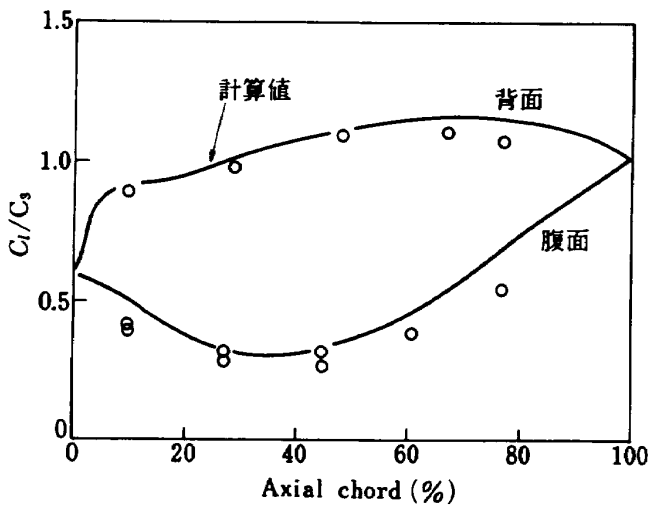


(c) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.36$ (設計点), 実験番号 11-21-3-4



(d) $\bar{N} = 110\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 11-21-4-1

図 14 (続)



	α_2	α_3	M_2
計算条件	31.4°	-59.9°	0.594
測定値	31.0°	-62.0°	0.620

図 15 静翼・翼面速度分布 $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.36$

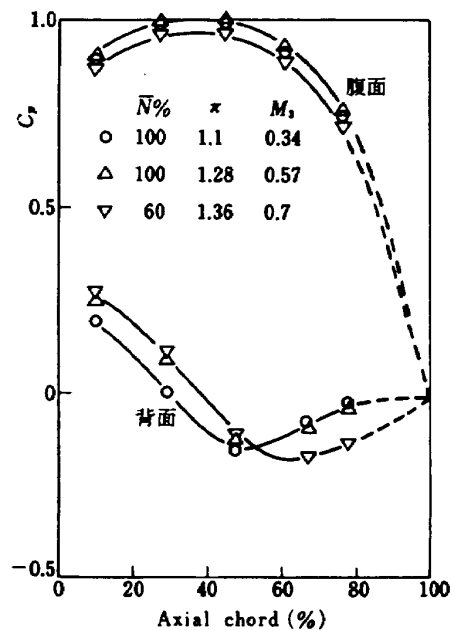


図 16 静翼・翼面圧力係数分布

図 17-(g)には設計値を鎖線で示した。設計点における動翼列の全圧損失係数 $Y_{t,B}$ の半径方向分布を図 18 に示す。

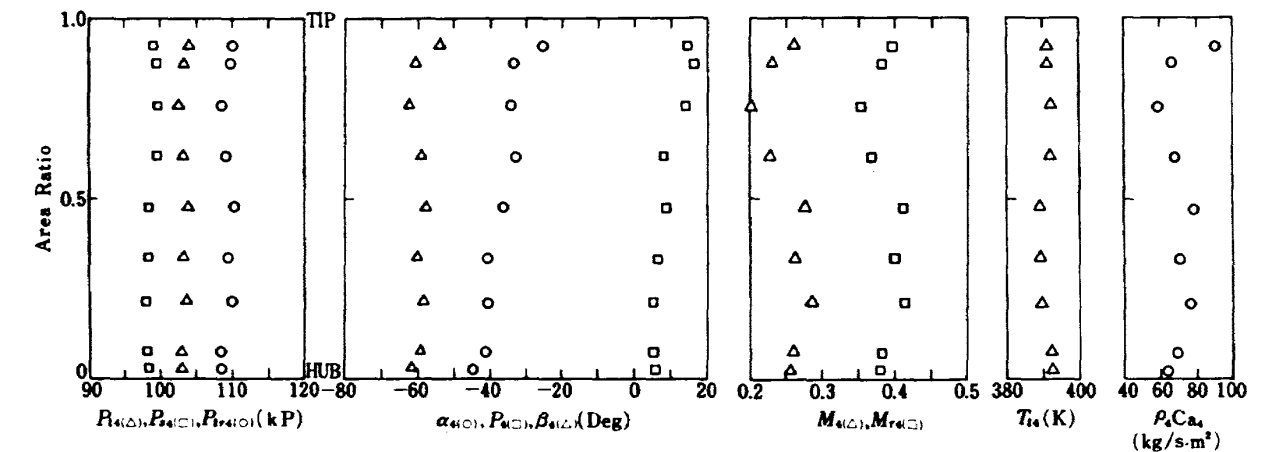
これ等の試験結果から、次のことが明らかとなった。(1)外径側に 2 次流れによると考えられる損失の大きい領域がある、(2)相対流出角はほぼ設計値を満足する分布が得られているが、出口案内翼に対する流入角となる流出 γ 角は 3 ~ 5 度大きい、(3)出口

温度分布は、入口案内翼の入口での測定と同様に、温度計の半径方向トラバースにより測定している。したがって各半径位置での測定値は測定時刻の差があるため、この分布は必ずしも温度の空間的な分布を示しているとは言えないが、変化の中は小さく、一様な温度分布と考えることができる。

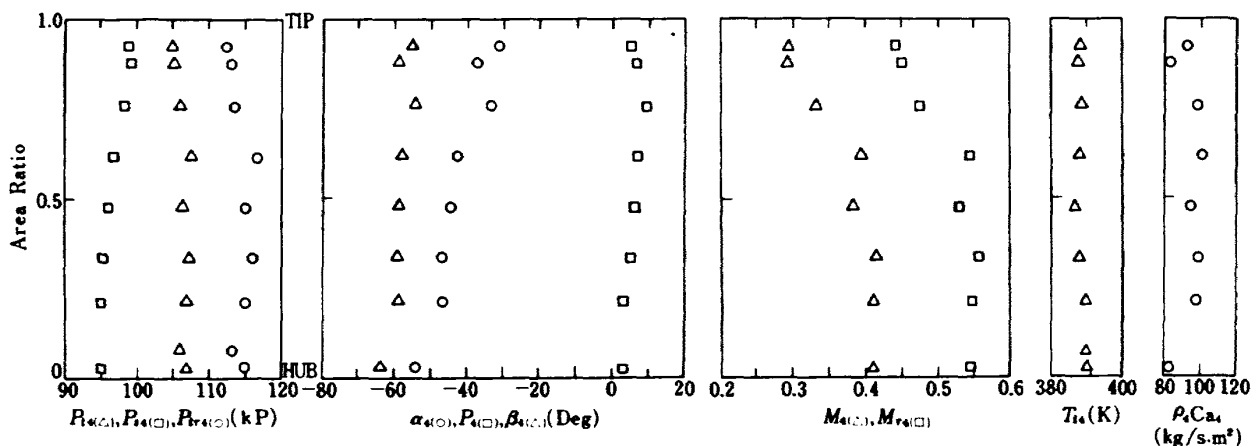
図 19 に動翼翼面圧力分布を示した。動翼翼面圧力は回転体用スキヤニーバルブを用いて測定した。

表 7 動翼：出口試験条件

回転数	60 %	60 %	80 %	80 %	100 %	100 %	100 %	110 %	110 %	110 %
膨張比	1.15	1.25	1.2	1.36	1.07	1.2	1.36	1.08	1.15	1.36
実験番号	6-12-8-1	6-12-8-3	6-12-8-4	11-21-2-1	6-19-4	11-21-5-1	11-21-3-4	6-19-15	6-19-16	11-21-4-1

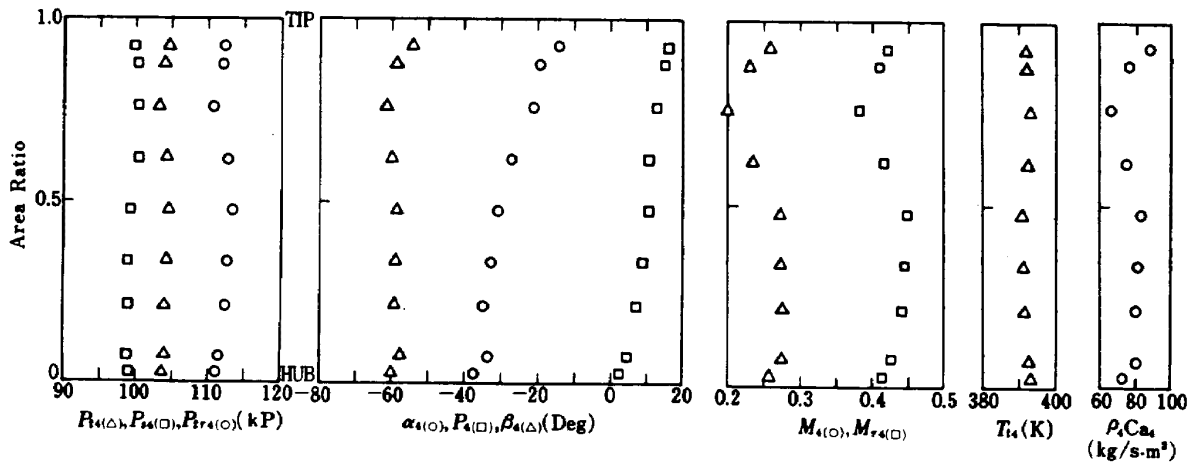


a) $\bar{N} = 60 \%$, $\pi = 1.15$, 実験番号 6-12-8-1

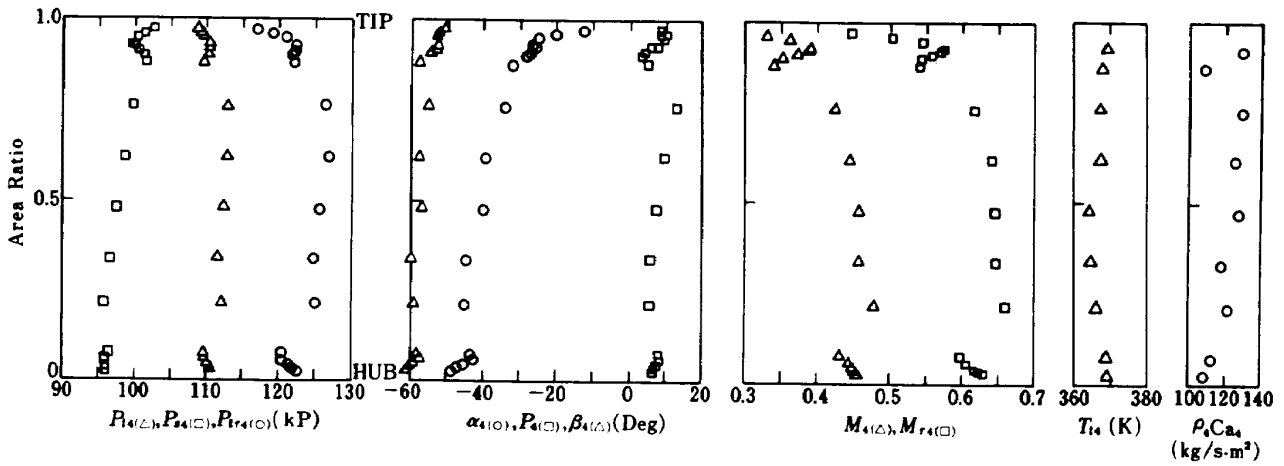


b) $\bar{N} = 60 \%$, $\pi = 1.25$, 実験番号 6-12-8-3

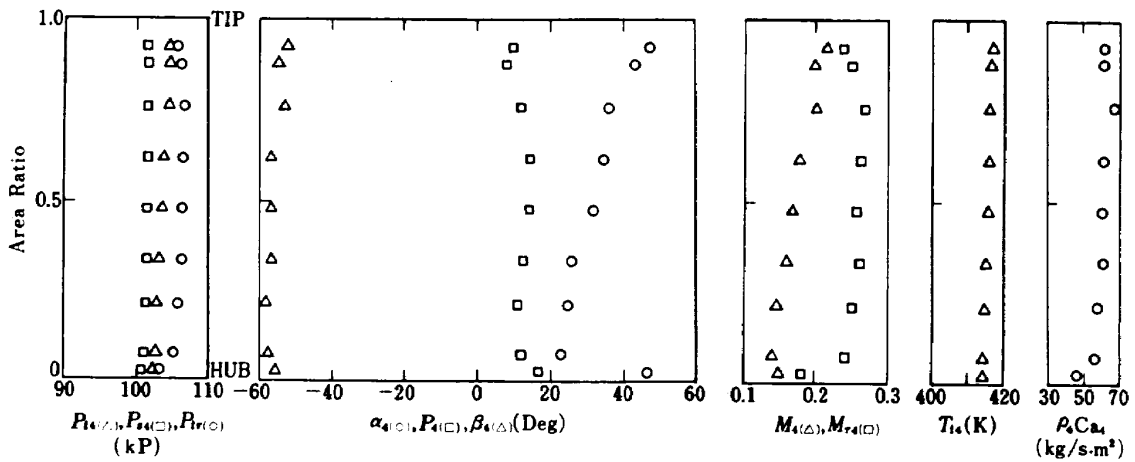
図 17 動翼：流出状態の半径方向分布



c) $\bar{N} = 80\%$, $\pi = 1.20$, 実験番号 6-12-8-2

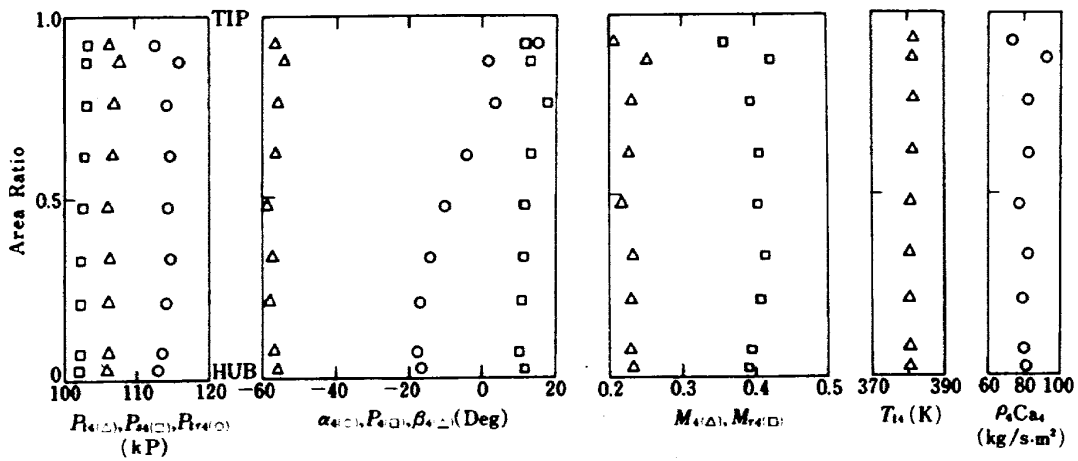


d) $\bar{N} = 80\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 11-21-2-1

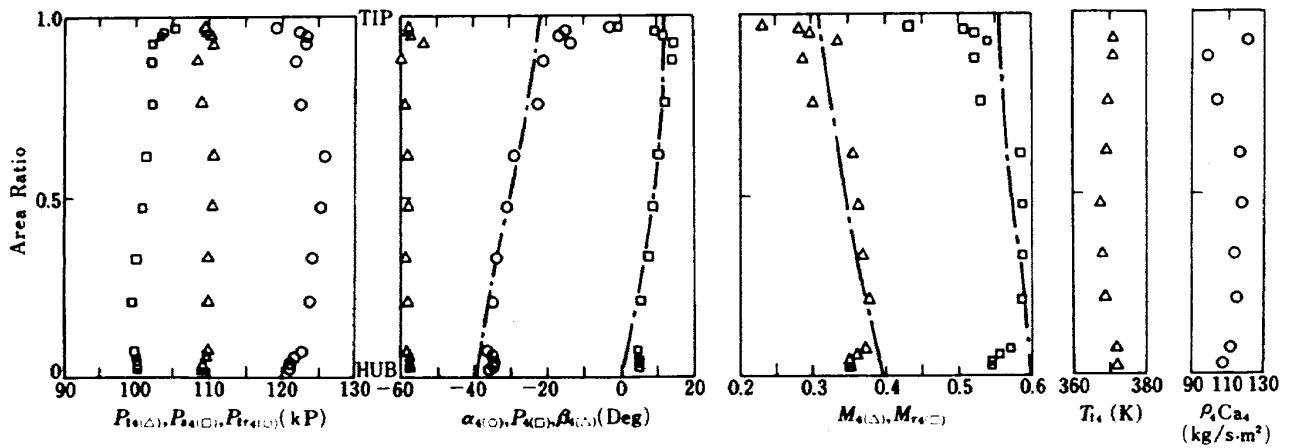


e) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.07$, 実験番号 6-19-14

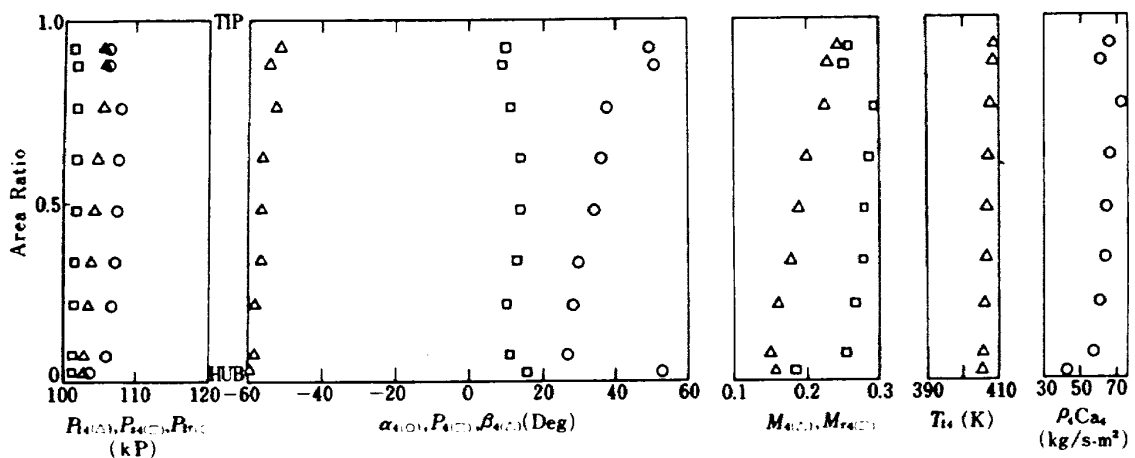
図 17 (続)



f) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.20$, 実験番号 11-21-5-1

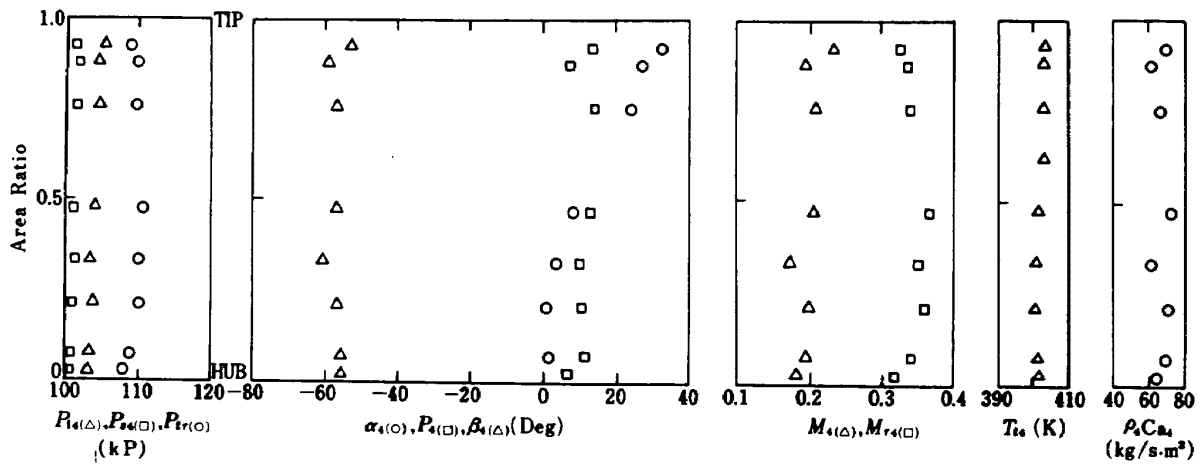


g) $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 11-21-3-4
 - - - は設計値

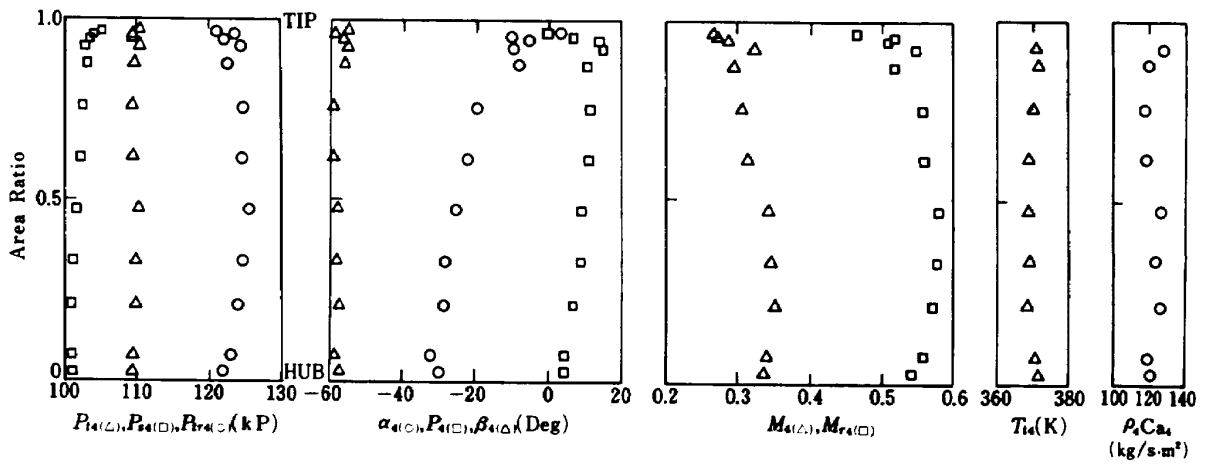


h) $\bar{N} = 110\%$, $\pi = 1.08$, 実験番号 6-19-15

図 17 (続)



i) $\bar{N} = 110\%$, $\pi = 1.15$, 実験番号 6-19-16



j) $\bar{N} = 110\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 11-21-4-1

図 17 (続)

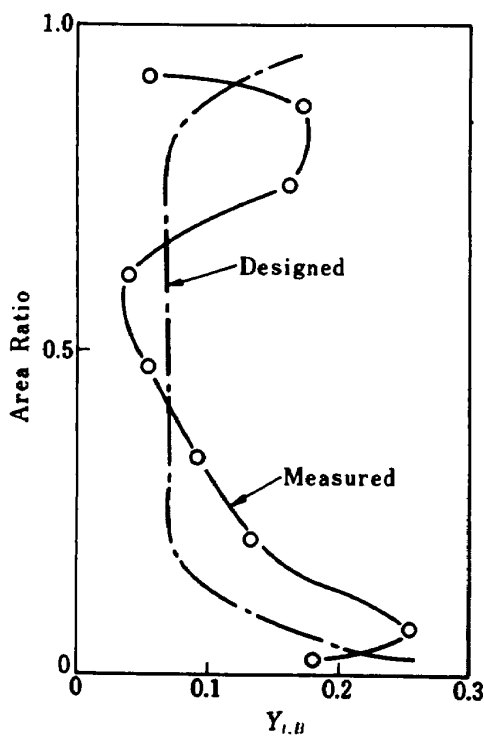


図 18 動翼全圧損失係数の半径方向分布
試験条件：設計点 ($\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.36$)

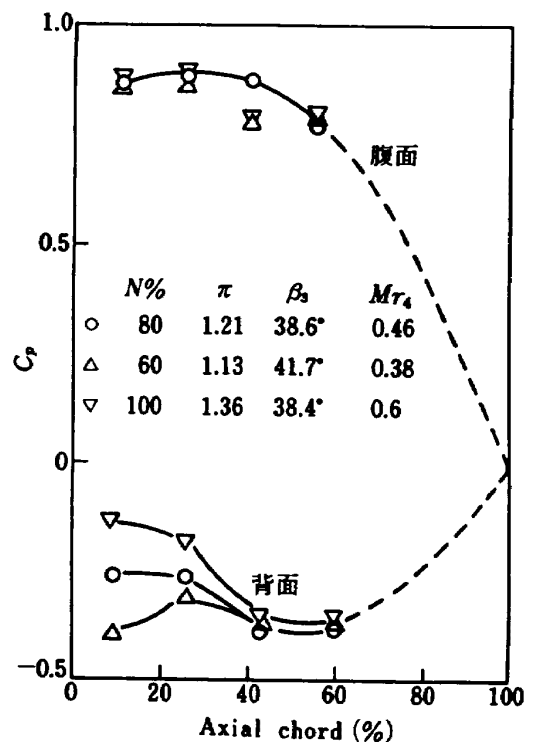


図 19 動翼・翼面圧力係数分布

測定圧に対する回転による遠心力の影響は次式によって補正した⁽⁷⁾。

$$P_t = P_0 e^{\omega^2 r^2 / 2gRT}$$

ここで

P_0 : 測定圧

ω : 回転角速度

r : 圧力孔の回転中心からの距離

T : 圧力配管の温度

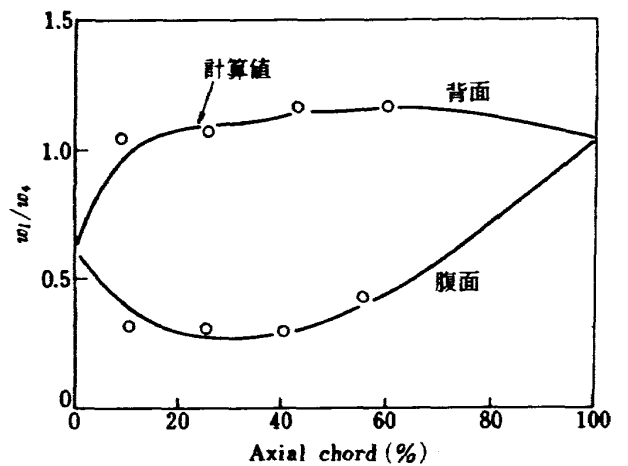
翼面圧力と動翼流出相対全圧とを用いて、翼面速度分布を求め、これを相対流出速度に対して無次元化して示した(図20)。図には静翼と同様の方法⁽⁶⁾による数値計算結果をあわせて示したが、測定値と良い一致を示すことが分かった。

5.4 出口案内翼

出口案内翼の出口断面における測定は、表8に示す試験条件について行った。設計点における全圧分布を図21に、ピッチ平均の圧力、流出角、マッハ数の半径方向分布を図22に示した。図23に全圧損失係数の半径方向分布を示した。出口案内翼は減速翼列であるため、流入条件(流入角、流入マッハ数)により翼列性能は大きな影響をうける。この試験の場合、流入マッハ数は比較的低いため($M_4 < 0.5$)、流入角による影響が支配的となる。図23の損失係数に対応する出口案内翼の流入角すなわち動翼流出角の分布を図24に示した。また図には、出口案内翼の流出角(ピッチ平均のヨー角)をあわせてプロットした。図25は半径方向トラバースによる測定結果である。

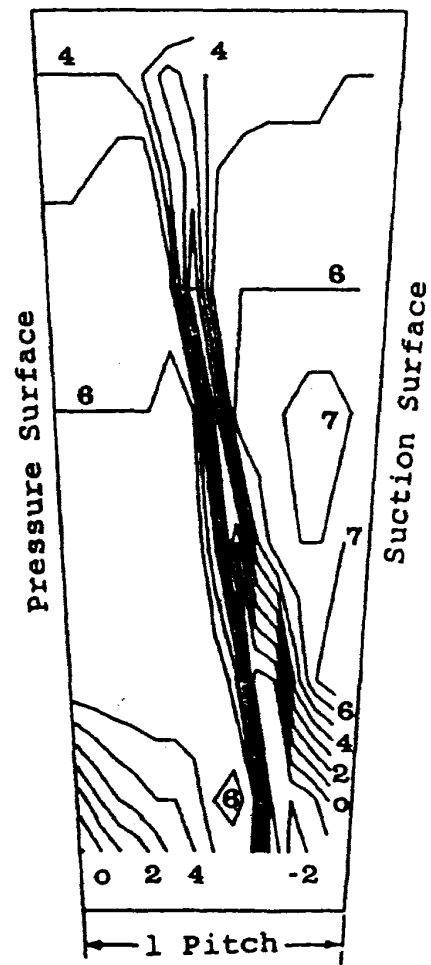
出口案内翼平均径における翼面圧力分布を図26に示した。この図では膨張比をパラメータとし、修正回転数比 \bar{N} は一定($\bar{N} = 100\%$)である。等エントロピー変化を仮定し、 $\pi = 1.28, 1.36$ の圧力分布から、翼面速度分布を求め、流入速度で無次元化して示した(図27)。図中の実線は数値計算⁽⁸⁾による結果である。設計点では、出口案内翼流入角は設計値よりやや大きいと言う結果がピトー管による測定から得られているが、図27に示した翼面速度分布からもこのことが裏付けられる。

これらの試験結果から出口案内翼について次の点



	β_s	β_h	Mr_s
計算条件	33.2°	-58.5°	0.572
測定値	38.4°	-57.7°	0.602

図20 動翼・翼面速度分布 $\bar{N} = 100\%$, $\pi = 1.36$



Key
0=100kP
2=102kP

図21 出口案内翼・後流の全圧分布 (設計点)

表 8 出口案内翼：出口試験条件

回転数	60 %	80 %	100 %	100 %	100 %	110 %	110 %	110 %	110 %
膨張比	1.36	1.06	1.07	1.15	1.36	1.08	1.15	1.24	1.36
トラバース	θ	R	R	θ	θ	R	R	R	R
実験番号	6-15-9 11-30-9	6-19-13	6-19-14	11-30-11	6-15-10 6-20-19 11-29-8	6-19-15	6-19-16	6-19-17	6-19-18

トラバース： R …半径方向
 θ …円周方向

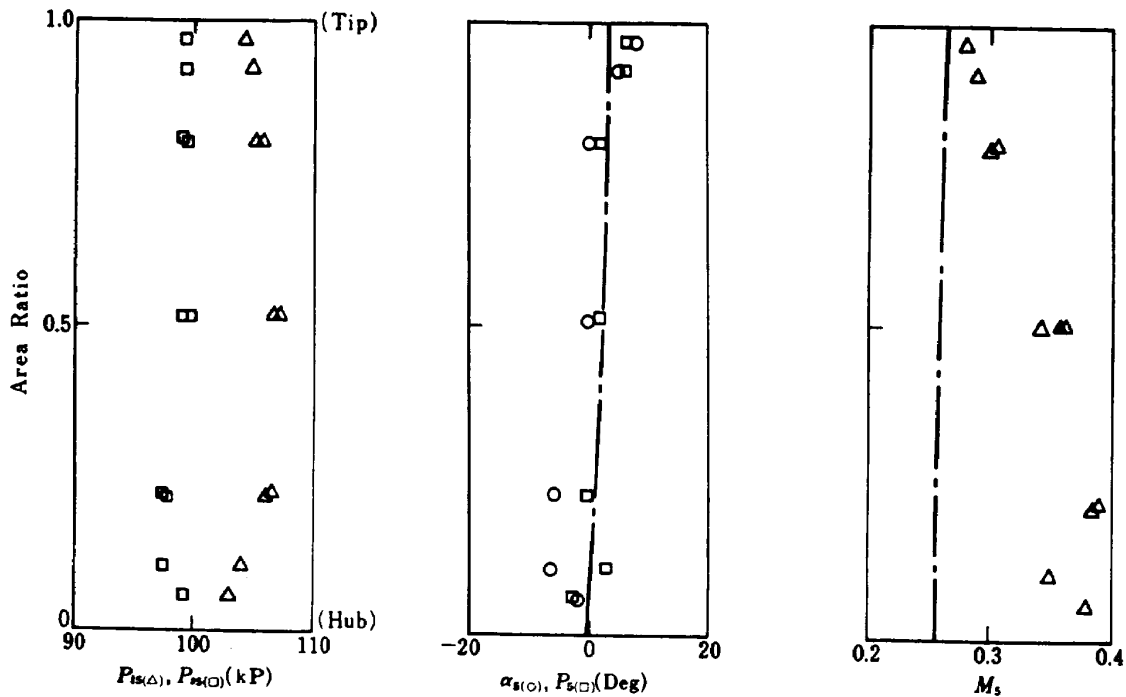


図 22 出口案内翼：後流測定によるピッチ平均の流出状態
 $\bar{N} = 100 \%$, $\pi = 1.36$ (設計点), --- は設計値,
(実験番号は表 8 を参照のこと)

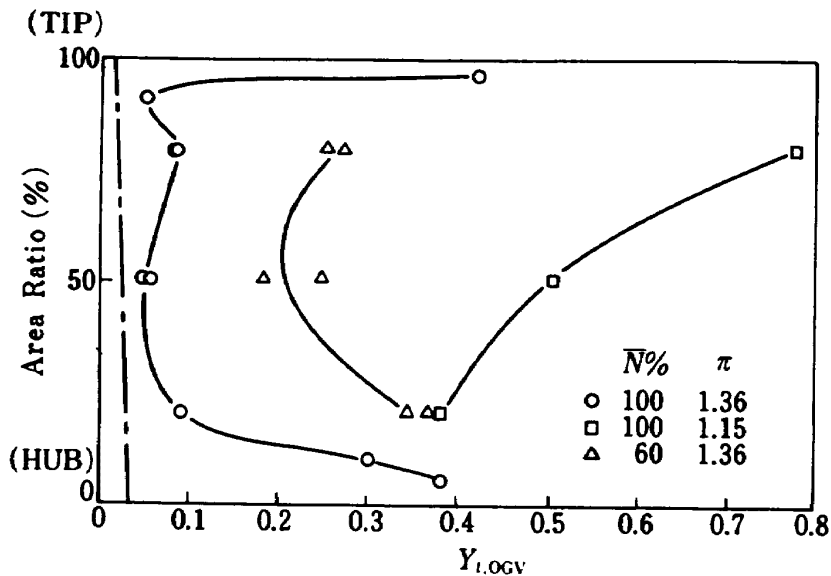


図 23 出口案内翼・全圧損失係数の半径方向分布
鎖線は設計値を示す。

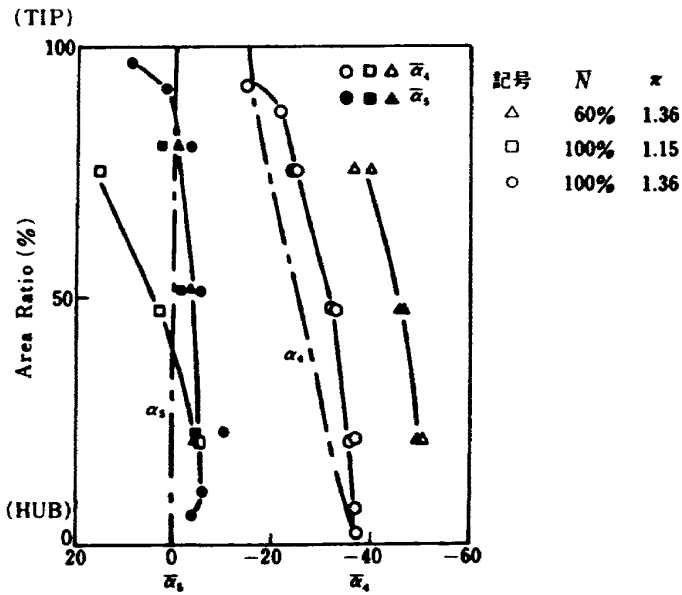


図 24 出口案内翼の流入角・流出角の半径方向分布
鎖線は設計値を示す。

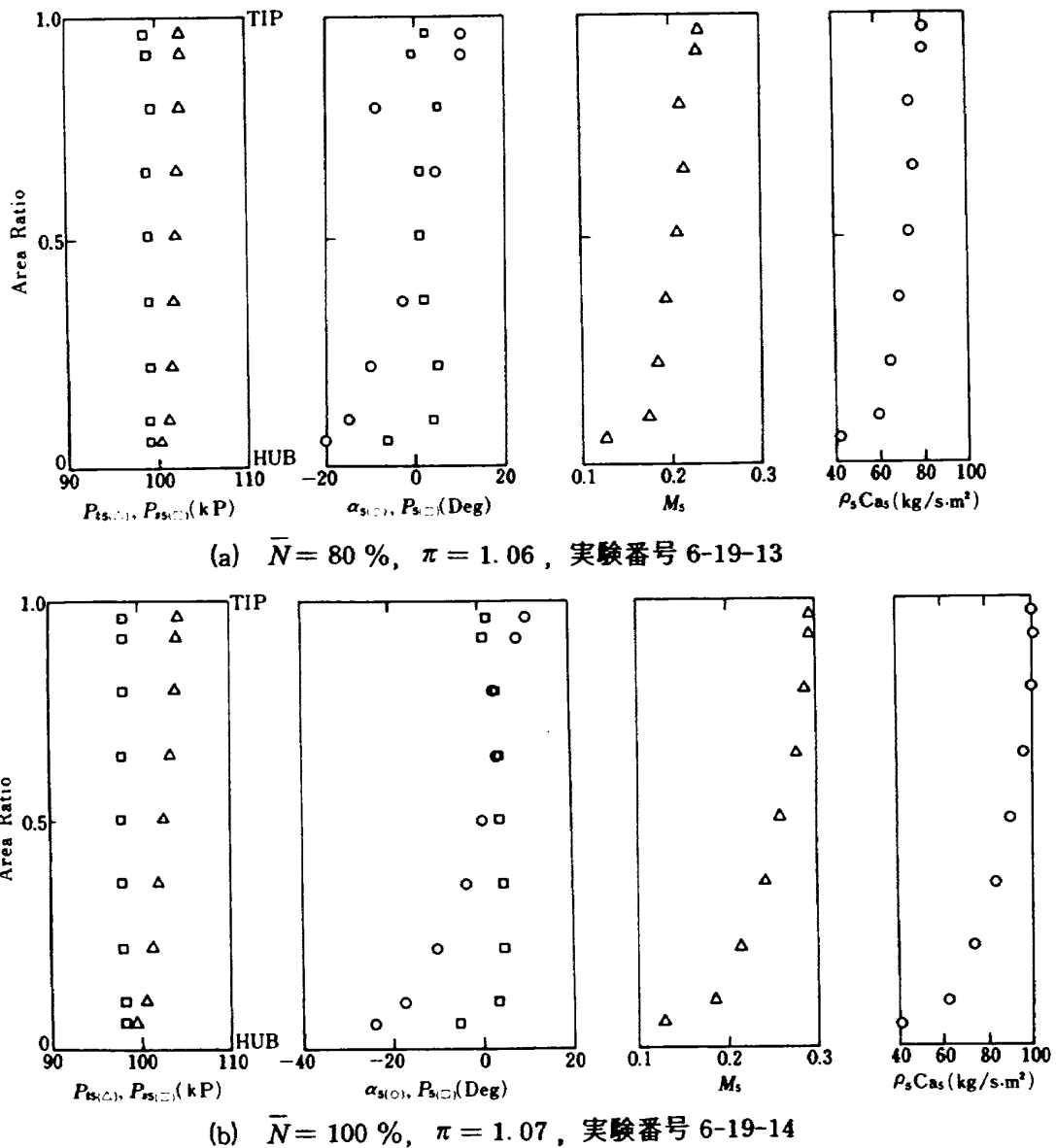
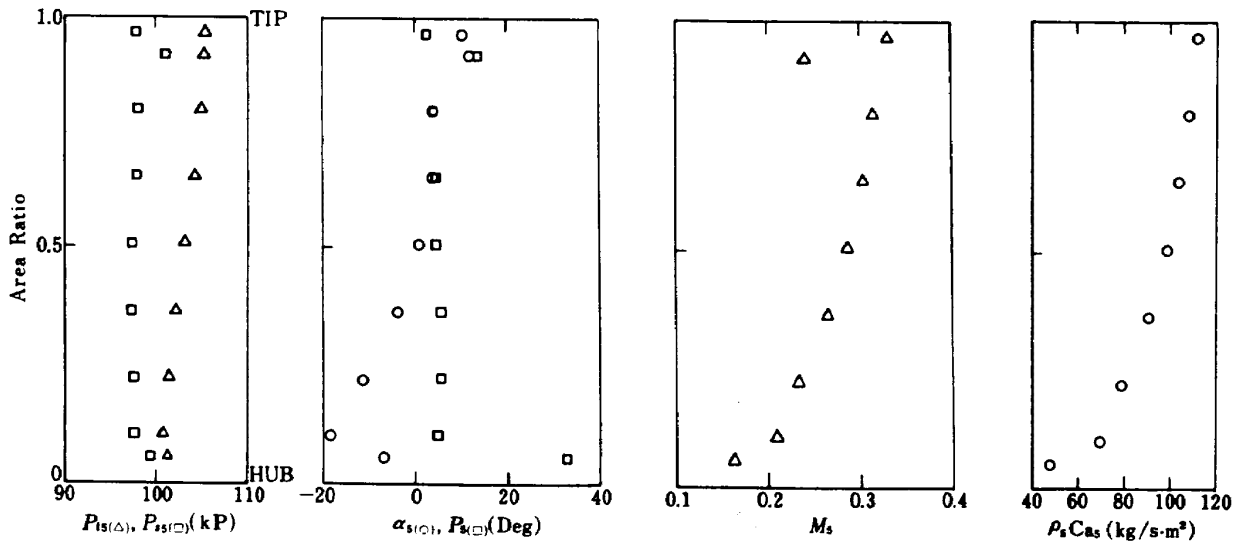
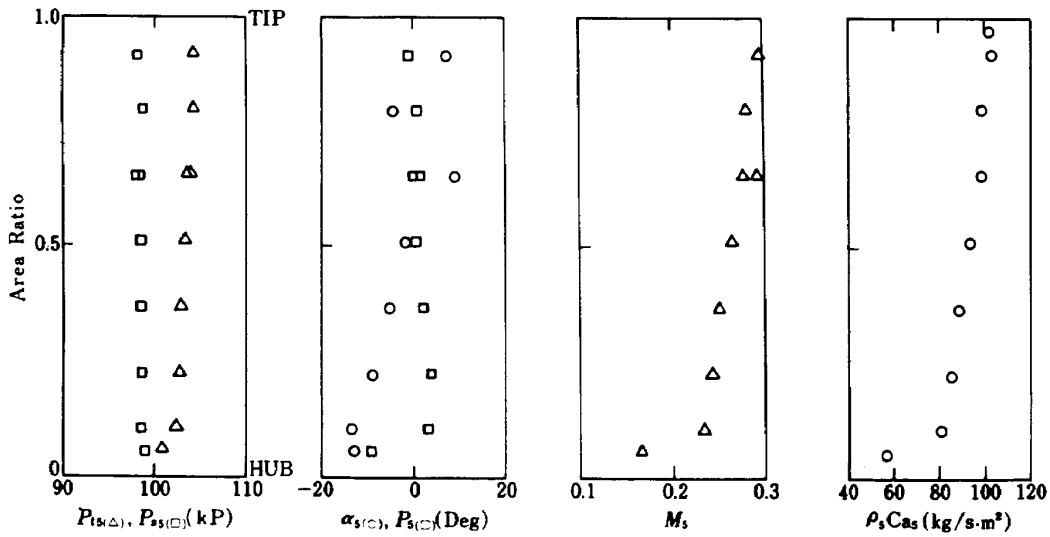


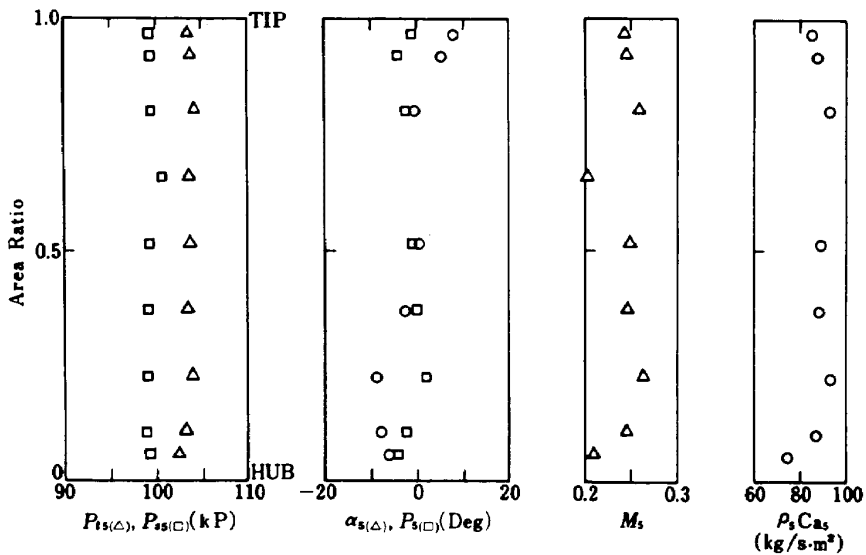
図 25 出口案内翼：流出状態の半径方向分布



(c) $\bar{N} = 110\%$, $\pi = 1.08$, 実験番号 6-19-15

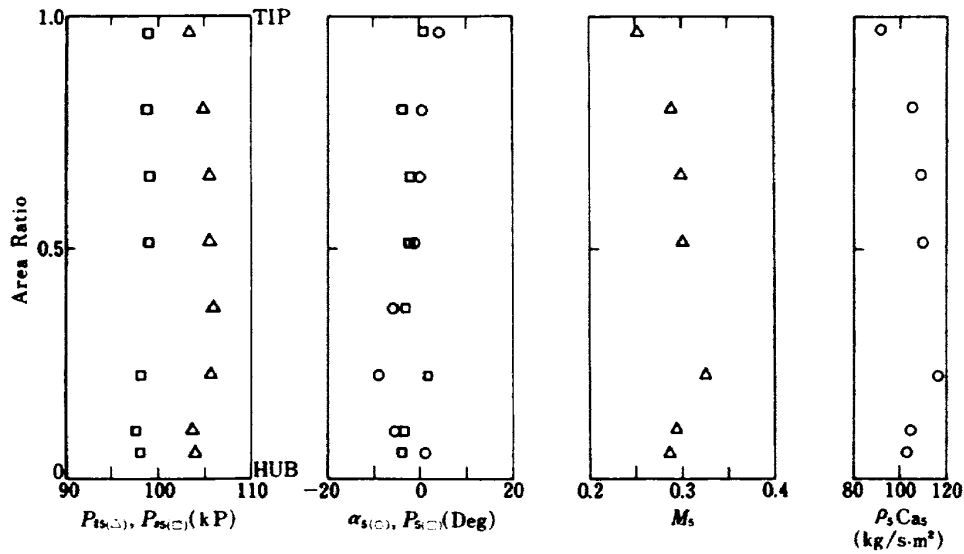


(d) $\bar{N} = 110\%$, $\pi = 1.15$, 実験番号 6-19-16



(e) $\bar{N} = 110\%$, $\pi = 1.24$, 実験番号 6-19-17

図 25 (続)



(f) $\bar{N} = 110\%$, $\pi = 1.36$, 実験番号 6-19-8

図 25 (続)

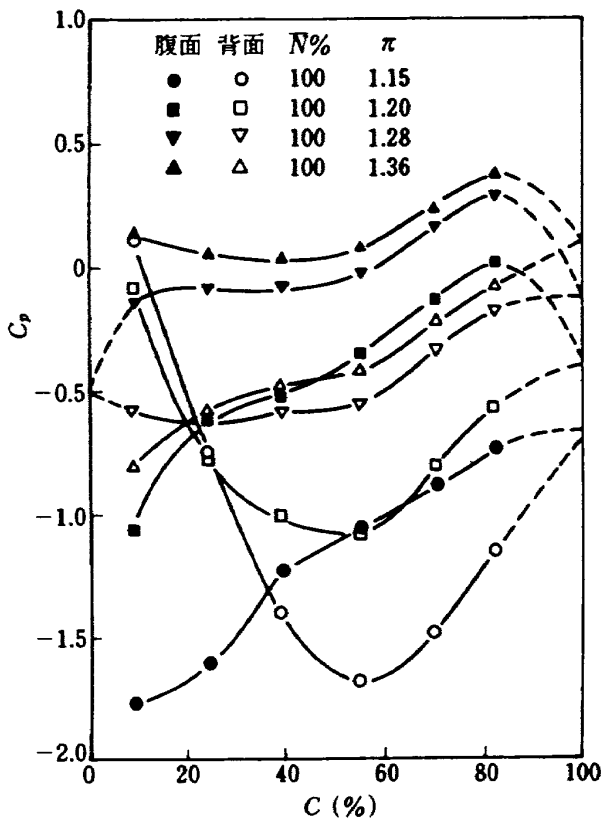


図 26 出口案内翼・翼面圧力分布

が明らかとなった。(1)内径側においてややホワールが残るが、軸流流出がほぼ得られている。またタービンの運転条件によって流入角が大きく変化するが、流出角の変化は小さい。(2)損失係数は全スパンにわたって、設計値よりやや大きく、特に内径側で損失の増加が目立っている。(3)平均径における翼面速度分布の測定値は、数値計算による結果と比較的良好

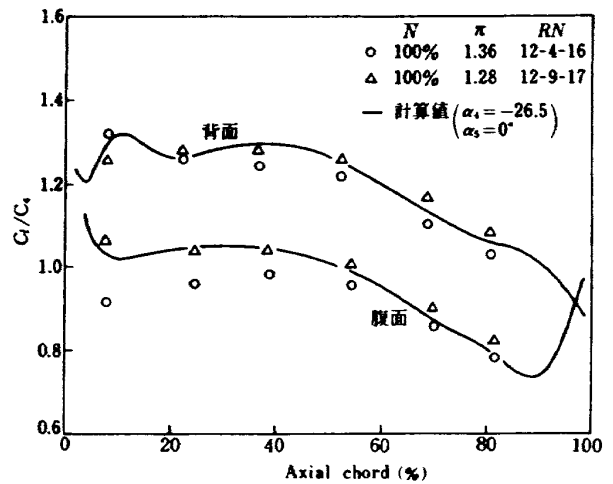


図 27 出口案内翼・翼面速度分布

一致を示した。

6. おわりに

ファンエンジン用低圧タービンの高負荷、高効率化を図るため、フローパターンの改善と新しい翼形とを採用した供試タービンについて内部流動試験を行った。

試験結果の要約は次の通りである。

- (1) 各翼列の流出角を設計値と比較すると、入口案内翼、静翼および動翼ではほぼ設計値を満足する結果を得た。出口案内翼では内径側で約5度のホワールが残った。
- (2) 損失係数の半径方向分布を設計値と比較すると、

静翼および動翼では流路の中央部で設計値より小さいが、出口案内翼では全スパンにわたって設計値より大きい。また各翼列とも外径側に2次流れによると考えられる損失係数の特に大きい領域がある。

- (3) 実機相当の回転試験機において、動翼の翼面圧力測定を行い、データを得ることができた。
- (4) 設計点において、静翼、動翼の翼面速度分布は、いずれも数値計算による結果と良い一致を示し、流れが計画通りであることが裏付けられた。また、出口案内翼の翼面速度分布は、流入角がほぼ設計値となる膨張比のやや小さい試験条件において、数値計算結果と良い一致を示した。

本研究を行うに当たり、通商産業省工業技術院の御援助をいただいた。試験に当っては、三菱重工業(株)名古屋航空機製作所竹嶋健次郎氏、殿村兆史氏ほか関係者および同高砂研究所高井睿氏ほか関係者の方々の御協力をいただいた。自動計測プログラムの作成、操作には同社高砂研究所森秀隆氏に御尽力をいただいた。また当所松木正勝科学研究官、鳥崎忠雄原動機部長、西尾健二原動機制御研究室長の指導、小倉五郎氏はじめ空気源関係者の協力をいただいた。ここに記して謝意を表します。

文 献

- (1) 能瀬, 高原ほか; 高負荷低圧タービンの研究開発, (I)空力回転試験機(LT-600)置の設計製作, 航技研資料 TM-491.
- (2) 西村; 5孔アロー型, 円錐型ピトー管による流れの特性計算法, 航技研報告 TR-668, (1981)
- (3) 西村, 臼井ほか; 高負荷低圧タービンの研究開発, (II)内部流動計測用5孔ピトー管の特性, 航技研資料 TM-492.
- (4) 井上, 臼井ほか; 高負荷低圧タービンの研究開発, (III)全体性能試験, 航技研資料 TM-493.
- (5) 養田, 井上ほか; 高負荷高効率軸流タービンの実験的研究(II)第10回ガスタービン定期講演会講演論文集(昭57.6)
- (6) Katsanis, T. : Fortran Program for Calculating Transonic Velocities on a Blade-to-Blade Stream Surface of a Turbomachine, NASA TND-5427, (1969)
- (7) ポフ(村田他訳); 機械工学における空気力学実験法(昭45.2)p.205 朝倉書店
- (8) Katsanis, T. : Computer Program for Calculating Velocities and Streamlines on a Blade-to-Blade Stream Surface of a Turbomachine, NASA TND-4525, (1968)

航空宇宙技術研究所資料494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 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
