

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-620

空冷タービンにおける翼端隙間流の
空力的制御に関する研究

臼井 弘 ・ 井上 重雄
養田 光弘 ・ 能瀬 弘幸

1990年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概 要	1
記 号	1
1. まえがき	1
2. 試験装置	2
2.1 空冷タービン空力回転試験装置	2
2.2 空気系統	3
2.3 実験方法	4
3. 計算式	5
3.1 タービン比出力・膨張比	5
3.2 空気流量	6
3.3 タービン断熱効率	6
4. データ採取法	6
5. 実験結果	7
5.1 動翼先端隙間寸法の影響	7
(a) 修正流量への影響	7
(b) 修正トルクへの影響	8
(c) 修正比出力への影響	8
(d) 断熱効率への影響	8
5.2 二次空気吹出し量の影響	9
(a) 修正流量特性	9
(b) 修正トルク特性	9
(c) 修正比出力特性	10
(d) 断熱効率特性	10
5.3 半径方向角度分布	10
(a) 絶対流出角分布	10
(b) 絶対ピッチ角分布	11
(c) 絶対マッハ数分布	16
(d) 相対流出角分布	16
6. 結 論	16
7. あとがき	16
8. 参考文献	16

空冷タービンにおける翼端隙間流の 空力的制御に関する研究*

臼井 弘** 井上 重雄**
養田 光弘** 能瀬 弘幸**

概 要

近年、ガスタービンの高効率化や、エンジンの軽量化を推進するため、タービンの高負荷化が進められている。高負荷化のためにはタービン入口温度を高温にする必要があり、従ってタービン翼は冷却が必要である。タービン翼の冷却においては冷却空気（以下二次空気と呼ぶ）の吹出しが主流に与える影響も考慮する必要がある。

本研究は空冷タービン空力回転試験機¹⁾を使用して動翼先端シュラウドリングより二次空気を吹出した場合に吹出し空気がタービン効率や動翼出口角度分布に及ぼす影響、及び二次空気を吹出すことにより主流の翼端隙間流を空力的に制御する方法について述べたものである。

記 号		
A	: 面積	η_c : 主流及び二次空気を作動流体とみなした効率
C_p	: 定圧比熱	η_p : 主流のみを作動流体とみなした効率
G	: タービン質量流量	κ : 比熱比
g	: 重力加速度	κ/h : 隙間比
ΔH	: タービン比出力	π : 膨張比
J	: 熱の仕事当量	τ : タービン軸トルク
L	: タービン仕事	添字
M	: マッハ数	a : 軸方向
n	: タービン毎分回転数	B : 動翼
P_s	: 静圧	c : 二次空気
P_t	: 全圧	cr : 修正値
R	: ガス定数	des : 設計値
r_i, r_o	: 流路内壁半径, 流路外壁半径	m : 主流
T	: 温度	s : 静温
α	: 流量係数	st : 標準状態
β	: 二次空気流量比 (重量比)	
β_{or}	: オリフィス開口比	
δ	: 基準圧力に対するタービン入口全圧の比	

1. ま え が き

ターボ機械においては外部ケーシングと動翼先端部との間にはケーシングと回転部との接触を避けるために隙間 (ティップクリアランス) がある。この翼端隙間の存在は翼列損失の増加をまねき、タービンや圧縮機の効率低下につながることは周

* 平成2年4月9日受付
** 航空宇宙技術研究所

知の事実である。

ところでこの動翼先端隙間はターボ機械の運転状況により一定でなく、特に高温タービンの様な高温ガスを作動流体として使用する機械では外部ケーシングや動翼、ディスク等の熱による膨張、動翼、ディスクの遠心力による伸びのため運転時の翼端隙間が縮小し、最悪のケースでは動翼とケーシングが接触する場合も見受けられる。このような事態を回避するために動翼とケーシングとの隙間を計測するチップクリアランスセンサの研究が行われている。回転中の動翼の翼端隙間を測定するためには非接触型のセンサが必要であり、現在光学法^{2,3)}、及び渦電流法^{4,5)}の研究結果が発表されている。しかしこれらはいずれも計測条件の制限から実用化には至っていない。またこうした翼端隙間センサの開発と同時に、ケーシングと動翼間の隙間をハード的に制御(アクティブコントロール)することにより、常に翼端隙間を最適な値に保つ研究も行われている^{6,7)}。これまで研究されている翼端隙間制御の方法の多くは二重構造の外部ケーシングにホットガスやコールドガスを吹きつけることにより外部ケーシングの伸縮を利用したものが殆どである。この方法は簡単であるが応答性の問題や均等に制御することが困難である。

このように動翼先端隙間に関してその隙間の計測方法及び隙間の制御など種々の研究が行われているが、本研究では動翼先端シュラウドリングより二次空気を吹出すことにより動翼先端隙間による損失を減少させる方法を試みた。すなわち動翼先端部から主流空気が洩れるのを二次空気の吹出しにより抑制するものである⁸⁾。

本報告では異なった吹出し角(90度および30度)から吹出す二次空気がタービン性能に及ぼす影響及び、二種類の動翼先端隙間($c/h=1.6\%$, 2.6%)がタービンの断熱効率に及ぼす影響について空冷タービン空力回転試験機を用いて行って得た実験の結果について述べる。

2. 試験装置

2.1 空冷タービン空力回転試験装置

図1に空冷タービン空力回転試験装置、図2に試験機断面図を示す。

本実験に使用した空冷タービン空力回転試験機はタービンの冷却空気による影響を調べるために設計製作したもので次のような特徴を持っている。

- ① 静翼、動翼共に冷却翼の採用
- ② 動翼先端部シュラウドリングから二次空気の吹出しが可能
- ③ シュラウドリングを取替える方法により、

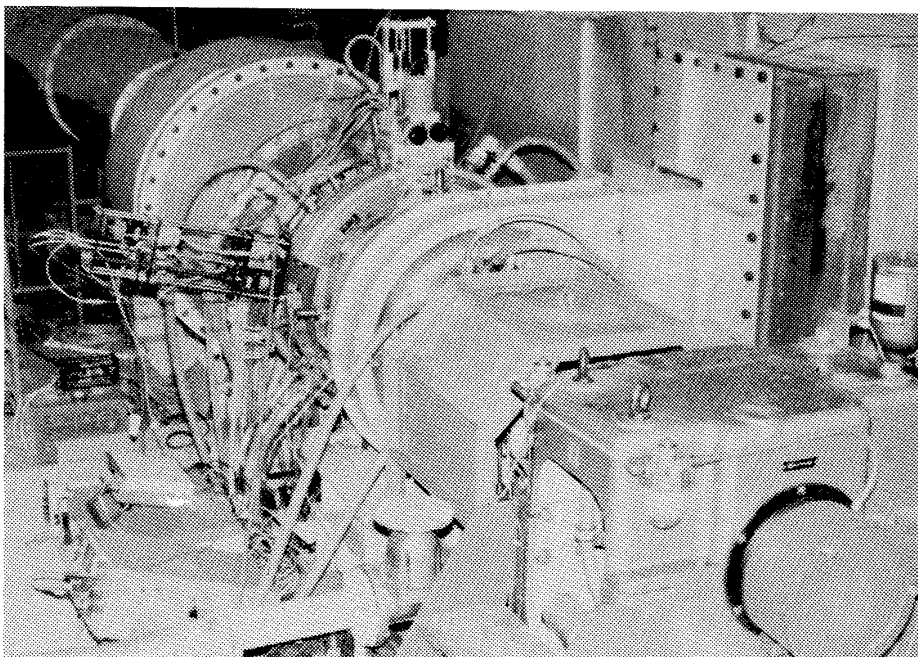


図1 空冷タービン空力回転試験装置

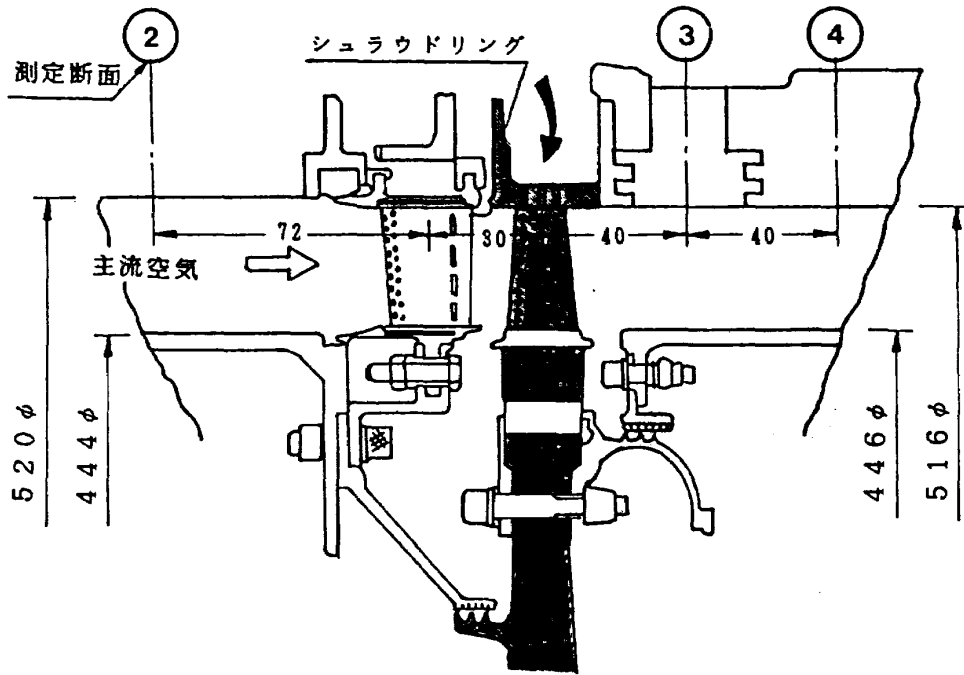


図2 試験機断面図

表1 供試タービンの設計点要目

入口主流圧力	235 KPa (2.4 kg/cm ² , abs)
入口主流温度	410 K (137°C)
全圧膨張比	1.92
主流流量	6.5 kg/s
回転数	7300 rpm
二次空気	
圧力	245 KPa (2.5 kg/cm ² , abs)
温度	410 K (137°C)
流量	3% (タービン入口流量比)

表2 翼および翼列諸元

翼	項目	Tip	Mean	Hub
静	半径 r (mm)	254.8	242.5	230.2
	翼枚数	66		
	ピッチ S (mm)	24.26	23.09	21.92
	翼弦長 C (mm)	33.13	31.80	30.46
	スロート長さ O (mm)	7.81	7.37	6.92
	ソリディティ σ	1.365	1.378	1.390
	前縁厚さ d_l (mm)	4.1	4.1	4.1
	後縁厚さ d_t (mm)	1.0	1.0	1.0
	翼前縁角 β_l (deg)	9.75	9.75	9.75
	喰違い角 ξ (deg)	47.5	47.5	47.5
動	半径 r (mm)	259.0	242.5	226.0
	翼枚数	114		
	ピッチ S (mm)	14.28	13.37	12.46
	翼弦長 C (mm)	18.95	19.08	19.20
	スロート長さ O (mm)	5.79	5.57	5.34
	ソリディティ σ	1.327	1.427	1.542
	前縁厚さ d_l (mm)	2.0	2.0	2.0
	後縁厚さ d_t (mm)	1.0	1.0	1.0
	翼前縁角 β_l (deg)	34.75	34.75	34.75
	喰違い角 ξ (deg)	39.5	31.8	24.0

動翼先端隙間を変えることが可能

④ 動翼下流において3次元流のトラバース測定が可能

表1に供試タービンの設計点要目、表2に翼及び翼列諸元を示す。

2.2 空気系統

図3に空気系統図を示す。本実験では空気源に軸流圧縮機⁹⁾(駆動動力1800kW, 圧力0.314MPa, 空気流量13.5kg/sec)を使用し、圧縮機の吐出空気をそのまま作動空気(タービン入口温度約130°C)として用いた。二次空気は主流より分岐し、本試験機の円周上4カ所よりシュラウドリングに供給する構造とした。主流及び二次空気流量の測

定は円板オリフィスを使用し、タービン出力の吸収は水動力計（吸収動力970kW，最高回転数8000rpm）で行い，同時にタービン回転数，軸トルクの計測も行った。

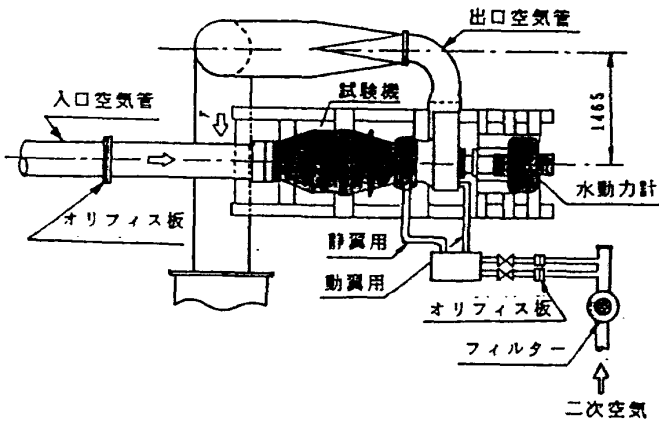
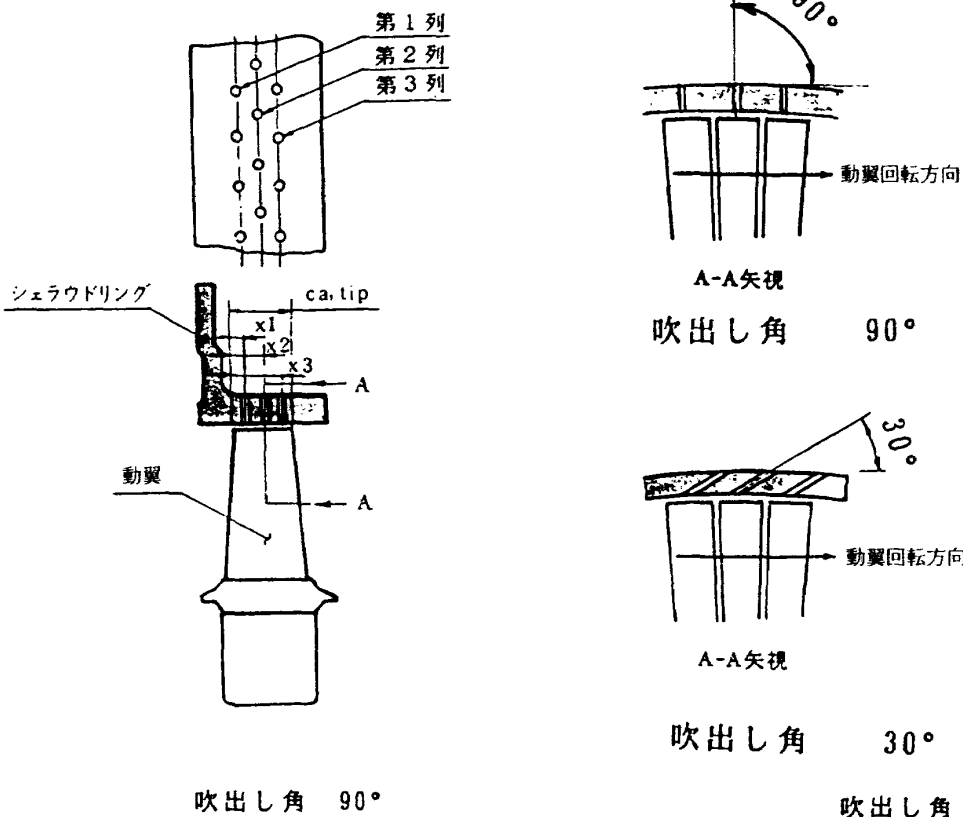


図3 空冷タービン空力回転試験装置系統図

2.3 実験方法

図4に二次空気吹出し孔を有するシュラウド部の構造を，図5にそのシュラウドリングの写真を示す。本実験では翼端隙間の影響を明らかにするため2種類（吹出し角90度，隙間と翼高さとの比 $\kappa/h=1.6\%$ 及び，吹出し角30度， $\kappa/h=2.8\%$ ）のシュラウドリングを用いて行った。このシュラウドリングの吹出し孔は軸方向に3列，円周方向に各列とも等間隔に150個設けた。吹出し孔の径は各列からの吹出し量を均等にするよう，壁圧の計算値と流量係数の推定値から決定した。実験は前述の水動力計を定回転数モードに設定し，設定回転数は供試タービンの設計回転数比70%で全て行った。主流空気の膨張比は5点（1.35，1.4，1.45，1.5，1.6），二次空気流量比を4点（0.0，1.0，2.0，3.0）設定し，それぞれ全体性能計測及び，動翼下流に



位置	吹出し孔面積 (mm ²)	$x_i/C_{a,tip}$
第1列(X1)	$\phi 1.5 \times 150$ 個 1.8×10^{-6}	0.2
第2列(X2)	$\phi 1.4 \times 150$ 個 1.5×10^{-6}	0.5
第3列(X3)	$\phi 1.3 \times 150$ 個 1.3×10^{-6}	0.8

位置	吹出し孔面積 (mm ²)	$x_i/C_{a,tip}$
第1列(X1)	$\phi 1.7 \times 150$ 個 2.3×10^{-6}	0.2
第2列(X2)	$\phi 1.6 \times 150$ 個 2.0×10^{-6}	0.5
第3列(X3)	$\phi 1.5 \times 150$ 個 1.8×10^{-6}	0.8

図4 二次空気吹出し部の構造

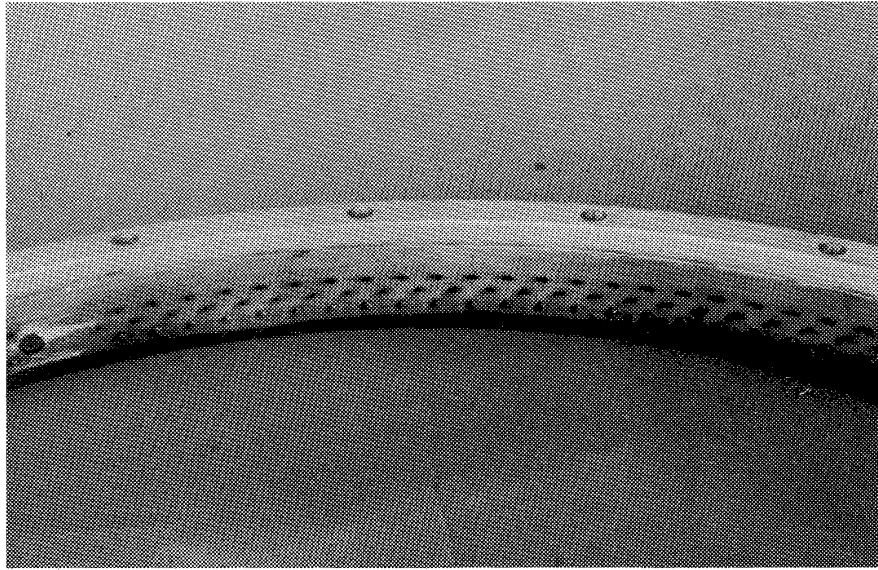


図5 シュラウドリング(吹出し角30°)

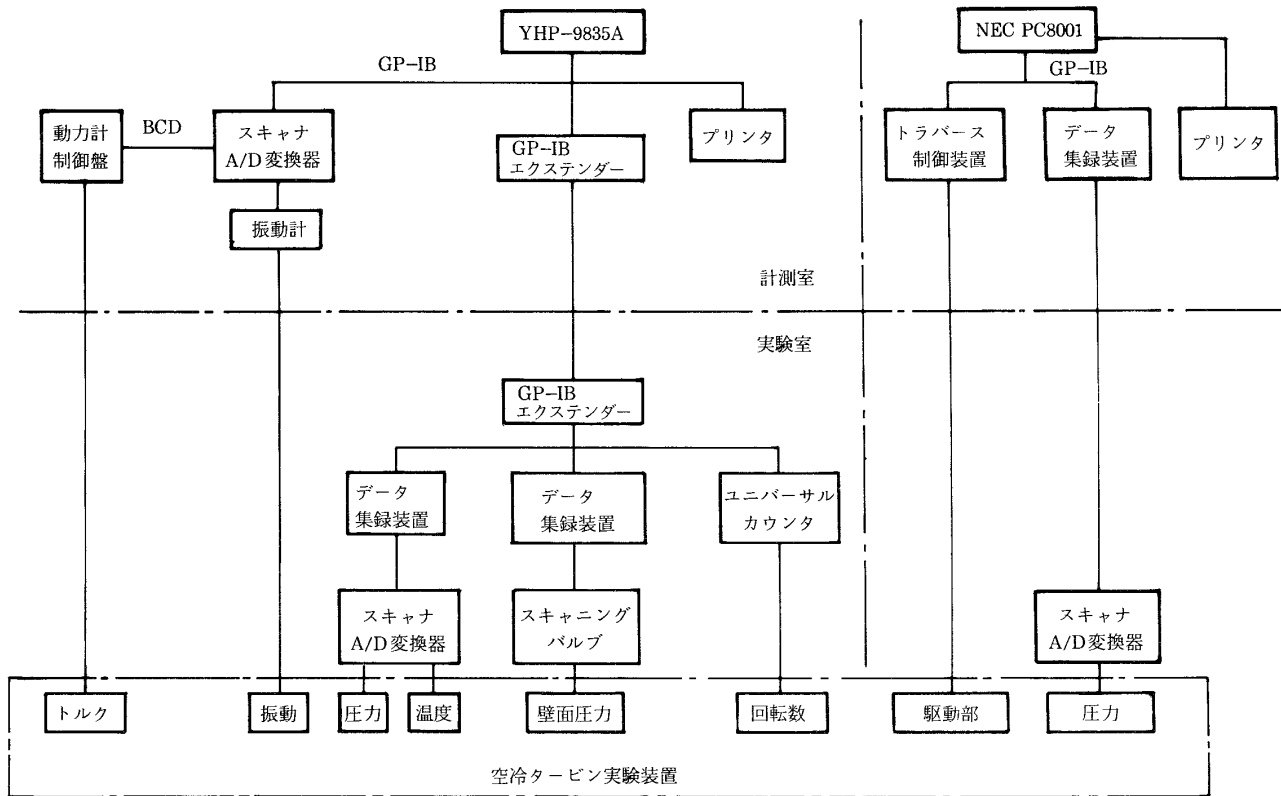


図6 計測系統図

における円周方向及び半径方向のトラバース測定を行った。計測は2台のマイクロコンピュータを全体性能計測用、トラバース測定用に使用した。データ処理はVAX-750により行った。図6に計測系統図、図7に動翼下流トラバース詳細図を示す。

3. 計算式

3.1 タービン比出力・膨張比

タービン比出力 ΔH (Kcal/kg)は水動力計で測定したトルク τ (N·m)から、次式で求めた。

$$\text{タービン比出力 } \Delta H = 2\pi n \tau / 60 J G g$$

$$\text{膨張比 } \pi = P t_2 / P t_3$$

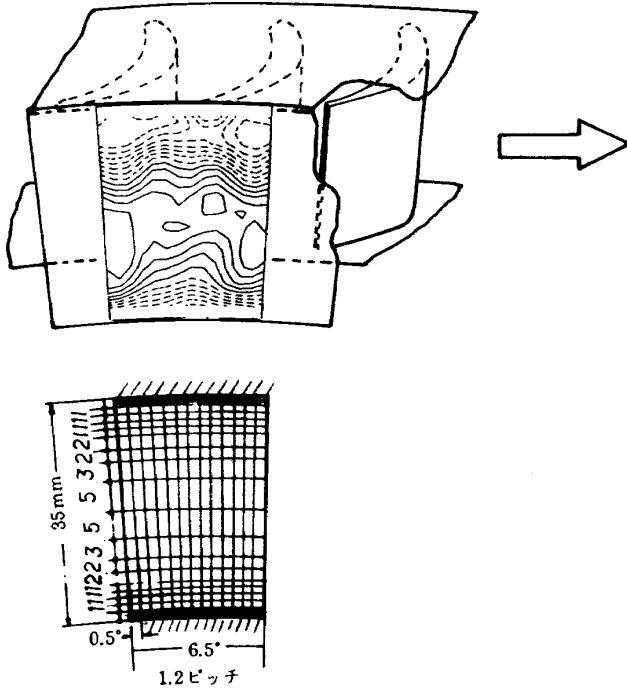


図7 動翼下流トラバース詳細図

3.2 空気流量

主流流量及び二次空気流量とも円板オリフィス (orで示す) を使用し、流量 G (kg/s) は次式で求めた。

$$\text{主流流量} \quad G_m = \alpha \varepsilon A_{or\ m} \sqrt{\rho_{or} \Delta P_{s_{or}}}$$

$$\text{二次空気流量} \quad G_c = \alpha \varepsilon A_{or\ c} \sqrt{\rho_{or} \Delta P_{s_{or}}}$$

α は流量係数で開口比 (β_{or}) との関係から次式で求めた。

$$\alpha = 0.5957 + 0.02736\beta_{or} + 0.3916\beta_{or}^2 - 0.3248\beta_{or}^3 + 0.4422\beta_{or}^4$$

ε は空気の膨張補正係数でオリフィス前の静圧を $P_{s_{or}}$ として次式で求めた。

$$\varepsilon = 1 + (-0.199 - 0.235\beta_{or} + 0.344\beta_{or}^2 - 0.42\beta_{or}^3) \times \Delta P_{s_{or}} / P_{s_{or}}$$

ここに A_{or} = オリフィス開口面積 (m^2),

$\Delta P_{s_{or}}$ = オリフィス前後差圧 (KPa),

ρ = 密度 (kg/m^3)

である。また使用したオリフィスは次のとおりである。

	管内径 (m)	絞りの口径 (m)	開口比
主流測定用	0.4952	0.2462	0.247
二次空気測定用	0.0807	0.0484	0.359

3.3 タービン断熱効率

タービン断熱効率は2種類の効率を定義した。主流空気のみを作動流体とみなした効率 η_p を

$$\eta_p = L / G_m C_{pm} T_m \{1 - (1/\pi)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\}$$

また二次空気も作動流体とみなした効率 η_c を

$$\eta_c = L / \{G_m C_{pm} T_m + G_c C_{pc} T_c\} \times \{1 - (1/\pi)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\}$$

として定義した。ここに L は動力計から得られたタービン仕事で $L = 2\pi n \tau / 60 Jg$ である。

以上得られた実験値を設計値と正しく比較するためにタービン内の比熱比の違いを考慮した修正値として次の値を用いた。

$$\text{修正流量} \quad \varepsilon_{cr} G \sqrt{\theta_{cr}} / \delta$$

$$\text{修正回転数} \quad n / \sqrt{\theta_{cr}}$$

$$\text{修正比出力} \quad \Delta H / \theta_{cr}$$

$$\text{修正トルク} \quad \varepsilon_{cr} \tau / \delta$$

ここで θ_{cr} , δ , ε_{cr} は補正係数で次式で定義した。

$$\theta_{cr} = \left(\frac{\kappa}{\kappa-1} R T_{t1} \right) / \left(\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st}-1} R_{st} T_{t, st} \right)$$

$$\delta = \bar{P}_{t1} / P_{t, st}$$

$$\varepsilon_{cr} = \left\{ \kappa_{st} \left(\frac{\kappa-1}{2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right\} / \left\{ \kappa \left(\frac{\kappa_{st}+1}{2} \right)^{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st}-1}} \right\}$$

ここに添字 st は標準状態を示し、それぞれ次に示す値を採用した。

$$T_{st} = 288.2K$$

$$P_{st} = 101.3KPa$$

$$R_{st} = 29.27 kg \cdot m / (kg \cdot K)$$

4. データ採取法

タービンの性能試験では空気流量、トルク、回転数の測定精度が要求される。本実験に於ける流量測定には円板オリフィスを用い、オリフィス前後の圧力測定には力平衡型の圧力トランスジューサー、温度測定は先端露出型 C-A 熱電対を用いて行った。回転数は電磁型のパルスピックアップを使用し、1回転60パルスの出力を周波数カウンターを用いて測定した。トルクの測定は水動力計に表示された出力の中、デジタル出力のものを使用した。図8に回転数、トルク、流量の測定結果を示す。各図とも△印は測定値をそのまま表示したものであり、○印は測定値を加算し、その時の加

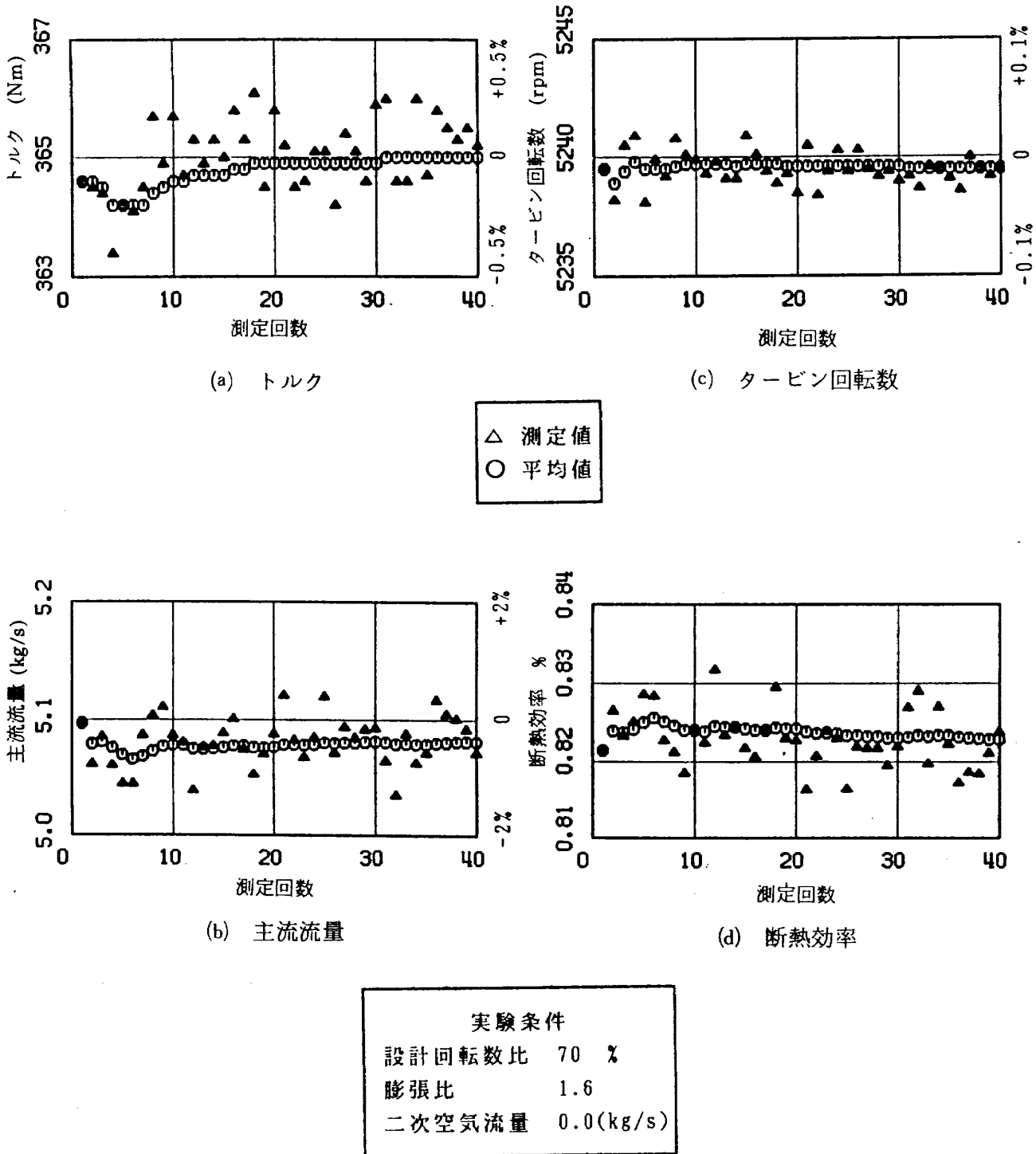


図8 主要パラメータの測定値の変動量と平均化

算回数で割った平均値を表している。回転数の測定値は比較的安定しており、変動は0.05%に収まっているがトルク、主流流量は変動が大きく、それぞれ約1.5%、及び2%を示している。特に主流流量は変動が大きい。このように各測定値の平均をとると、約20回の単純平均で図中、○印で示すように非常に安定したデータが得られることがわかった。実験では約30回平均したものを、データとして採用した。

5. 実験結果

5.1 動翼先端隙間寸法の影響

(a) 修正流量への影響

図9に動翼先端隙間寸法の修正流量への影響を示す。図中の記号は $\kappa/h=1.6\%$ ○印及び $\kappa/h=2.8\%$ △印の場合でともに二次空気の吹出しの無い場合の結果である。本実験範囲内では動翼先端隙間の増大による修正流量の増加は各膨張比において

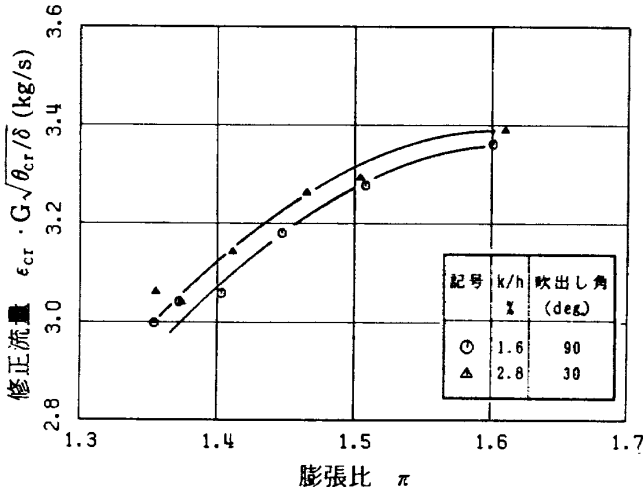


図9 翼端隙間の流量への影響

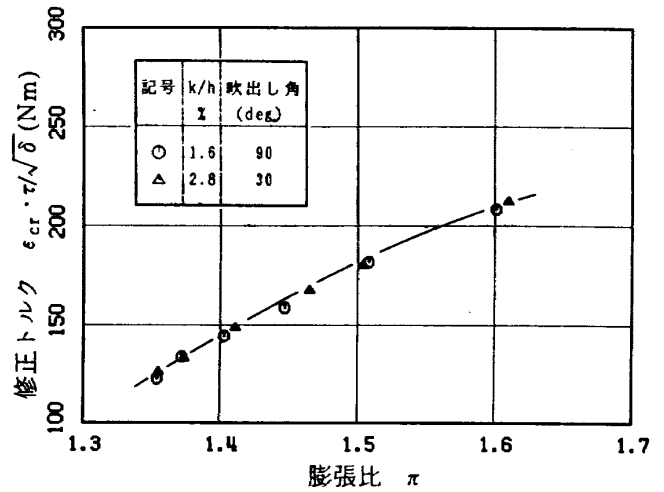


図10 翼端隙間のトルクへの影響

ほぼ一定である； $\kappa/h=2.8\%$ の場合、 $\kappa/h=1.6\%$ の場合に比べ主流流量は約1.6%増加した。

(b) 修正トルクへの影響

図10に翼端隙間の違いによる修正トルクへの影響を示す。実験研究で動翼先端隙間を増大する方法には、①動翼先端部を切り落とす方法、②シュラウドリングを削る方法が考えられるが、本実験では②の方法を採用した。

一般に高膨張比領域における動翼先端隙間の増大はトルクの減少を生じるが、特に①の方法はその影響が大きい。しかし、②の方法を採用した場合、翼負荷の減少すなわち、タービントルクの減少は少ないことが報告されている¹⁰⁾。本実験では翼端隙間の増大の割合が比較的小さいため、それを増大したことによるトルクの減少は見られなかった。

(c) 修正比出力への影響

図11に修正比出力への影響を示す。修正比出力は膨張比の増加に従い増加する。翼端隙間寸法の増大による修正比出力の減少は膨張比 $\pi=1.4$ において約1.6%である。

(d) 断熱効率への影響

図12に翼端隙間の大きさの違いによる断熱効率への影響を示した。翼端隙間の増大が断熱効率の低下をおこすことは良く知られているが、膨張比 $\pi=1.4$ におけるタービンの断熱効率は動翼隙間 $\kappa/h=1.6\%$ の場合に対し、 $\kappa/h=2.8\%$ では約1.2%の効率低下が見られる。この値は各膨張比において

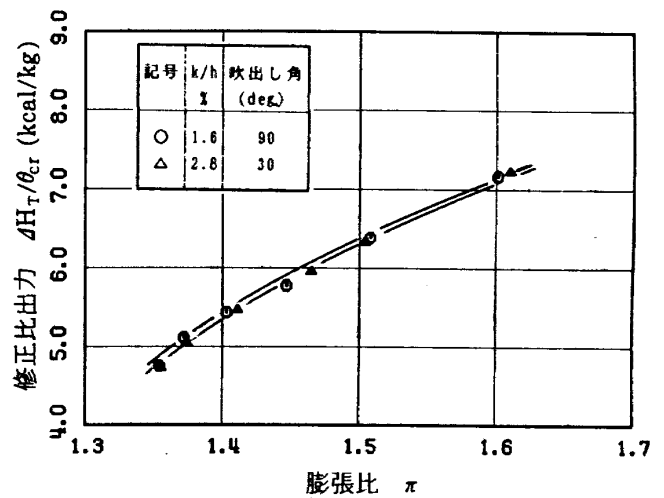


図11 翼端隙間の比出力への影響

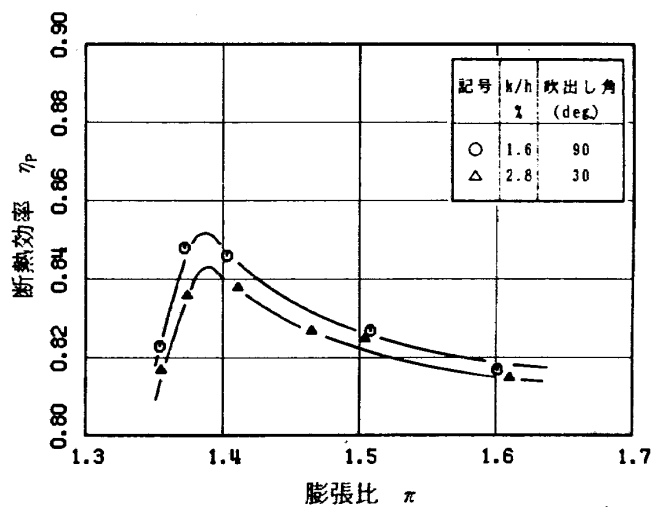


図12 翼端隙間の効率への影響

ほぼ一定であった。断熱効率を決定する因子の中、トルク、及び回転数には大きな影響が見られないため、効率低下の原因は、翼端隙間の増大により流量が増加し、その結果、比出力が低下したため

と思われる。すなわち、作動流体の持っているエネルギーが回転仕事に寄与しないで、翼端隙間から動翼下流に流失されるためであると思われる。

5.2 二次空気吹出し量の影響

(a) 修正流量特性

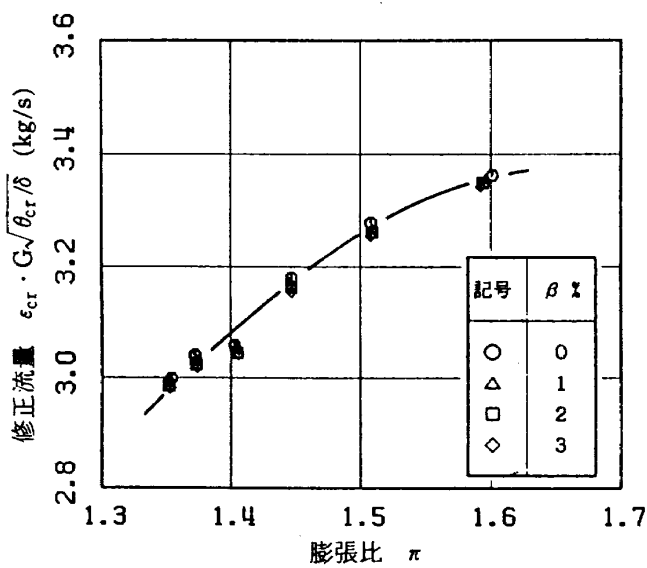
図13に修正流量特性を示す。図13(a)は $\kappa/h=1.6\%$ 、吹出し角 90° 、図13(b)は $\kappa/h=2.8\%$ 、吹出し角 30° の場合を示し、二次空気流量比をパラメータ

に選んだ。図(a), (b)とも二次空気流量比 β が増加するにつれ、流量が減少している

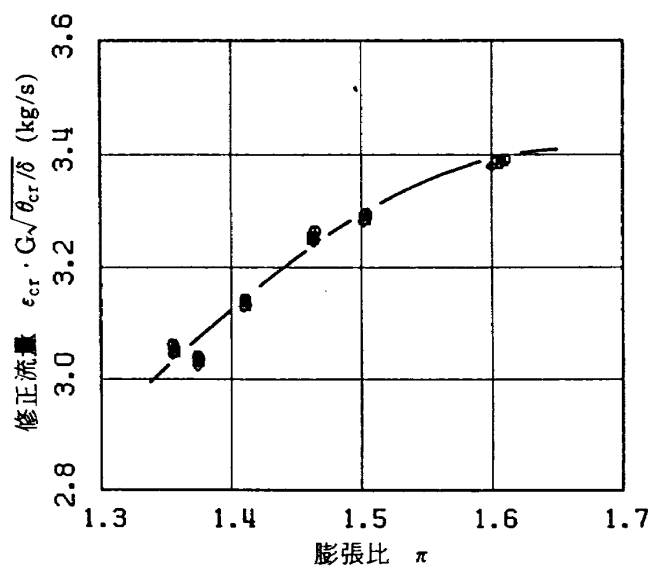
図13(a)に比べ図13(b)では僅かに流量が増大しているが、これは翼端隙間が増大した分、翼列の流路面積が増加し流量が増大したためと考えられる。

(b) 修正トルク特性

図14に修正トルク特性を示す。図14(a), (b)とも膨張比に対してほぼ直線的に増加の傾向を示している。二次空気流量の増加に対し修正トルクはわ

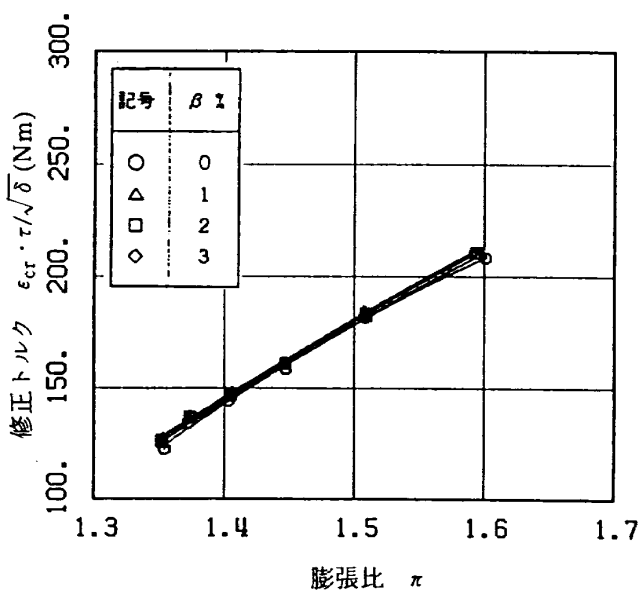


(a) $\kappa/h=1.6\%$, 吹出し角 $=90^\circ$

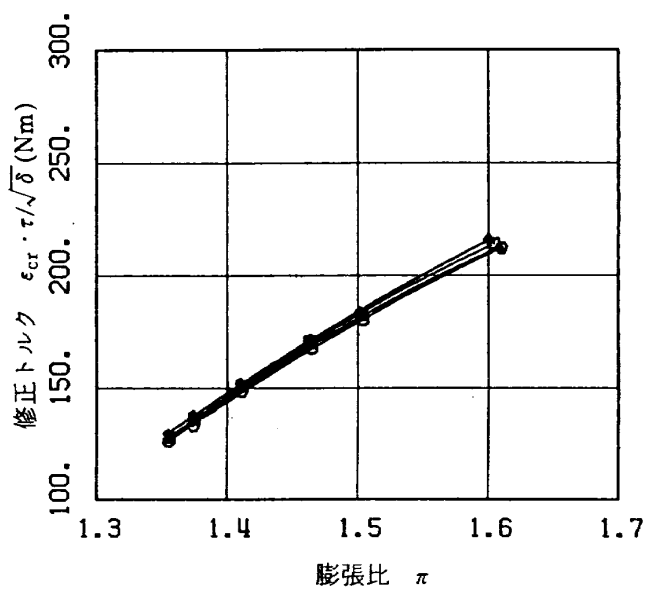


(b) $\kappa/h=2.8\%$, 吹出し角 $=30^\circ$

図13 修正流量特性



(a) $\kappa/h=1.6\%$, 吹出し角 $=90^\circ$



(b) $\kappa/h=2.8\%$, 吹出し角 $=30^\circ$

図14 修正トルク特性

ずかに増加の傾向を示しているが、その増加の度合いは図(b)の方が大きい。これは二次空気の吹出し角の影響によるもので動翼先端隙間からの主流の洩れを抑制する効果は図14(b)の方が大きいと考えられる。

(c) 修正比出力特性

図15に修正比出力特性を示す。図15(a)の $\kappa/h=1.6\%$ 、図15(b)の $\kappa/h=2.8\%$ の場合、同じ傾向を示している。すなわち、図(a)、(b)とも二次空気流量の増加により、修正比出力の増加がみられる。図15(a)の場合、膨張比 $\pi=1.4$ 、二次空気流量比 $\beta=3\%$ における修正比出力は、 $\beta=0\%$ に対し、約2.4%の増加を示した。これは動翼先端シュラウドリングより二次空気を吹出すことにより、①主流流量は減少し、②修正トルクは増加する。これらのことから二次空気の吹出しは、翼端隙間から洩れる主流流量を抑制する効果があるものと思われる。

(d) 断熱効率特性

図16に断熱効率特性を示した。図16(a)に $\kappa/h=1.6\%$ に対する断熱効率 η_p を、図16(b)に $\kappa/h=2.8\%$ に対する η_p を示す。図16(b)には又、 $\beta=3.0\%$ における二次空気も作動流体とみなした断熱効率 η_c を併記した。図16(a)、(b)とも二次空気の吹出しによる断熱効率 η_p への影響が顕著に現れている。吹出し角度の断熱効率 η_p への影響は図16(a)90°吹

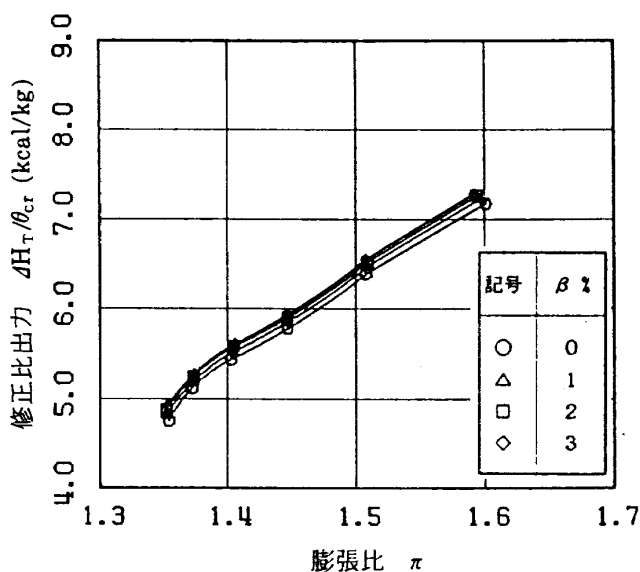
出しの場合、膨張比 $\pi=1.4$ 、二次空気吹出し量 $\beta=3.0\%$ で、吹出しのない場合に比べ、約2.5%の断熱効率の増加を示し、一方吹出し角30°の場合、同膨張比、同吹出し角で約2.9%の断熱効率の増加を示した。これらのことから二次空気の吹出し方向は直角(90°)に吹出した場合に比べ、30°に吹出した方がわずかに断熱効率 η_c の増加が大きいと言える。

また、二次空気も作動流体とみなした断熱効率 η_c は二次空気の無い場合とほぼ等しい。このことから、シュラウドリングからの吹出しは効率の低下をおこすことなく、その吹出し量の分だけタービン仕事が増大し、吹出しによる損失は無視出来ることが明らかになった。

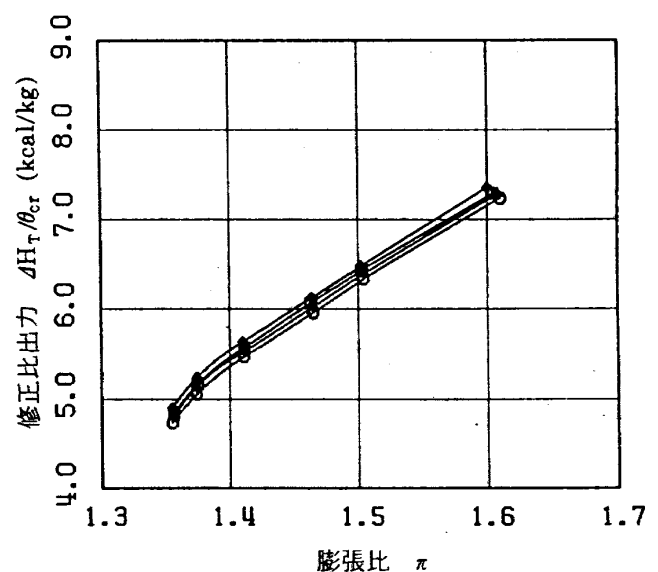
5.3 半径方向角度分布

(a) 絶対流出角分布

図17に動翼下流での絶対流出角の半径方向分布を示した。図17(a)は $\kappa/h=1.6\%$ 、吹出し角90°の場合、(b)は $\kappa/h=2.8\%$ 、吹出し角30°の場合である。図17(a)、(b)とも上から膨張比 $\pi=1.35, 1.4, 1.5, 1.6$ における結果を示している。(a)、(b)図とも○印は吹出しの無い場合を示している。吹出しの無い場合、翼先端部での流出角は翼端隙間を増加する事により約4~5°負の方向を示しており、この傾向は膨張比の増加と共にさらに顕著になってい

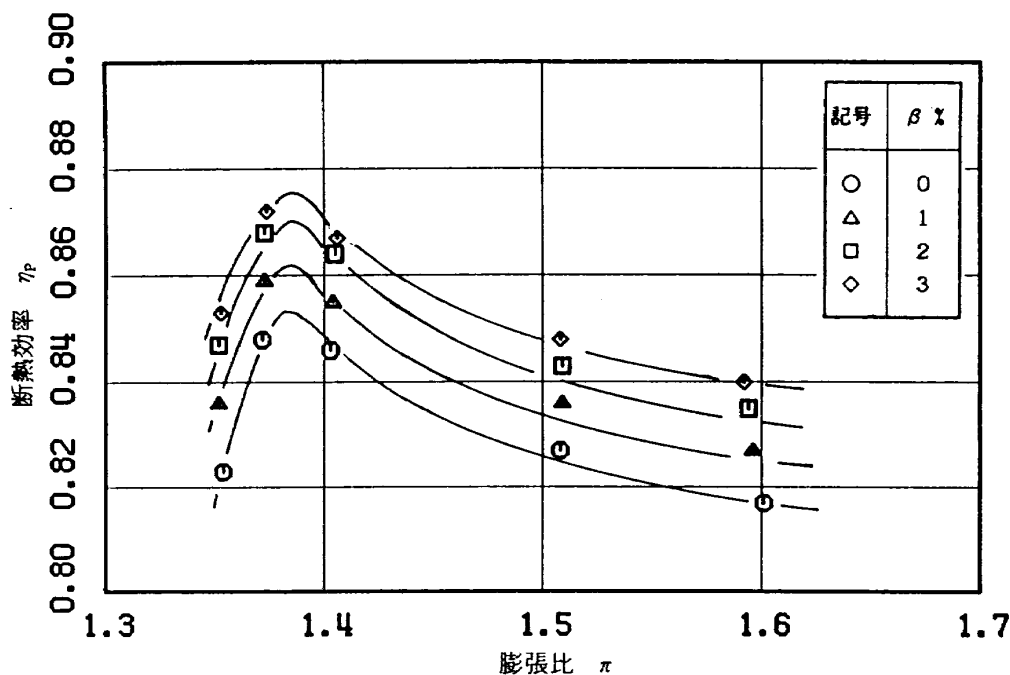


(a) $\kappa/h=1.6\%$ 、吹出し角=90°

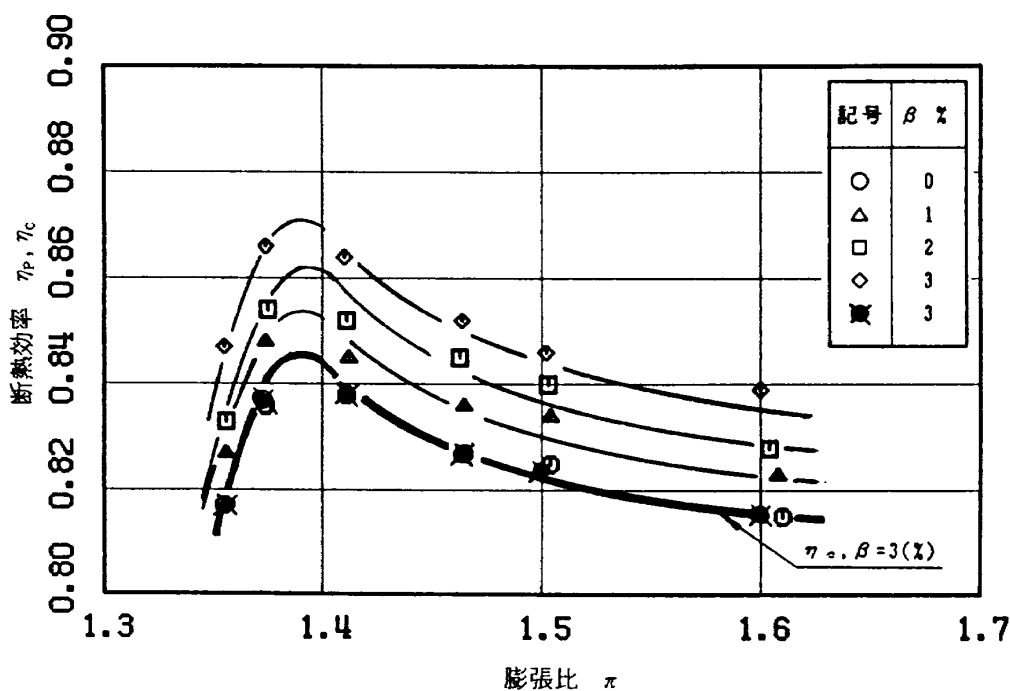


(b) $\kappa/h=2.8\%$ 、吹出し角=30°

図15 修正比出力特性



(a) $\kappa/h=1.6\%$, 吹出し角 $=90^\circ$



(b) $\kappa/h=2.8\%$, 吹出し角 $=30^\circ$

図16 断熱効率特性

る。すなわち、隙間が増すと翼列の流出角を減じ、その度合いは膨張比の増加とともに大きくなる。

一方、二次空気の吹出しがある場合、この負の方向を示していた流出角は吹出し量の増加と共に次第に正の方向に向き、二次空気流量 $\beta=3\%$ の場合、吹出しの無い場合に比べ、流出角の局所値は最大で約 25° 増加した。すなわち、吹出しにより洩れ流れが減少、洩れ流れによる流出角の減少が

防止され、流出角が増大するものと考えられる。この影響は翼先端から翼中央スパンの範囲で大きく、特に、 $\kappa/h=1.6\%$ 、吹出し角 90° で、かつ膨張比の小さい場合にはその影響は翼根部まで及んでいる。

(b) 絶対ピッチ角分布

図18にピッチ角の半径方向分布を示す。膨張比の低い領域では翼先端部近傍で吹出しの影響が見

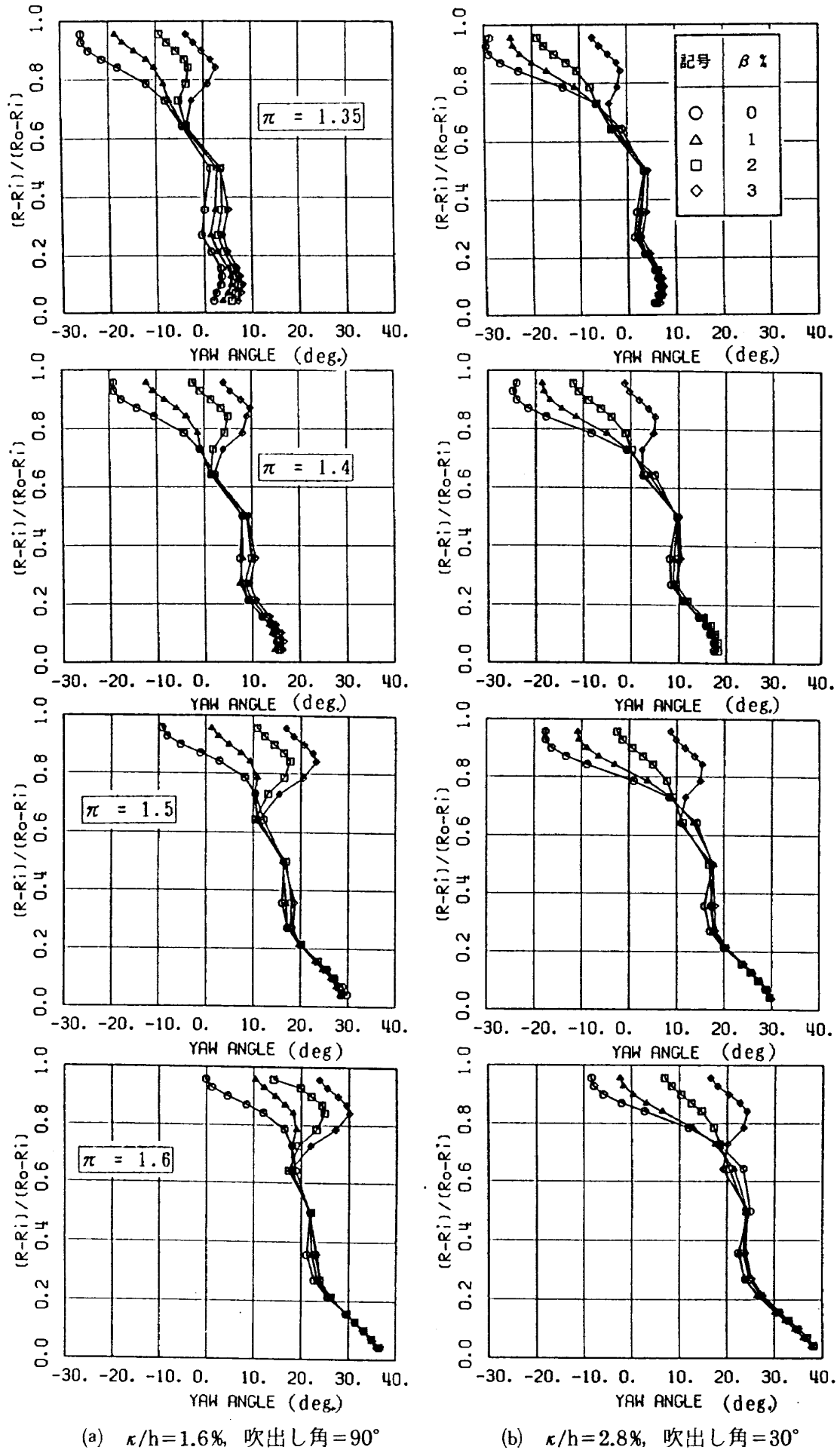
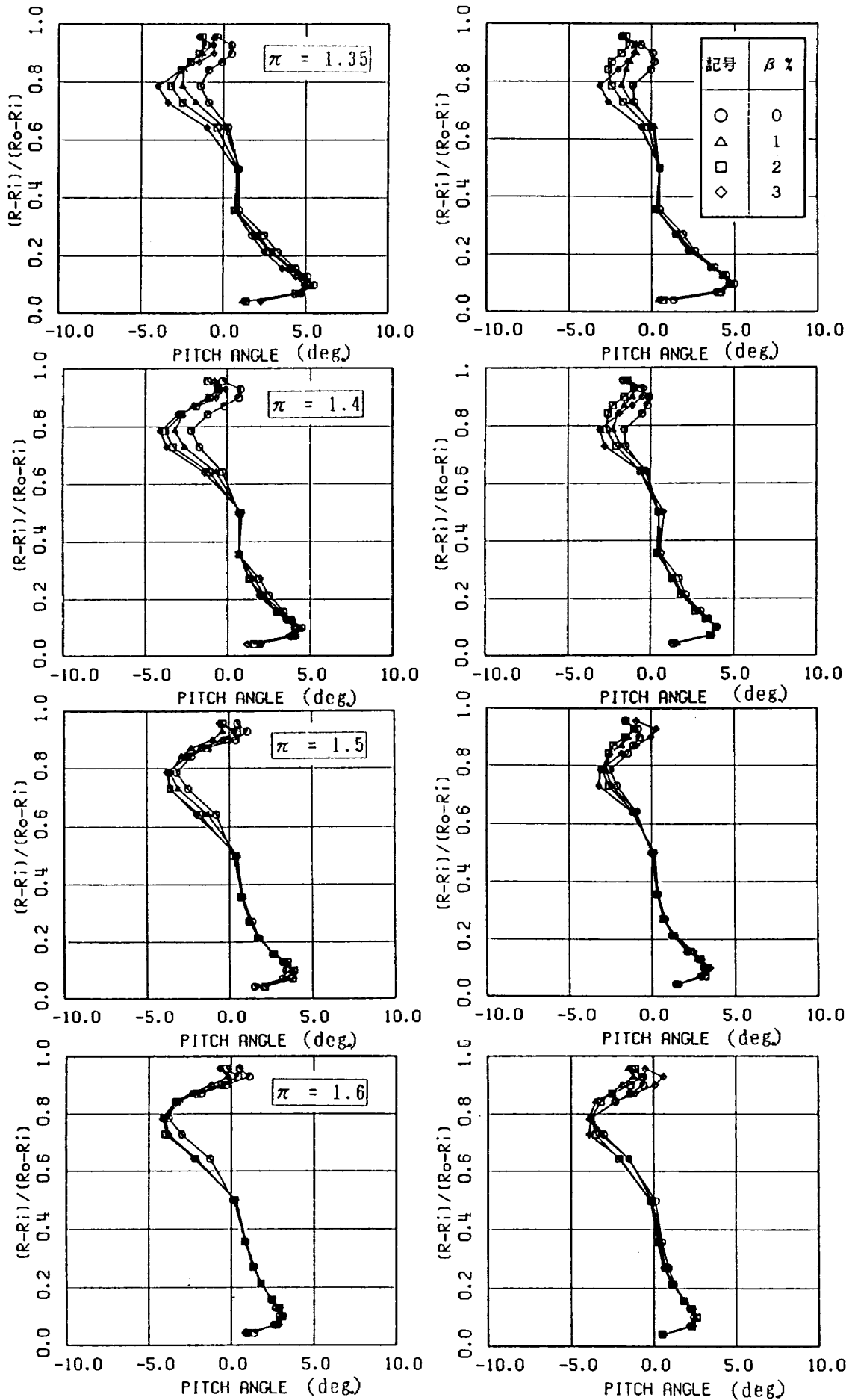


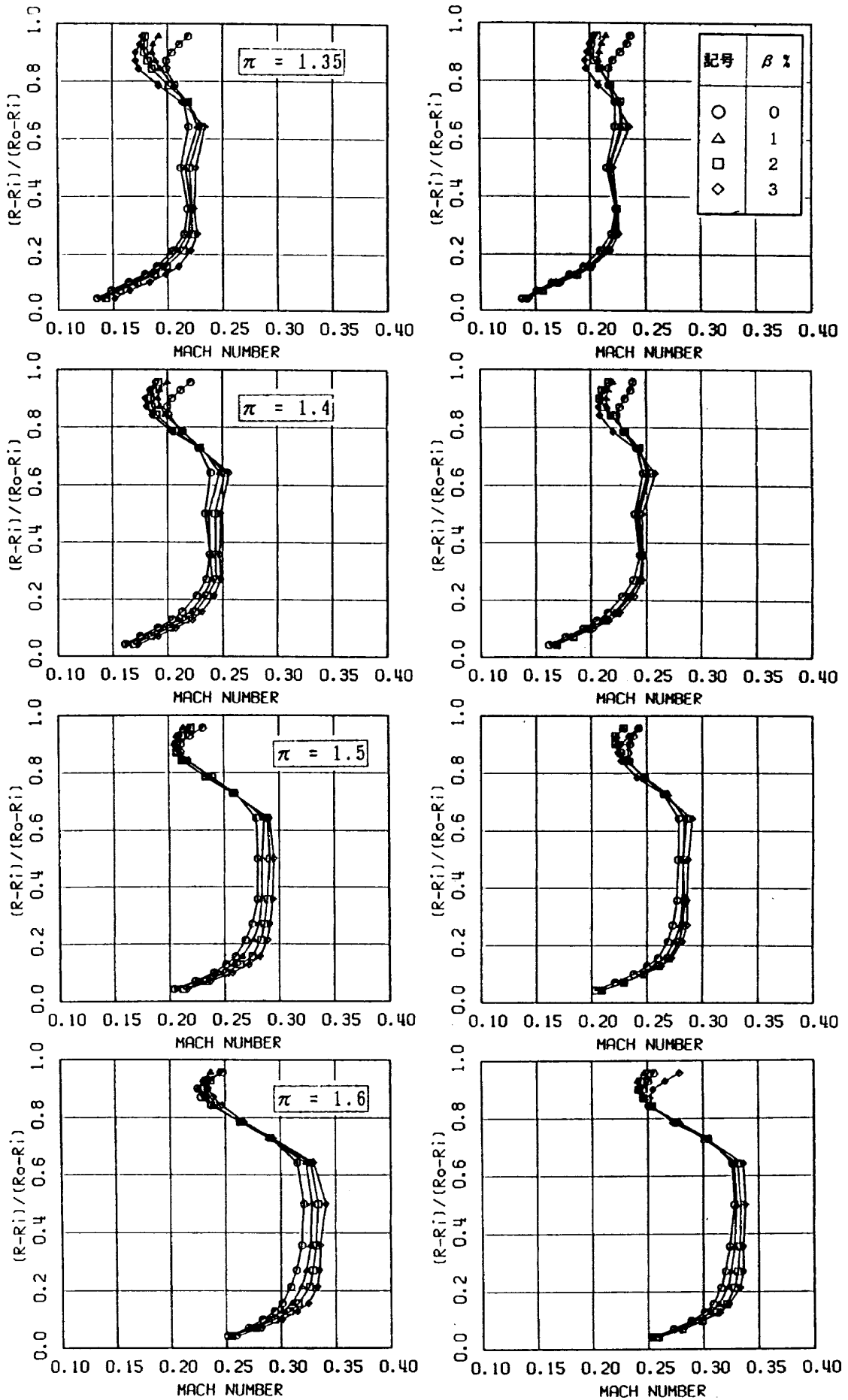
図17 半径方向ヨ一角分布



(a) $\kappa/h=1.6\%$, 吹出し角 $=90^\circ$

(b) $\kappa/h=2.8\%$, 吹出し角 $=30^\circ$

図18 ピッチ角の半径方向分布



(a) $\kappa/h=1.6\%$, 吹出し角 $=90^\circ$

(b) $\kappa/h=2.8\%$, 吹出し角 $=30^\circ$

図19 マッハ数の半径方向分布

られる。すなわち、吹出しにより翼列出口流れに吹下げの影響（ピッチ角が負になる傾向）が現れている。膨張比の増加とともに吹下げは強く（洩れ渦が強く）なるが、吹出し量によるちがいは僅かとなっている。たとえば膨張比 $\pi=1.6$ では両図とも吹出しの影響は僅かとなっている。

(c) 絶対マッハ数分布

図19は絶対マッハ数の半径方向分布を示す。マッハ数分布にも、吹出し角度の影響が現れている；吹出し角 90° 、膨張比 $=1.35$ の場合、翼先端近くの流れは吹出しにより減速され、それ以外の流れは増速される。一方、膨張比の増加とともに先

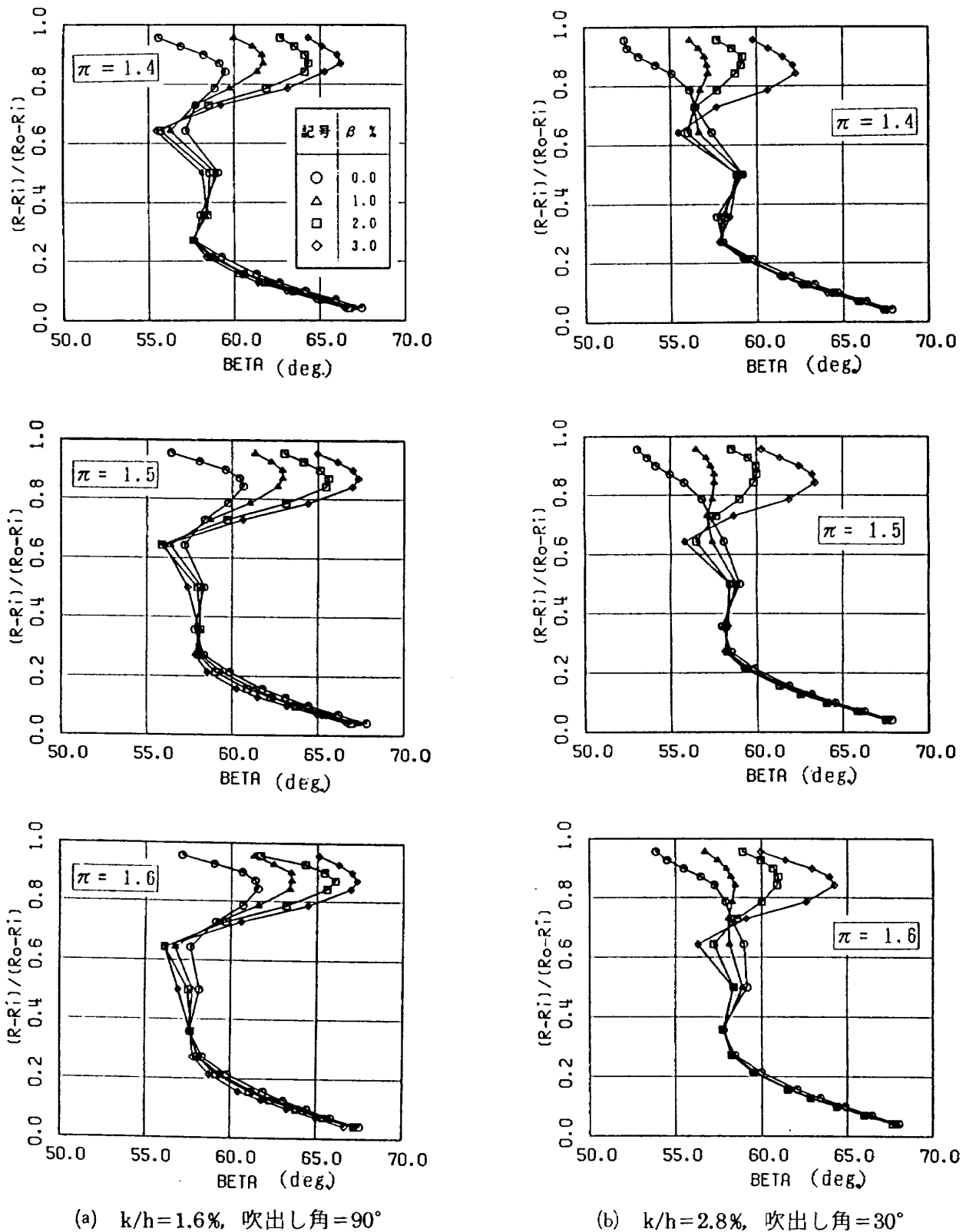


図20 相対流出角分布

端近くの流れは吹出しの影響をあまり受けず(特に図(a)において)むしろ、それ以外の領域で流れが加速される傾向がある。

(d) 相対流出角分布

図20に動翼下流での相対流出角度分布を示す。図20(a)は $\kappa/h=1.6\%$ 、吹出し角 90° 、図20(b)は $\kappa/h=2.8\%$ 、吹出し角 30° の場合である。吹出しがない場合についてみると $\kappa/h=2.8\%$ の場合には $\kappa/h=1.6\%$ に比べ、動翼先端部において流出角が約 3° 小さくなっている。これは翼端隙間の増大により主流がタービン仕事をしない状態で動翼先端部より流出するため、動翼転向角の減少が起った結果である。吹出しのない場合におけるこの傾向は各膨張比とも同様な傾向を示している。

次に、二次空気の吹出しを行った場合についてみると、翼端付近では図20(a), (b)とも吹出し量の増加とともに相対流出角は正の方向に増加する傾向を示している。すなわち、二次空気の吹出しは、動翼の正圧面より負圧面に向かって翼端隙間を流出する流れを抑制する効果をもつことを示している。

6. 結 論

タービン性能及び内部流動に及ぼす翼端隙間の影響、及びそれらに及ぼす二次空気の影響を明らかにするため、動翼先端シュラウドリングを取り替える方法により、空力回転試験を行った結果を以下に示す。

使用したシュラウドリングは、隙間比 $\kappa/h=1.6\%$ 、吹出し角 90° 及び $\kappa/h=2.8\%$ 、吹出し角 30° の2種類である。実験範囲は設計回転数比70%、タービン膨張比1.35~1.6、冷却空気流量0~3%である。得られた主な結果は次のとおり。

(1) 翼端隙間を増加させると、タービン入口流量はどの膨張比においてもほぼ一様に増加する。たとえば、 $\kappa/h=1.6\%$ から $\kappa/h=2.8\%$ に増大させた場合、膨張比 $\pi=1.4$ において修正流量を比べると約1.6%増加した。又同一条件において効率 η_p は約1.2%減少した。

(2) 吹出しのある場合には2種類の効率を定義して検討した；冷却空気のある場合、主流のみを用いて定義した断熱効率 η_p はそれのない場合に

比べ、どの膨張比においても一様に増大する。たとえば、膨張比 $\pi=1.4$ 、二次空気流量比 $\beta=3\%$ では吹出し角 90° の場合($\kappa/h=1.6\%$)には約2.5%、吹出し角 30° の場合($\kappa/h=2.8\%$)約2.9%の効率が向上した。又、冷却空気も作動流体とみなした断熱効率 η_c は吹出しがある場合でも、冷却空気のない場合でも等しい。すなわち、吹出し量の分だけタービン仕事が増し、いわゆる吹出しによる損失は無視できる。

(3) 翼端隙間からの洩れ流れのため、動翼先端部において相対流出角が減少し、その度合いは隙間比が大きいほど大きい。しかし、動翼先端シュラウドリングより二次空気の吹出しを行った場合、相対流出角は増加し、この増加の度合いは吹出し量の増加とともに増加した。すなわち、吹出しは、主流の翼端隙間からの洩れを抑制し、翼端隙間を減少させた場合と同じ効果を得ることが明らかとなった¹¹⁾。

7. あとがき

本研究は通商産業省工業技術院の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」の一環として行ったものである。関係各位の御支援に感謝します。

本実験に際して当所原動機部の小倉五郎技官に空気源担当として御協力を戴いた。記して謝意を表わします。

8. 参考文献

- 1) 井上他：空冷タービンの空力特性に関する研究(I)タービン空力回転試験機と計測装置，航技研資料 NAL TM-585 (1988.5)
- 2) 革新航空機技術開発センター：革新航空機技術開発に関する研究調査成果報告書，翼端隙間最適制御に関する研究，社団法人日本航空宇宙工業会，No.6004 (1986.3)
- 3) J. P. Barranger et al. : Laser Optical Blade Tip Clearance Measurement System, Measurement Methods in Rotating Components Turbomachinery, ASME 1980 pp. 127-131

- 4) 越沼他：渦電流型センサを用いたブレードテ
ィップクリアランスの計測，第26回航空原動
機に関する講演会 (1986.2)
- 5) 越沼他：渦電流型センサを用いたブレードテ
ィップクリアランスの計測(装置及び計測例)，
第27回航空原動機に関する講演会(1987.2)
- 6) 小林，斎藤：ガスタービン要素技術の研究開
発，圧縮機技術の研究開発，日本ガスタービ
ン学会誌，Vol.15 No.59 (1987.12) pp.27-35
- 7) R. S. Beitler et al. : Fuel Conservation
through Active Control of Rotor Clear-
ances, AIAA-80-1087 (1980)
- 8) 臼井他：空冷タービンの空力特性に関する研
究Ⅱ)動翼シュラウドリングからの吹出しの影
響，航技研資料 NAL TM-587 (1988.6)
- 9) 小倉他：航空宇宙技術研究所のジェットエン
ジン要素試験研究設備の運転と保守，航技研
資料 NAL TR-531 (1978.3)
- 10) 山本他：空冷軸流タービンの空力性能に関す
る研究，第二報 動翼先端すきまが全体性能
内部流動に及ぼす影響(実験結果と計算方法)，
航技研報告 TR-466 (1976.8)
- 11) 蓑田他：AIR SEALED TURBINE BLADES,
米国特許 4732531 (1988.3)

既 刊 資 料

TM-610	放射温度計による断熱翼模型上の温度分布測定試験結果	1989年7月	澤田 秀夫, 小池 陽 鈴木 弘一, 小松 行夫 中村 正剛, 馬場 滋夫
TM-611	突風風洞データ処理装置(データ収集部)の改修計測システムのオンライン化	1989年7月	藤田 敏美, 岩崎 昭人 藤枝 郭俊
TM-612	AE法によるSiC繊維強化アルミニウム複合材料の破壊様式の研究	1989年8月	祖父江 靖, 小河 昭紀
TM-613	A Preliminary Flight Test on a Basic Performance of the Flight Research Airplane Do 228 : Velocity v.s. Glide Path Angle	October 1989	Yoshikazu MIYAZAWA Takatsugu ONO Yasuhito KAWAGOE
TM-614	位置, 速度ベクトルから接触軌道要素を求める包括的な計算アルゴリズム	1989年9月	志甫 徹
TM-615	ATP ブレードの研究(I) - 薄翼の遷音速二次元風洞試験 - Investigation of ATP blades (Part I) Test of Thin Airfoils in the NAL 2-D Transonic Wind Tunnel	1989年11月	佐藤 衛, 神田 宏 須谷 記和, 小国 保男 馬場 滋夫, 三輪 等 河本 巖, 少路 宏和 大竹 邦彦, 菊野 栄 市川 惠通, 遠藤 次 信谷 英之, 藤 宏
TM-616	2m×2m遷音速風洞におけるONERA標準模型試験結果	1990年3月	澤田 秀夫, 鈴木 弘一 中村 正剛, 鈴木 正光 小松 行夫, 小池 陽
TM-617	突風風洞用レーザー2焦点流速計を用いた流れ場計測の試み	1990年3月	李家 賢一, 岩崎 昭人 藤田 敏美, 藤枝 郭俊
TM-618	ATPブレードの研究(III)(ATPブレードの衝撃強度について)	1990年4月	小河 昭紀, 橋本 良作 大竹 邦彦, 奥村 秀人 末益 博志, 川島 鋭 田中 保幸, 夏村 裕 匡
TM-619	或る Aerodynamic Ground Effect Craftの可能性に関する一考察	1990年5月	田辺 義一

航空宇宙技術研究所資料620号

平成2年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(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
