

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-487

高圧タービンの研究開発 (Ⅳ)  
供試タービンHT-30Hの空力性能および翼冷却性能

三 村 富嗣雄・臼 井 弘・高 原 北 雄  
吉 田 豊 明・井 上 重 雄・能 瀬 弘 幸

1983 年 3 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 .....	2
2. 供試タービンおよび試験装置 .....	2
2.1 試験機の構造 .....	2
2.2 供試タービンの仕様 .....	3
(1) 設計点要目および速度三角形 .....	3
(2) 翼形および翼配備 .....	3
2.3 翼の冷却構造と冷却空気の流れ .....	4
(1) 静 翼 .....	4
(2) 動 翼 .....	4
2.4 高温タービン試験装置 .....	4
(1) 主流系統 .....	4
(2) 動力計 .....	4
(3) データ処理装置 .....	4
(4) 計測断面および計測器 .....	7
3. 試験方法 .....	10
4. 計 算 式 .....	10
4. 1 主流空気流量 .....	10
4. 2 主燃焼器の入口主流状態量 .....	10
4. 3 供試タービン出口の主流状態量 .....	10
4. 4 供試タービン入口の主流状態量の算出 .....	11
4. 5 修正回転数比 .....	11
4. 6 修正流量 .....	11
4. 7 タービン効率 .....	11
4. 8 局所断熱温度効率 .....	12
4. 9 修正トルク .....	12
4.10 レイノルズ数 .....	12
4.11 レイノルズ数補正式 .....	12
4.12 翼無次元温度 .....	12
5. 実験結果および検討 .....	13
5. 1 温度および圧力分布 .....	13
5. 2 流量特性 .....	14
5. 3 タービン効率 .....	14
5. 4 タービン効率のスパン方向分布 .....	14
5. 5 トルク特性 .....	14
5. 6 動翼相対流入角度によるタービン効率変化 .....	19
5. 7 翼の冷却性能 .....	19

(1) 静翼冷却特性 .....	19
(2) 動翼冷却特性 .....	19
6. 結 論 .....	19
7. あとがき .....	23
参考文献 .....	23

# 高圧タービンの研究開発 (Ⅳ)

## 供試タービンHT-30Hの空力性能および翼冷却性能\*

三 村 富嗣雄\*\* 臼 井 弘\*\* 高 原 北 雄\*\*  
吉 田 豊 明\*\* 井 上 重 雄\*\* 能 瀬 弘 幸\*\*

### 概 要

ターボファンエンジンFJR710のタービン入口温度の高温化に対処するため、供試タービン(HT-30H)を設計製作して高圧タービン初段の空力性能ならびに空冷翼の冷却性能について試験を行った。タービン入口温度の設計値は1,523K(1,180℃)で、供試タービン(HT-10H)の1,423Kにくらべ100K, HT-20Hにくらべ30Kの高温化を図った。

本報告には、空力性能試験ならびに冷却性能試験の結果について述べる。

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。

### 【主な記号と単位】

$A$	: 面積	$m^2$
$C$	: 翼弦長	$mm$
$G$	: 質量流量	$kg/sec$
$H$	: エンタルピ流量	$kW$ 又は $J/sec$
$\Delta i$	: 動翼相対流入角度	$deg$
$L$	: 動力計吸収動力	$kW$
$M$	: マッハ数	
$N$	: タービン回転数	$rpm$
$P_0$	: 標準大気圧	$kPa$
$P_t$	: 全圧	$kPa$
$P_s$	: 静圧	$kPa$
$P_r$	: プラントル数	
$R$	: 温度回復係数	
$R^i$	: 半径比 ( $i$ 番目流線の無次元スパン位置)	
$R_e$	: レイノルズ数	
$r$	: 半径	$mm$
$T_t$	: 全温	$K$
$T'_{t,4}$	: 動翼入口相対全温	$K$

$T_w$	: 壁温	$K$
$T_{CN,1}$	: 静翼冷却空気入口温度	$K$
$T_{CB,1}$	: 動翼冷却空気入口温度	$K$
$\Delta T_t$	: タービン全温度降下	$K$
$v$	: 絶対速度	$m/s$
(ギリシャ文字)		
$\alpha$	: 流量係数	
$\beta$	: オリフィス開口比	
$\delta$	: 無次元圧力 ( $P/P_0$ )	
$\varepsilon$	: 空気の膨張補正係数	
$\eta$	: タービン効率	
$\eta_m$	: 機械効率	
$\eta_\theta$	: タービン断熱温度効率	
$\kappa$	: 比熱比	
$\mu$	: 粘性係数	$Pa \cdot s$
$\pi_T$	: 全圧膨張比	
$\rho$	: 密度	$kg/m^3$
$\tau$	: トルク	$N \cdot m$
$\theta$	: 無次元温度又は温度比	
$\phi$	: 圧力損失補正係数	
$\bar{w}_N$	: 静翼全圧損失係数	

$$(\bar{P}_{t,3} - \bar{P}_{t,4}) / (\bar{P}_{t,4} - \bar{P}_{s,4})$$

\* 昭和57年11月16日受付

\*\* 原動機部

$\bar{\omega}_B$  : 動翼全圧損失係数  
 $(P'_{t,4} - P'_{t,5}) / (P'_{t,5} - P_{s,5})$

(主な添字)

- 0 : 標準状態
- 1 : 主燃焼器入口
- 3 : 主燃焼器出口 (供試タービン入口)
- 4 : 静翼出口
- 5 : 動翼出口 (供試タービン出口)
- 6 : 試験機出口
- $B$  : 動翼
- $C$  : 冷却空気
- $CN$  : 静翼冷却空気
- $CB$  : 動翼冷却空気
- $cor$  : 修正値
- $h$  : 翼根部
- $I$  : 冷却空気入口
- $i$  :  $i$  番目流線
- $L$  : 漏洩空気
- $l$  : 局所値
- $m$  : 平均径
- $N$  : 静翼
- $or$  : オリフィス
- $T$  : 全圧膨張比に対する値
- $t$  : total 又は翼先端部
- $\theta$  : 温度

(上つき添字)

- ( )<sup>\*</sup> : 設計値に対する比
- ( )<sup>'</sup> : 動翼相対値
- ( $\bar{\quad}$ ) : 平均値

## 1. ま え が き

ターボファンエンジン FJR710 シリーズは、第 1 期第 1 次エンジン FJR710/10 がタービン入口温度 1,353K (1,080℃) で計画された。これに対処して高圧初段タービンの静翼には、インピンジ冷却と内部対流冷却を主体とした冷却構造を、また動翼には、細孔による対流冷却を主体とした冷却構造を適用し、実機相当の供試タービン HT-10H により空力性能試験<sup>(1)</sup>ならびに冷却性能試験<sup>(2)</sup>を行った。その後タービン入口温度を 1,423K (1,150℃) に高温化するために、静翼にフィルム冷却を適用し、

供試タービン HT-20H により空力性能試験と冷却性能試験を行った<sup>(3)</sup>。この試験機には、ピンフィンによる内部対流冷却とフィルム冷却を組み合わせた冷却構造を適用した動翼を、先行試験用に組み入れた。

第 1 期第 2 次エンジン FJR710/20 においては、タービン入口温度を 1,453K (1,180℃) として、第 1 次エンジンの初期計画とくらべ 100K の高温化を図ることとなり、その要素試験用供試タービン HT-30H を設計製作し、空力性能試験と冷却性能試験を行った。静翼の冷却構造は、基本的に HT-20H 用静翼と同一とし、動翼の冷却構造には、HT-20H の先行試験用動翼の冷却構造を採用すると共に、HT-20H にくらべ静翼冷却空気を減らして動翼の冷却を強化した。またタービン入口温度の高温化等、エンジンの計画仕様の変更に伴って、タービンのマッチングの修正計算により、HT-10H の静翼、動翼の取り付け角度を変更した他、動翼先端部にスキューラを設けるなどの改良を加えたが、静翼、動翼共に、翼のプロファイルは、HT-10H と同一とした。この他、供試タービン試験機の耐久性と測定精度の向上の観点から、構造に僅かな変更を加えたものである。

## 2. 供試タービンおよび試験装置

### 2.1 試験機の構造

試験機にはエンジンの燃焼器 (主燃焼器) と高圧タービン初段に相当する供試タービンを組み込んである。タービン軸の一端は、減速比 3 : 1 の遊星歯車 (シュテキヒトギア) を介して動力計へ接続してあり、軸の他端には動翼翼面温度計測用のスリップリングを装着してある。このため試験機は、高温タービン試験装置<sup>(4)</sup>の主流ダクト系入口スクロールにフランジで片持支持する構造となっている。図 1 に試験機断面を、図 2 に外観写真を示す。試験機の主要構成部品の概要は、第 1 報<sup>(1)</sup>に示す通りである。

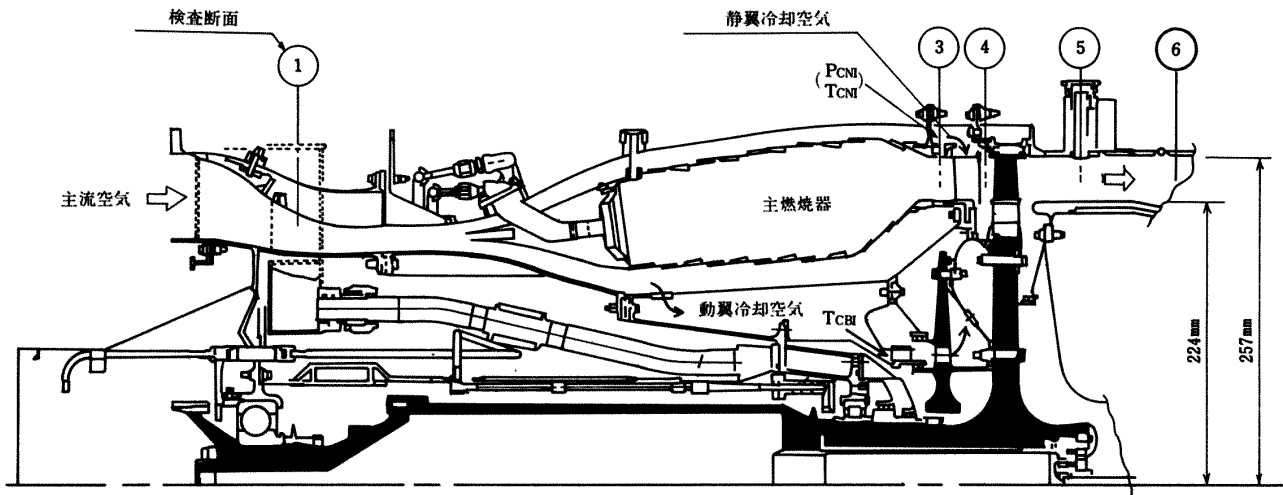


図1 高温タービン試験機 (HT-30H) 断面図

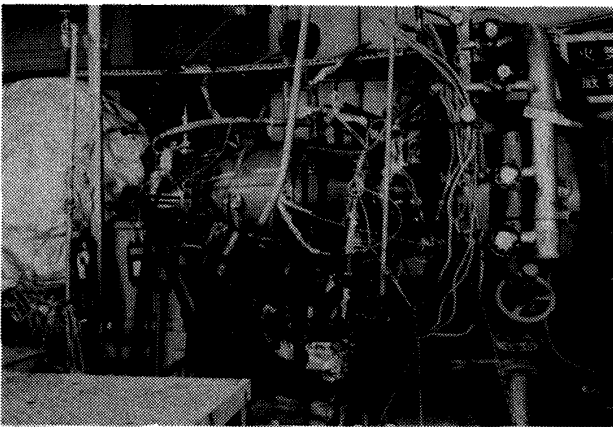


図2 供試タービン試験機 (HT-30H) 外観

表1 供試タービンの設計点要目

入口主流温度 $T_{t,3}$	1,453.2K (1,180℃)
入口主流圧力 $P_{t,3}$	216 kPa (2.2 kg/cm <sup>2</sup> , abs)
全圧膨張比 $\pi_T$	2.0
回転数 $N$	14,400 rpm
冷却空気入口圧力 $P_{CNI}$	216 kPa (2.2 kg/cm <sup>2</sup> , abs)
冷却空気入口温度 $T_{CNI}$	773.2K (500℃)
翼冷却空気流量割合	
静翼	3.4% (タービン入口流量比)
動翼	2.8% (同上)

## 2.2 供試タービンの仕様

(1) 設計点要目および速度三角形 供試タービンの設計点における要目は表1に示す通りである。

主流流路の内外径はそれぞれ、供試タービン入口から出口まで一定でHT-10Hと同一寸法である。設計点における翼素全圧損失係数は、静翼で  $\bar{\omega}_N = 0.102$ 、動翼で  $\bar{\omega}_B = 0.280$ 、動翼先端すき間（計画値）は0.6 mmである。主流流路の環状壁面での境界層排除厚さは、全流路面積に対して、タービン入口で1.0%、タービン出口で3.0%、として考慮してある。図3に設計点における速度三角形を示す。

(2) 翼形および翼配備 図4に翼形および翼配備を示す。翼形は、静翼、動翼共、供試タービン HT-10H とそれぞれ同一で、翼形座標は文献<sup>(5)</sup>を参

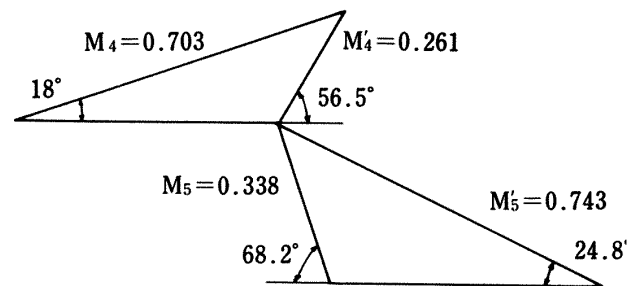


図3 速度三角形（平均径）

照されたい。翼と翼列の諸元を表2に示す。翼設定角はHT-10Hにくらべ、静翼で1.3°、動翼で1.9°それぞれ絞り側に変更した。

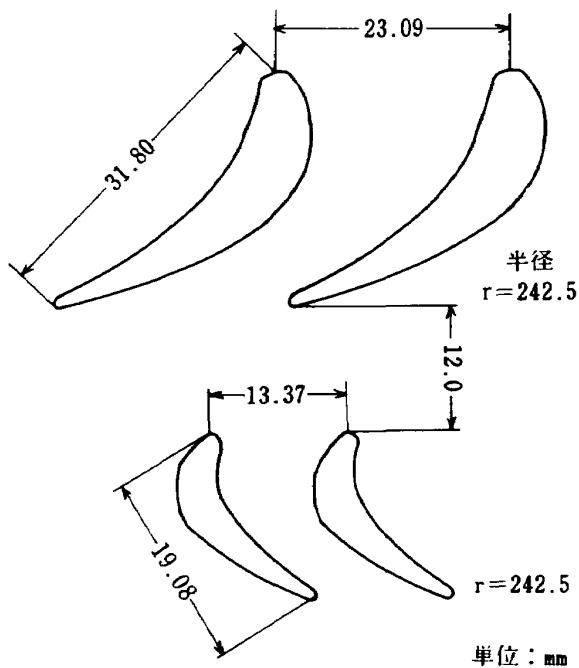


図4 翼形および翼配備(平均径)

表2 翼および翼列諸元

項 目	静 翼	動 翼
半径 $r$ (mm)	242.5	242.5
翼枚数	66	114
ピッチ $s$ (mm)	23.09	13.37
翼弦長 $c$ (mm)	31.80	19.08
スロート巾 $o$ (mm)	7.37	5.57
ソリディティ $\sigma$	1.378	1.427
前縁厚さ $d_f$ (mm)	4.1	2.0
後縁厚さ $d_t$ (mm)	1.0	1.0
翼前縁角 $\beta_f$ (deg)	9.75	34.75
喰違い角 $\xi$ (deg)	47.5	21.8

### 2.3 翼の冷却構造と冷却空気の流れ

(1) 静翼 静翼の冷却構造を図5に示す。静翼は両端に流路の一部を構成するフランジを有する翼外殻(シェル)に翼前縁部および後半部の2個のインサート冷却管を挿入した二重構造翼で、円環状の静翼アセンブリは66枚の静翼セグメントで構成される。各静翼セグメントのフランジ部は冷却流と主流を分離するための流路壁となるのでその継ぎ目にはシールのために薄板を挿入した。

静翼への冷却空気は、燃焼器ライナの外周部へ達した空気の一部を用い、静翼外周側フランジ部から

静翼インサート冷却管へ供給される。図6に静翼セグメントを、図7に静翼アセンブリの写真を示す。

(2) 動翼 動翼は延長翼根部を有する構造<sup>(6)</sup>で、翼部には、中空構造の内面に多数のピンフィン<sup>(7)</sup>を有し、前縁に2列のフィルム冷却空気吹出し孔と、後縁に1列の冷却空気吹出し孔を有する、航技研特許<sup>(7)</sup>の冷却構造を採用した。動翼の冷却構造を図8に示す。

図9にタービンディスク周辺構造図を、また図10図11にそれぞれ動翼およびタービン回転部アセンブリの写真を示す。

動翼への冷却空気は、主燃焼器ライナの内周部より抽気し、動翼冷却空気導入ベーンによってタービンディスク回転方向への旋回を与えて、タービンディスクとクーリングディスクとの間の冷却空気通路に導入される。その後タービンディスクに沿って外周側に向い、動翼ダブティル底面から動翼冷却通路に導入する。冷却空気の一部は翼部前縁内面をインピンジ冷却した後、前縁フィルム冷却孔から、また残りは翼中央部内面を対流冷却した後、動翼後縁部コード方向細孔を通して翼の後縁から、それぞれ動翼外部へ流出して主流と混合する。なお動翼先端にはスキューラを設けてある。

### 2.4 高温タービン試験装置

(1) 主流系統 高温タービン試験装置<sup>(4)</sup>の主流系統図を図12に示す。主流空気を加熱して試験を行う場合には、試験機上流の予熱燃焼器<sup>(8)</sup>によって実機エンジンの高圧圧縮機出口空気温度相当(最高450℃)まで加熱した。なお、予熱燃焼器ケーシングには、2本のキャン型燃焼器と2本の空気が納めてあり、加熱試験の際は空気が全閉とした。

(2) 動力計 タービンの出力の吸収、トルクの計測、回転数の制御は、渦電流型電気動力計(ヒートン・フラウド社製、最大吸収動力3700kW、最高回転数(10,000 rpm)によって行った。図13に高温タービン試験装置主要部の写真を示す。

(3) データ処理装置 図14に示す高温タービンデータ処理装置を用いて、実験条件の監視とデータの処理を行った。

なおデータ解析には、一時処理プログラム(HTRT-30)およびオフラインプログラム

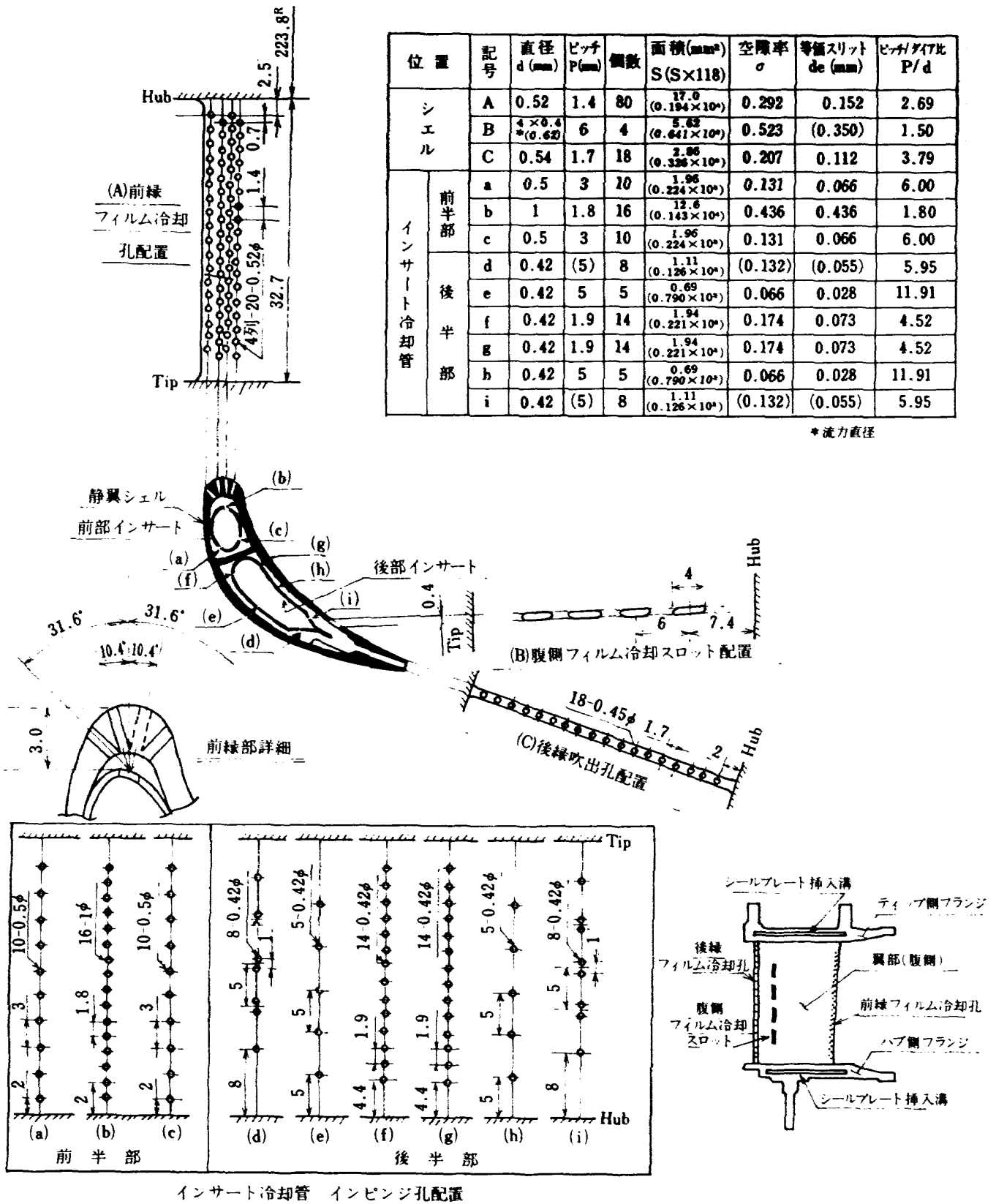


図5 供試タービン HT-30H 静翼冷却構造図



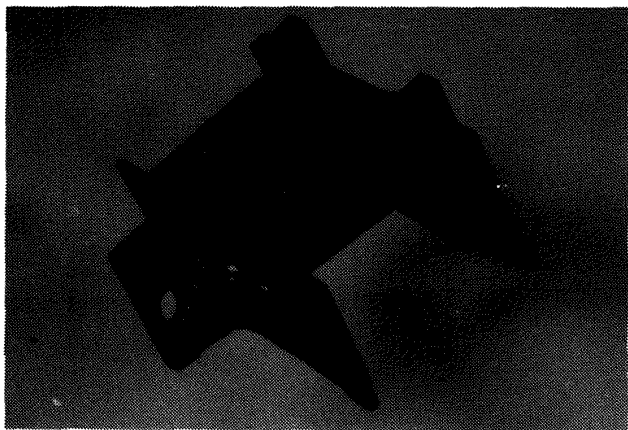


図6 静翼セグメント

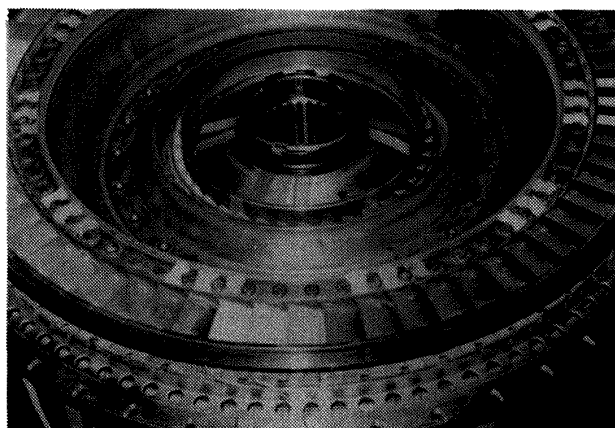


図7 静翼アセンブリ

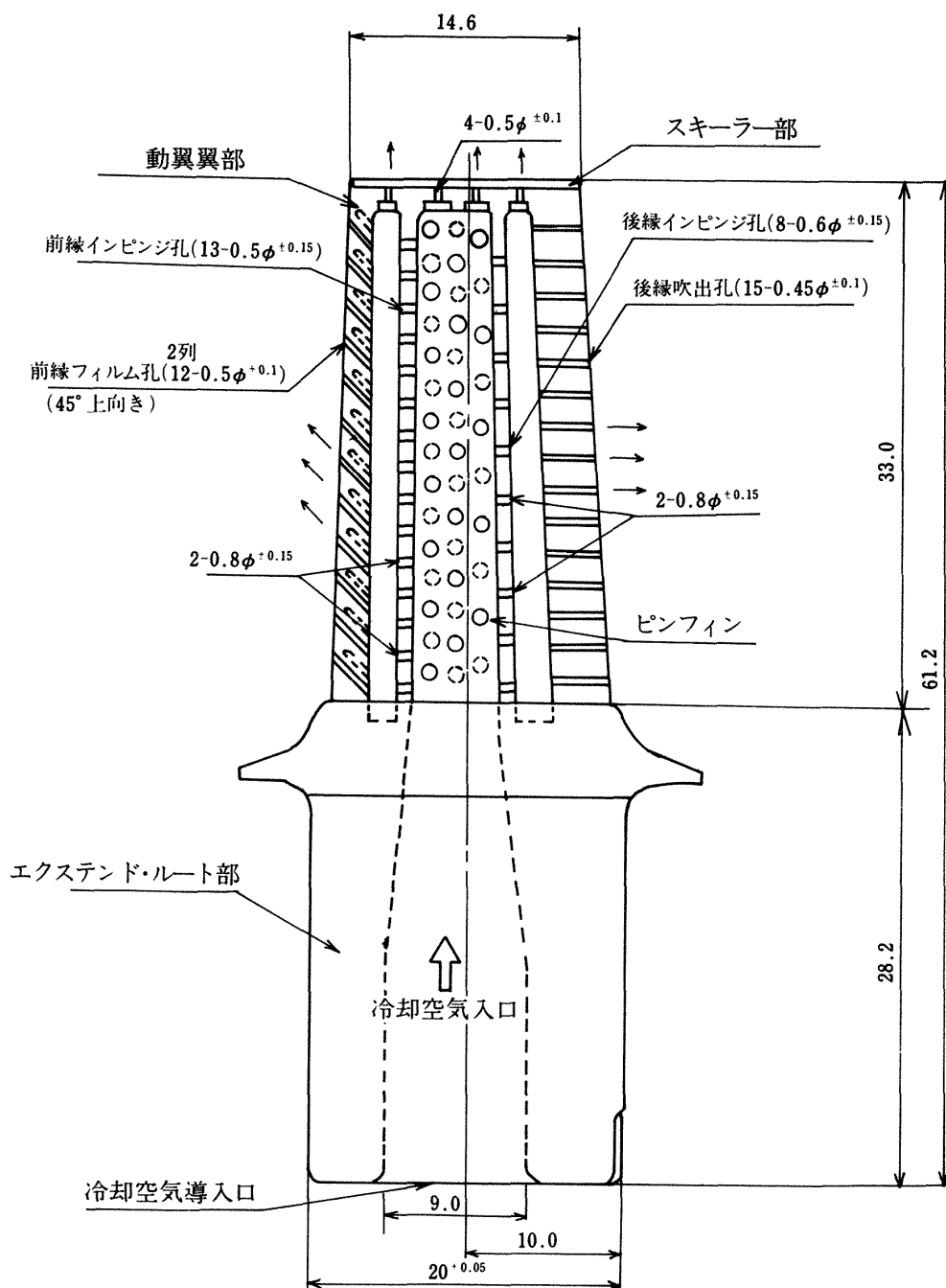


図8 動翼冷却構造図 (HT-30H) (単位: mm)

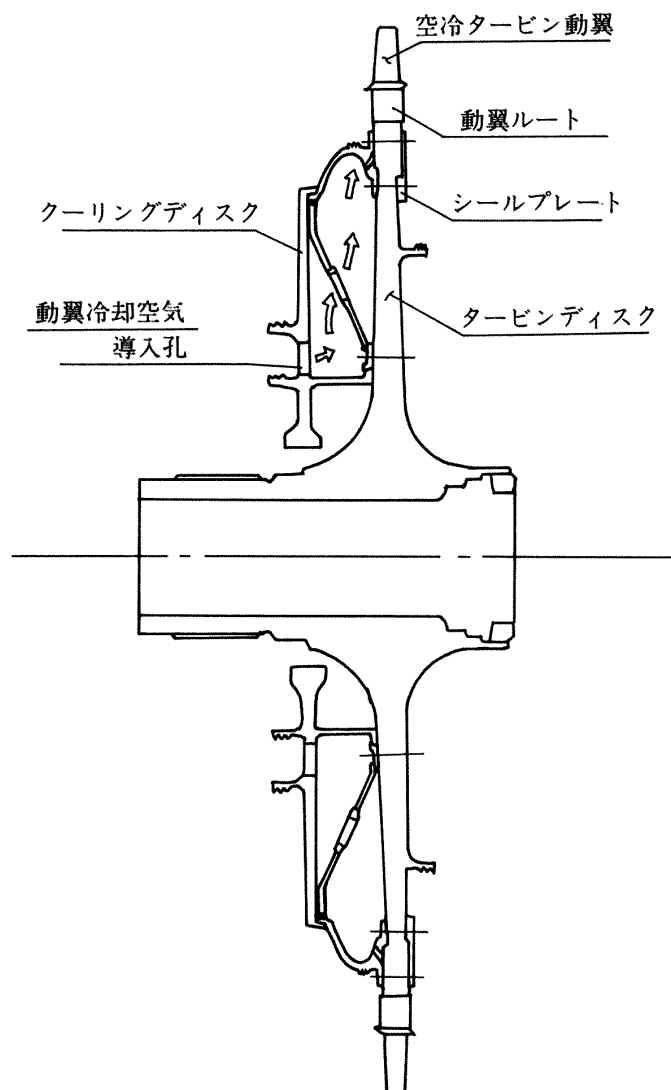


図9 タービンディスク周辺構造

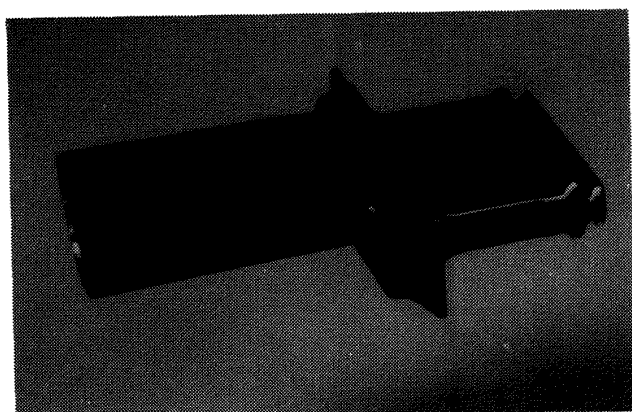


図10 動翼

(HTOL-30) を用いた。

#### (4) 高温タービン試験機計測断面および計測器

試験機の主流状態量を計測するための計測断面は、図1に示した通りで、計測内容は以下の通りである。

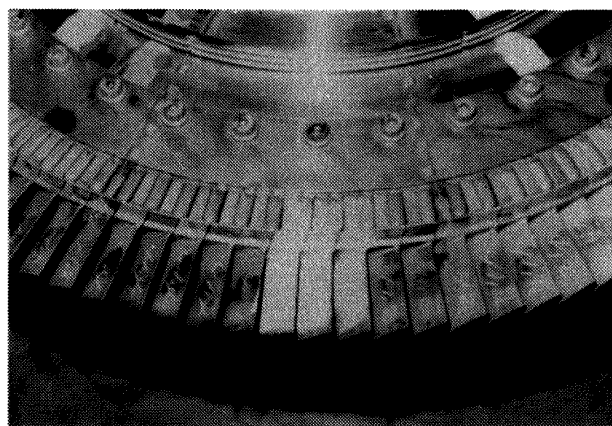


図11 タービン回転部アセンブリ

計測断面① (主燃焼器入口): 温度4点 (4点楕型温度計), 全圧4点 (4点楕型ピトー管)

計測断面⑤ (供試タービン出口): 非燃焼試験においては, 全圧16点 (4点楕型ピトー管4本), 温度16点 (4点楕型温度計4本), 冷却性能試験においては, 温度のみ32点 (4点楕型温度計8本)

計測断面⑥ (試験機出口): 冷却性能試験時のみ全圧16点 (4点楕型ピトー管4本)

なおタービン入口主流状態量は, 燃料流量と他の断面に於ける計測値等に基づいて計算によって求めた。算出方法については文献<sup>(1)</sup>に示した。

図15に, 楕型温度計およびピトー管の写真を示す。

ピトー管は, タービンの軸方向流れに対して全圧を示すように試験機に設定した。なおピトー管は, 流入角度の広い範囲にわたって全圧を示すように先端部を拡大したものをを用いた。タービン出口全圧 (⑤断面に於ける値) は, ⑥断面での全圧の測定値を補正して求めた。このため, ⑤断面と⑥断面との間の全圧損失のマッハ数に対する関係を予備実験によって求めた。

静翼に供給する冷却空気の入口全圧, 温度ならびに動翼に供給する冷却空気入口全圧, 温度はそれぞれ2点計測した。静翼の温度測定は図16に示すように, 背側の翼根部から66%および50%スパン位置で行った。熱電対はシース外径0.65mmφ, クロメル-アルメル素線を用い静翼シエルにロー付けした。熱電対付き静翼は図に示すよう

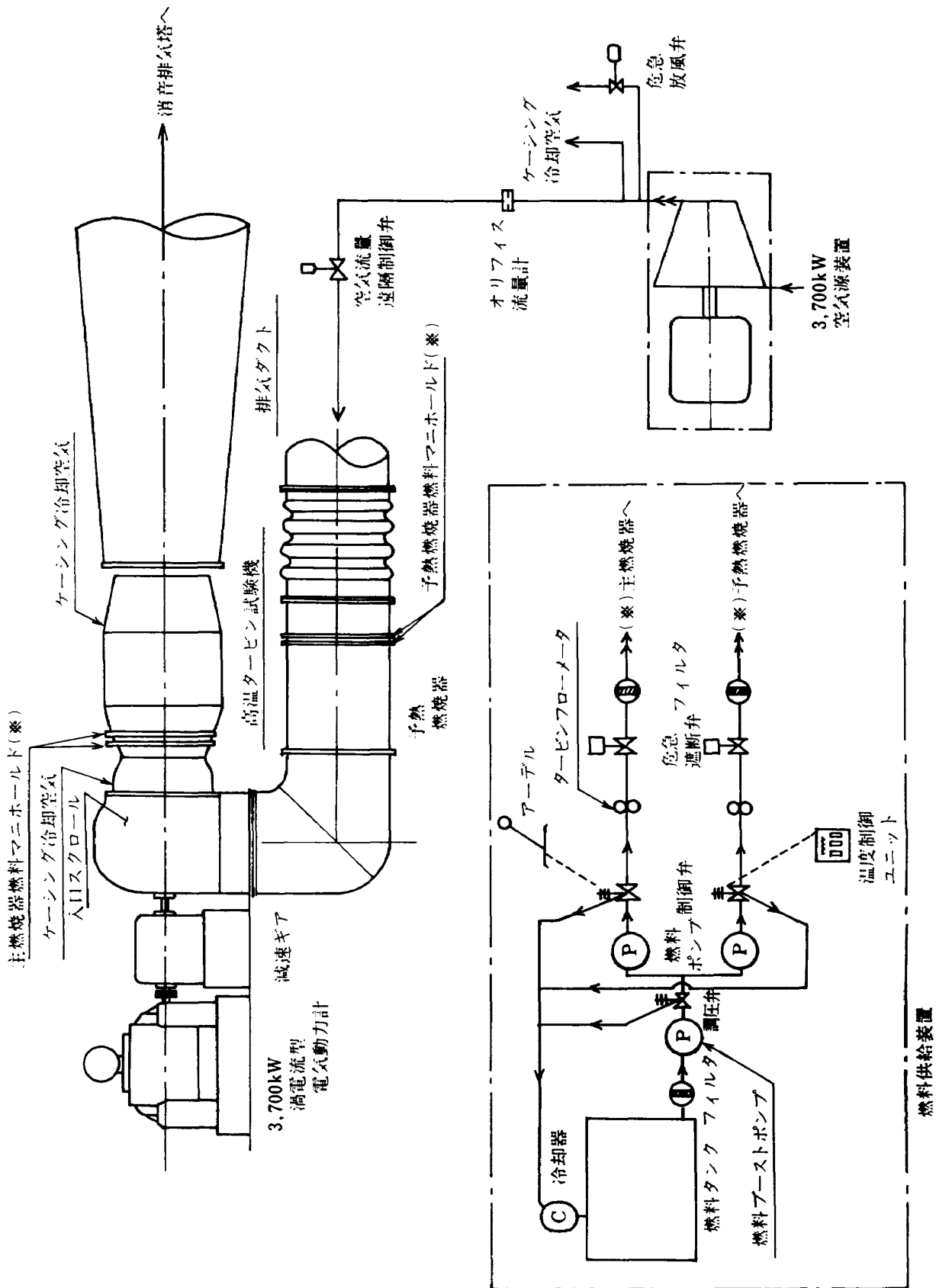


図 12 試験装置系統図

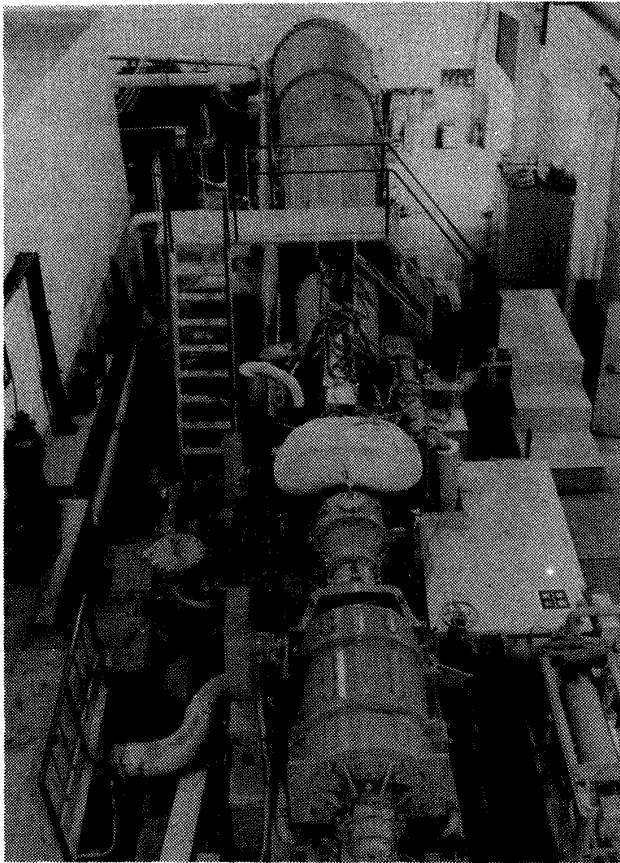
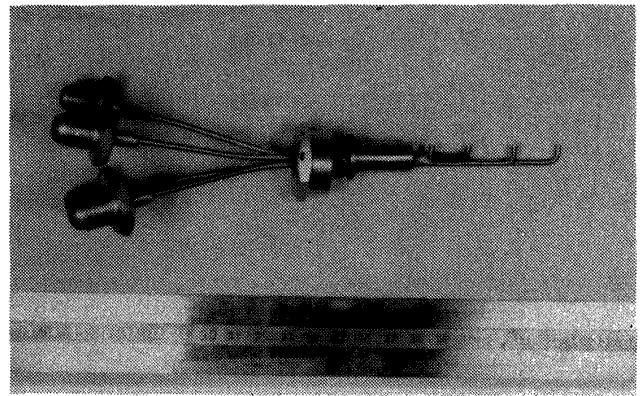
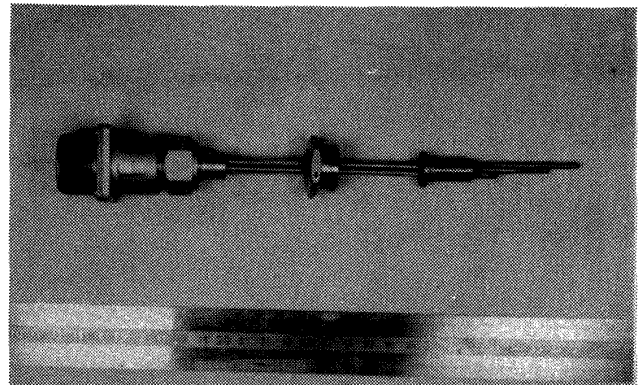


図 13 高温タービン試験装置



a) 4点楕型全圧管



b) 4点楕型熱電対温度計 (先端接地型)

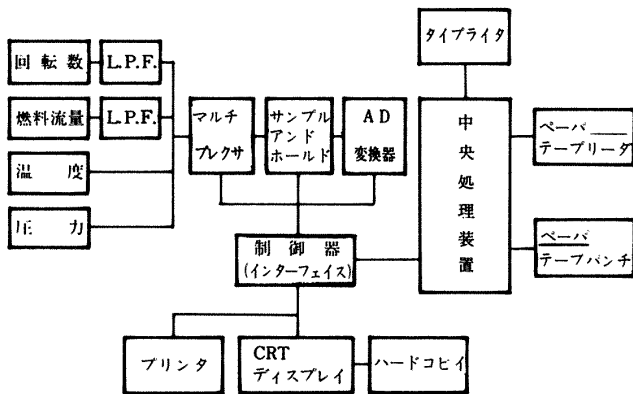
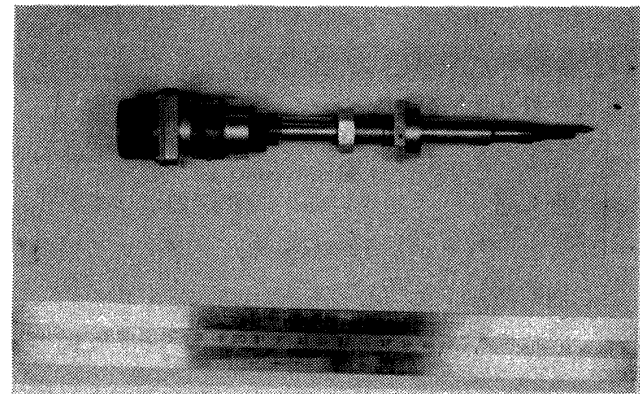
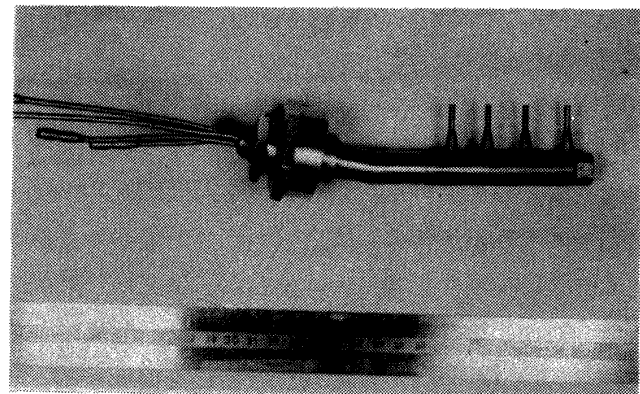


図 14 データ処理装置系統図



c) 4点楕型熱電対温度計 (高温部用)



d) 4点楕型全圧管 (高温部用)

図 15 楕型熱電対温度計およびピトー管

に、試験機水平位置にG1翼(66%スパン)、G2翼(50%スパン)を4枚ずつ、合計8枚配置した。動翼の温度測定は図16に示すように、動翼背側シェルにスパン方向翼根部から33%位置に溝加工を行って熱電対(シース外径0.5mm、クロメル-アルメル素線)をロー付け加工し、スリッリングを介して温度測定を行った。スリッリングの詳細については第II報<sup>(2)</sup>を参照されたい。

主流空気流量は、試験機上流空気の直管部で、開口比 $\beta = 0.3$ のオリフィス流量計を用いて計測し

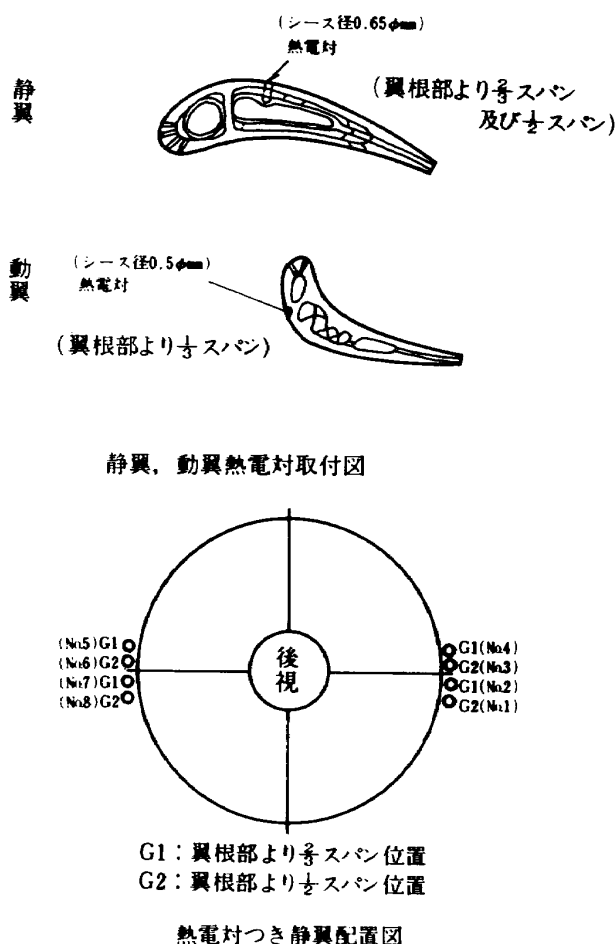


図16 静翼、動翼熱電対取付図および熱電対付き静翼配置図

た。燃料流量は、予熱燃焼器、主燃焼器への燃料供給系でそれぞれタービンフローメータを用いて計測した。回転数は、動力計回転軸に於て60パルス/rpmの電磁パルスピックアップを用い、また動力計トルクは、変位検出用ピックアップを用いて計測した。圧力の計測には、力平衡型変換器<sup>(9)</sup>を用いた。

### 3. 試験方法

試験には、空気源(3,700kW軸流圧縮機、流量25 kg/s、圧力324 kPa (3.2 ata))の吐出空気を作動流体として用いた。空冷翼の冷却性能試験には燃焼ガスを作動流体として用い、予熱燃焼器および主燃焼器により作動空気を加熱した。供試タービン入口の断面に於ける平均主流ガス温度は、最高約1,311.6K (1,038℃)、冷却空気の最高温度は約543.8K (270.6℃)である。

なおタービン翼の冷却空気等は、試験機の主燃焼

器ライナの内・外周部からタービン翼に供給し、流量制御は行っていないが、膨張比、主流および冷却空気温度、ならびにタービン回転数が設計値の時、冷却空気流量配分が実機エンジンと本試験機とで同一になるよう計画した。タービンケーシング等への冷却空気は、主流とは独立に外部から供給した。

## 4. 計算式

### 4.1 主流空気流量 G

オリフィス差圧  $\Delta P_{or}$ 、空気の密度  $\rho_{or}$ 、開口面積  $A_{or}$  ( $=0.07525\text{m}^2$ )、流量係数  $\alpha$ 、空気の膨張補正係数  $\varepsilon$  を用いて、空気流量 ( $G$ ) は

$$G = \alpha \varepsilon A_{or} \sqrt{2 \rho_{or} \Delta P_{or}} \quad (1)$$

なおオリフィス板の絞り開口比  $\beta$  は0.30である。

### 4.2 主燃焼器の入口主流状態量

主燃焼器入口断面①の圧力および温度は、それぞれ筒型ピトー管(4点)、筒型温度計(4点)にて計測した値を算術平均した。なお温度回復係数 (Recovery Factor)  $R$  の影響は次式によって補正した。

$$T_{t,1} = T_{m,1} \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_1^2 \right) / \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} R M_1^2 \right) \quad (2)$$

ここで  $T_{t,1}$ 、 $T_{m,1}$  は主燃焼器入口に於ける主流全温およびその測定値 ( $K$ )、 $M_1$  は主流マッハ数、 $\kappa$  は比熱比で、乱流に対して  $R \doteq (P_r)^{1/3}$  とした。但し  $P_r$  は主流のプラントル数である。

### 4.3 供試タービン出口の主流状態量

前項(2.4.(4))に述べたように、非燃焼試験では、タービン出口断面⑤に於て計測した温度(合計16点)、圧力(合計16点)を算術平均した。冷却性能試験では、タービン出口断面⑤の主流全温の測定精度を高めるため⑤断面で4点筒型温度計8本を円周位置8ヶ所に取りつけて測定し、合計32点の測定値を算術平均した。温度回復係数による補正は、前項に述べた方法と同様である。

この場合タービン出口全圧  $P_{t,5}$  はダクト⑥断面における測定全圧  $P_{t,6}$  に⑤断面と⑥断面との間の全圧

損失  $\Delta P_t$  を加えて求めた。 $\Delta P_t$  の算出方法は以下の通りである。

圧力損失係数  $\phi$  を用いて全圧損失  $\Delta P_t$  を表わすと、

$$\begin{aligned}\Delta P_t &\equiv P_{t,5} - P_{t,6} \\ &= \frac{1}{2} \rho_6 v_6^2 \cdot \phi\end{aligned}$$

但し  $\phi = (P_{t,5} - P_{t,6}) / (\rho_6 v_6^2 / 2)$  で  $\rho_6$ ,  $v_6$  はそれぞれ ⑥ 断面における主流密度および速度である。

一次元断熱流に対する状態方程式と、流速とマッハ数の関係式から、近似的に

$$\frac{1}{2} \rho_6 v_6^2 \div \frac{1}{2} \kappa P_{t,6} M_6^2 \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_6^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

但し  $\kappa$  は主流ガスの比熱比、 $M_6$  は ⑥ 断面におけるマッハ数である。従って全圧損失は

$$\Delta P_t \div \frac{1}{2} \kappa P_{t,6} M_6^2 \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_6^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}} \cdot \phi \quad (3)$$

予備実験に於て予め、 $M_6$  に対する  $\phi$  の変化を求めておく ⑥ 断面における全圧  $P_{t,6}$  とマッハ数  $M_6$  から、全圧損失を求めることができる。

#### 4.4 供試タービン入口の主流状態量の算出

供試タービン入口（主燃焼器出口）に於ては、主流圧力および温度の計測は行わず、これらは他の測定断面における状態量、主燃焼器特性、冷却空気などの二次空気流量配分、タービン出力、ソリッド翼を用いたタービンの内部流動試験結果等に基づいて、計算によって求めた。詳細は第 1 報<sup>(1)</sup>を参照されたい。

#### 4.5 修正回転数比 $N_{cor}^*$

タービン回転数  $N$  (rpm) から、次式によって算出した。

$$N_{cor}^* = (N / \sqrt{\theta_{t,3}}) / (N / \sqrt{\theta_{t,3}})_{des} \quad (4)$$

但し、 $\theta_{t,3} = \bar{T}_{t,3} / T_0$ ,  $T_0$  は標準大気温度 (2882K), また  $des$  は、設計値を表わす。

#### 4.6 修正流量 $G_{3,cor}$ , $G_{4,cor}$

修正流量  $G_{3,cor}$  は、タービン静翼入口断面に於ける主流流量  $G_3$  および温度  $T_{t,3}$  を、また  $G_{4,cor}$  はタービン動翼入口断面に於ける主流流量  $G_4$  (動翼入口主流流量と、動翼入口断面までの流路で、主流と混合した 2 次流流量の和) および同断面に於ける主流の全エンタルピから求めた温度  $T_{t,4}$  を用いて、次式から算出した。

$$\left. \begin{aligned} G_{3,cor} &= G_3 \sqrt{\theta_{t,3} / \delta_3} \\ G_{4,cor} &= G_4 \sqrt{\theta_{t,4} / \delta_4} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

但し、 $\delta_3 = P_{t,3} / P_0$ ,  $\delta_4 = P_{t,4} / P_0$ , ここに  $P_0$  は標準大気圧力 101 kPa (1.033 kg/cm<sup>2</sup>)

#### 4.7 タービン効率 $\eta_{T,3}$ , $\eta_{T,4}$

タービン効率  $\eta_{T,3}$  および  $\eta_{T,4}$  はタービン出力 ( $L / \eta_m$ ), 全圧膨張比  $\pi_T$ , ならびに静翼入口主流エンタルピ  $H_3$  ないしは動翼入口主流エンタルピ  $H_4$  を用いて次式から算出した。

$$\left. \begin{aligned} \eta_{T,3} &= (L / \eta_m) / [H_3 \{1 - (1 / \pi_T)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\}] \\ \eta_{T,4} &= (L / \eta_m) / [H_4 \{1 - (1 / \pi_T)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\}] \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

但し、比熱比  $\kappa$  は、 $\eta_{T,3}$  については供試タービン入口と出口、 $\eta_{T,4}$  についてはタービン動翼入口と出口に於ける主流比熱比の、それぞれ平均値である。図 17 の冷却空気の流れに示すように  $\eta_{T,3}$  は静翼以後で主流と混合する冷却空気や漏れ空気等の 2 次流が持つエンタルピを無視して、供試タービン入口に於ける主流エンタルピ ( $H_3$ ) のみを有効エンタルピとした場合の基本効率であり、 $\eta_{T,4}$  は動翼入口断面に於ける主流のエンタルピ ( $H_4$ ) を有効エンタルピとした効率である。

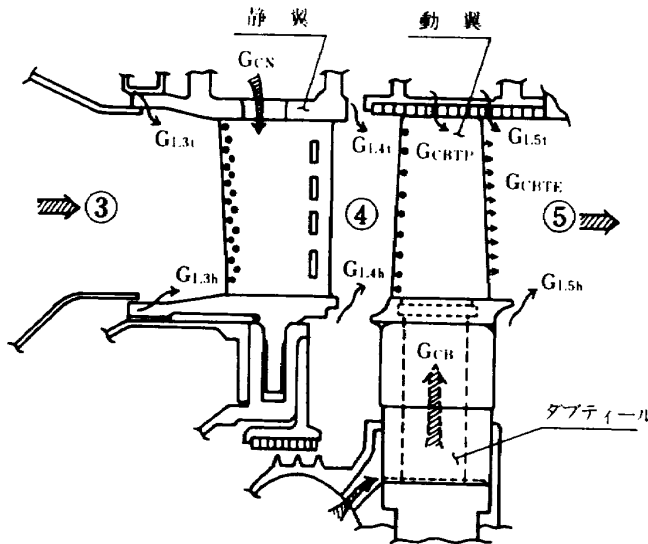


図17 冷却空気および漏洩空気の流れ

冷却空気流量計画値

(タービン入口主流流量比)

$$G_{CN} = 3.4\% \text{ (静翼冷却空気)}$$

$$G_{CB} = G_{CBTP} + G_{CBTE} \\ = 2.8\% \text{ (動翼冷却空気)}$$

$$G_{LN} = G_{L3t} + G_{L3h} + G_{L4t} + G_{L4h} \\ = 2.2\%$$

$$G_{LB} = G_{L5t} + G_{L5h} \\ = 1.1\%$$

4.8 局所断熱温度効率  $\eta_\theta^i$ 

スパン位置  $R^i$  に於ける局所断熱効率  $\eta_\theta^i$  は、以下の式により求めた。

$$\left. \begin{aligned} \eta_\theta^i &= \Delta T_t^i / T_{t,3}^i \left\{ 1 - (1/\pi_T^i)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\} \\ R^i &= 2 \int_{r_h}^{r_t} r dr / (r_t^2 - r_h^2) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

ここに  $\Delta T_t^i$ ,  $T_{t,3}^i$ ,  $\pi_T^i$  はそれぞれ  $R^i$  位置流線 (但し、半径方向の流線シフトは考慮していない) に於ける全温度降下、タービン入口主流全温および全圧膨張比で、 $r_h$ ,  $r_t$  は主流流路の内、外半径である。

4.9 修正トルク  $\tau_{cor}$ 

修正トルク  $\tau_{cor}$  は次式によって算出した。

$$\tau_{cor} = \tau / \delta \quad (8)$$

ここで  $\delta = P_{t,3} / P_0$ 、タービントルク  $\tau$  の算出に当たっては、動力計吸収動力と供試タービン入口に於ける主流状態量とを用いた。

4.10 レイノルズ数  $Re_N$   $Re_B$ 

静翼および動翼レイノルズ数  $Re_N$   $Re_B$  は次式の定義によった。

$$\left. \begin{aligned} Re_N &= \rho_4 v_4 C_N / \mu_4 \\ Re_B &= \rho_5 v_5 C_B / \mu_5 \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

ここに  $v_4$ ,  $v_5$  はそれぞれ静翼出口、動翼相対出口主流速度、 $C_N$ ,  $C_B$  は静翼、動翼の翼弦長、 $\rho_4$ ,  $\mu_4$  は静翼出口、 $\rho_5$ ,  $\mu_5$  は動翼出口に於ける、それぞれ主流ガス密度および粘性係数である。

## 4.11 レイノルズ数補正式

タービン効率のレイノルズ数補正式は次式の定義によった。

$$\frac{1 - \eta}{1 - (\eta)_{Re_B = 2 \times 10^5}} = \left( \frac{Re_B}{2 \times 10^5} \right)^{-0.2} \quad (10)$$

ここで  $\eta$  は動翼レイノルズ数  $Re_B$  に於けるタービン効率、 $(\eta)_{Re_B = 2 \times 10^5}$  は  $Re_B = 2 \times 10^5$  に換算したタービン効率である。

4.12 翼無次元温度  $\theta_N$ ,  $\theta_B$ 

翼温度計測値  $T_{W,N}$  (静翼) および  $T_{W,B}$  (動翼) は、それぞれ次式により無次元化した。

静翼翼面無次元温度:  $\theta_N$ 

$$\theta_N = (\bar{T}_{t,3} - T_{W,N}) / (\bar{T}_{t,3} - T_{CN,1}) \quad (11)$$

動翼翼面無次元温度:  $\theta_B$ 

$$\theta_B = (T'_{t,4} - T_{W,B}) / (T'_{t,4} - T_{CB,1}) \quad (12)$$

ここで、 $\bar{T}_{t,3}$ ,  $T'_{t,4}$  はそれぞれ静翼入口主流ガス平均全温および動翼相対入口ガス全温（いずれも、よみ点温度）で、 $T'_{t,4}$  は  $T_{t,4}$  と計算によって求めた動翼相対流入速度および主流密度等から算出した。

また  $T_{CN,1}$ ,  $T_{CB,1}$  はそれぞれ静翼入口および動翼入口に於ける冷却空気温度である。

## 5. 実験結果および検討

### 5.1 温度および圧力分布

図18に主流圧力、温度測定値のスパン方向分布の例を示す。同図には、供試タービン入口温度 ( $\bar{T}_{t,3}$ ) および出口全圧 ( $\bar{P}_{t,5}$ ) の推定値も示した。

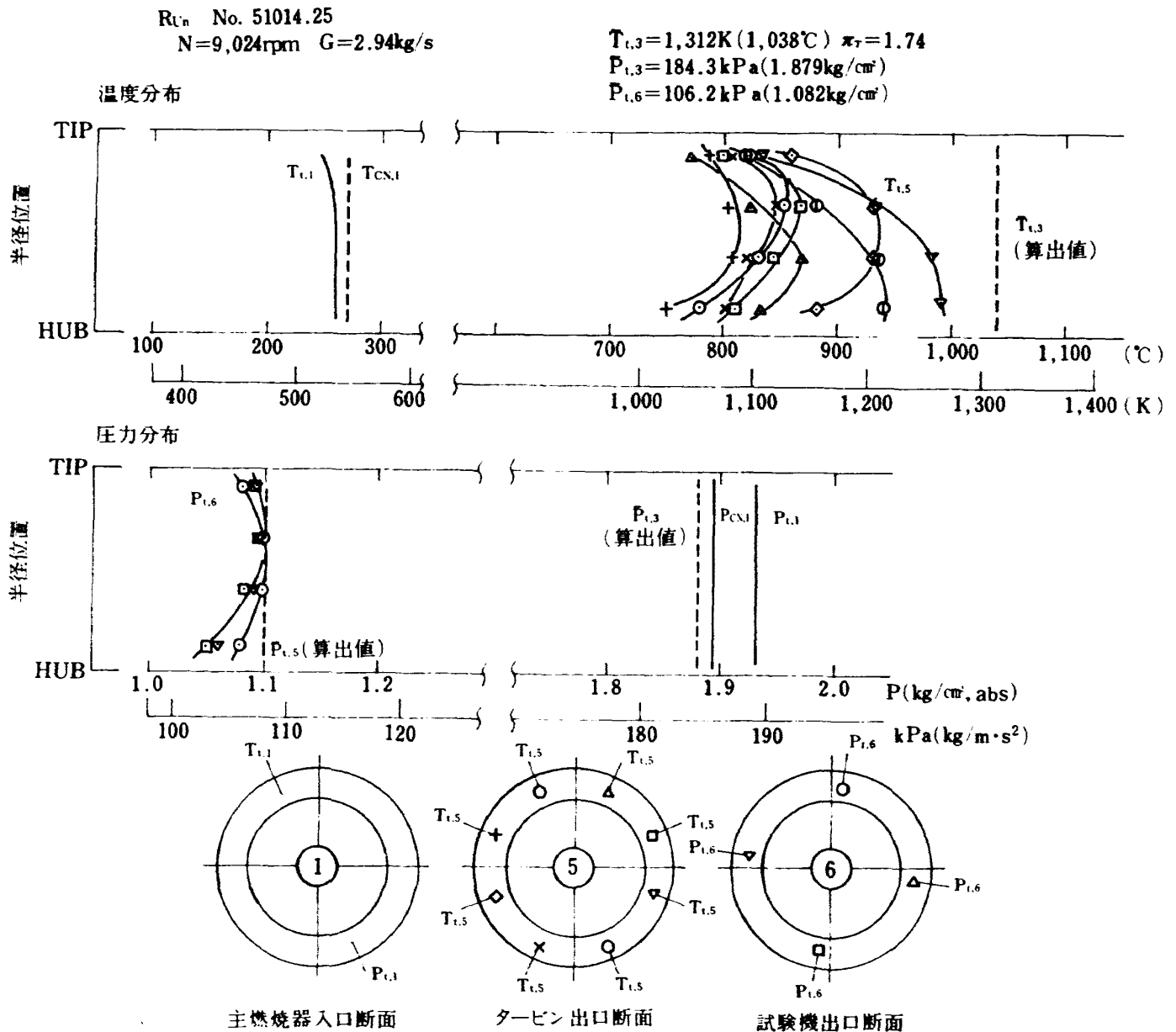
これらは前述した方法により算出した値である。また静翼冷却空気入口温度、圧力の測定値も併記した。

図19はタービン出口断面(5)に於ける、温度測定値を基に、電算機により等温線を描いたものである。

なお試験機後方より見た図であり、試験機内外径の比は実際より拡大している。

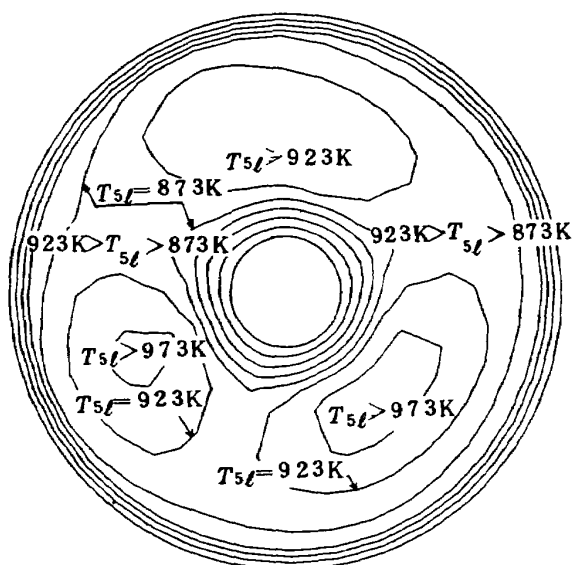
図19-(1)は、 $\bar{P}_{t,3} = 205 \text{ kPa} (2.09 \text{ kg/cm}^2)$ ,  $\bar{T}_{t,3} = 1,064 \text{ K}$  の場合で比較的断面内で分布が均一な例である。

図19-(2)は、 $\bar{P}_{t,3} = 135.4 \text{ kPa} (1.38 \text{ kg/cm}^2)$ ,  $\bar{T}_{t,3} = 1,119 \text{ K}$  の場合で、タービン入口平均温度は19-(1)の例と差は少ないが、局所最高温度と平均温度の差が約300 K あり断面内で不均一な例であ





HT-30H 7510.24-27

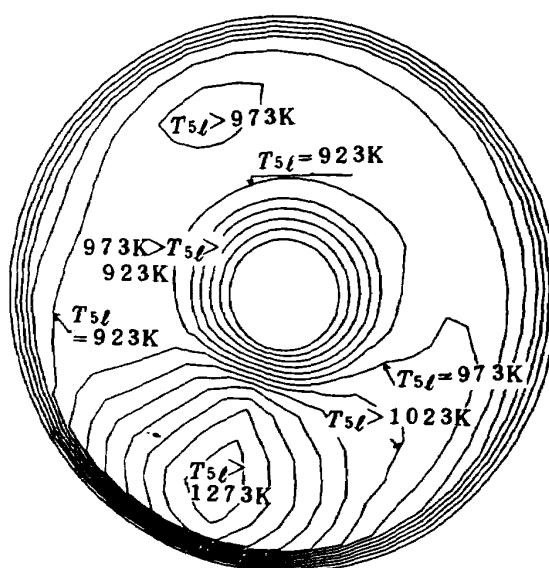


タービン入口平均温度 1,064K

タービン出口平均温度 911K

図19 (1) タービン出口温度分布

HT-30H 751024-09



タービン入口平均温度 1,119K

タービン出口平均温度 983K

図19 (2) タービン出口温度分布

る。主燃焼器の燃料噴射弁(16個)の特性が不均一であり、特に噴霧圧の低い状態でその差異が大きいことによるものと考えられる。このようにタービン出口断面内で温度のバラツキが大きいと、当然タービン入口温度も同様の不均一さを持っていると考えられるので、後に述べる翼の冷却性能の実験解析では、タービン出口温度分布から判断して、局所ガス温度と平均ガス温度とのズレが、最も少ない位置における、想定流線を上流に追跡し、その流線近傍に位置する温度測定静翼の測定値を用いた。

## 5.2 流量特性

全圧膨張比に対する主流修正流量の変化を、修正回転数の設計値に対する比0.6~1.1の範囲にわたって図20に示す。図には、第1報の対流冷却タービンHT-10Hの試験結果を比較のため併記した。なお本供試タービンHT-30HはHT-10Hにくらべ、翼の設定角度を静翼で1.3°、動翼で1.9°それぞれ変更したために、静翼スロート面積はHT-10Hにくらべ約5.4%減少した。チョーク流量で比較すると  $G_{3,cor}$ 、 $G_{4,cor}$  共にHT-10Hにくらべ約9%程低い値を示している。

## 5.3 タービン効率

全圧膨張比に対するタービン効率を、修正回転数比  $N_{cor}^*$  をパラメータとして図21に示す。静翼入口断面基準の基本効率  $\eta_{T,3}$  と動翼入口断面基準の効率  $\eta_{T,4}$  とでは、(6)式に示すように静翼およびその周辺から動翼前縁までの流路で主流と混合する二次流(翼冷却空気および漏れ空気のエンタルピ量)に応じて効率の算定値が異なる。表3に全体性能主要データを示す。

## 5.4 タービン効率のスパン方向分布

図22に  $i$  番目流線に沿った断熱温度効率  $\eta_{\theta}^i$  のスパン方向平均値に対する比の変化を示す。効率のスパン方向分布は、タービン速度、全圧膨張比による大きな変化は見られず、ほぼ一様な傾向を示し、動翼先端に向って、効率の低下が著しい。

## 5.5 トルク特性

図23に全圧膨張比  $\pi_T$  に対する、タービン修正トルク  $\tau_{cor}$  の変化を、タービン速度をパラメータとして示す。試験範囲においては、負荷限界(Limiting Loadig)に達していない。

設計回転数 ( $N^* = 1.0$ ) に於ける対流冷却ター

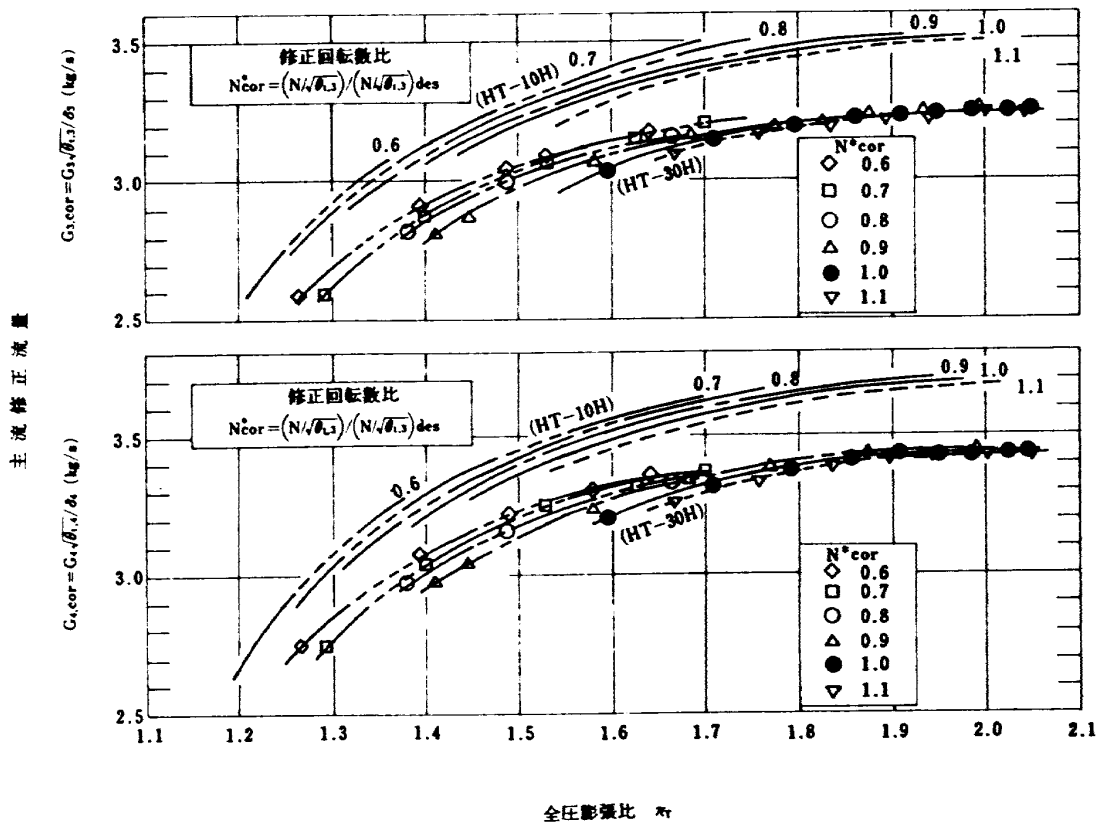


図20 主流流量特性

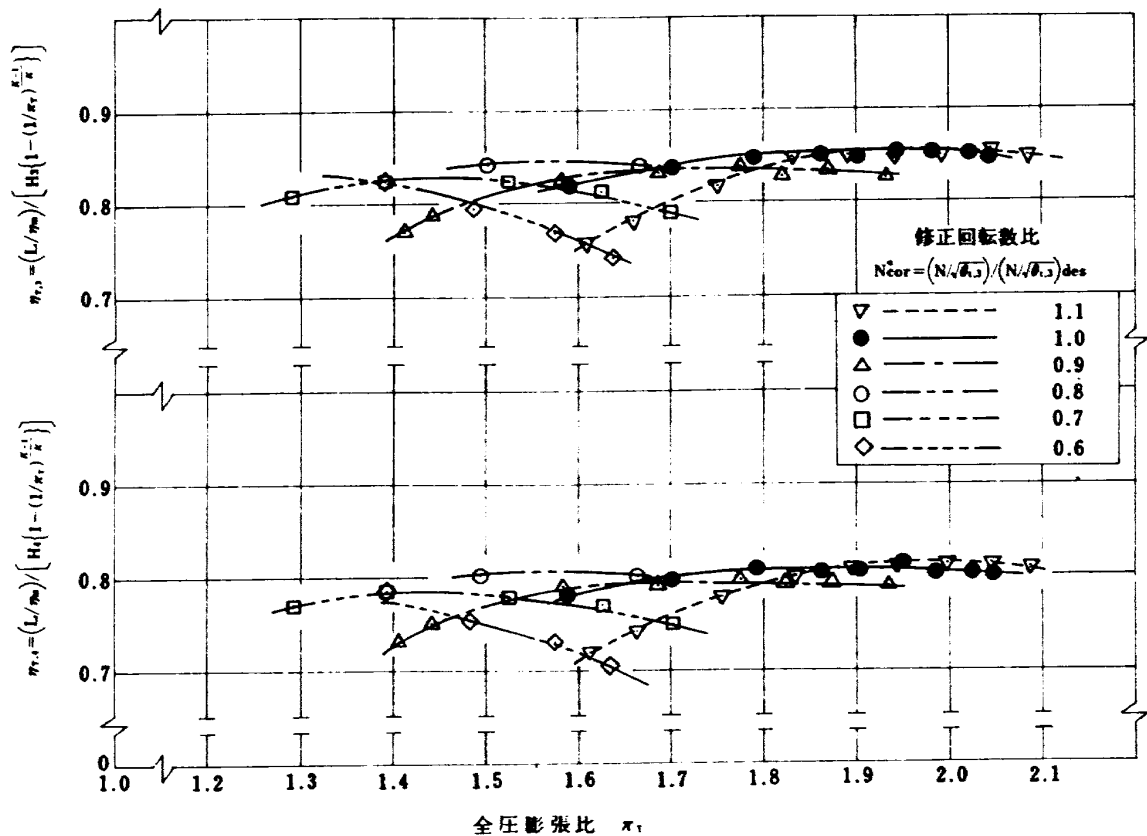


図21 タービン効率

表3 全体性能データ(空気試験)

実験番号	Run No.	回転数 $N$ (rpm)	主 流 量		主 流 圧 力		修正 回転数比	全 膨張比	修正流量比		タービン効率		翼レイノズル数		修正トルク	
			$G_m$ (kg/s)	$G_3$ (kg/s)	$P_{t,2}$ (kg/m <sup>2</sup> s)	$P_{t,3}$ (kg/m <sup>2</sup> s)			$G_{3,cor}^*$	$G_{4,cor}^*$	$\eta_{T,3}$	$\eta_{T,4}$	$R_{q,3} \times 10^{-6}$	$R_{q,4} \times 10^{-6}$	$\tau / \delta$ (kg-m)	$\tau / \delta$ (N-m)
51028.56		4578	3990	3634	1557	1471	1443	0.623	0.916	0.966	0.825	0.782	0.133	0.374	1528	14984
51028.57		4534	4520	4117	1693	1593	1562	0.617	0.958	1.011	0.787	0.746	0.152	0.426	1835	17994
51028.58		4551	4990	4545	1826	1791	1681	0.619	0.983	1.036	0.767	0.727	0.177	0.472	2088	20475
51028.59		4551	5340	4864	1920	1883	1800	0.619	1.002	1.056	0.743	0.704	0.184	0.508	2223	21799
51028.50		5225	3290	2996	1408	1381	1343	0.716	0.826	0.871	0.813	0.771	0.100	0.306	915	8972
51028.51		5252	3960	3607	1553	1468	1440	0.716	0.909	0.959	0.828	0.785	0.128	0.371	1345	13189
51028.52		5255	4710	4290	1736	1631	1599	0.715	0.974	1.028	0.818	0.776	0.158	0.444	1784	17494
51028.53		5261	5180	4718	1876	1840	1760	0.726	0.988	1.043	0.816	0.773	0.192	0.493	2042	20024
51028.54		5270	5570	5073	1987	1948	1861	0.717	1.010	1.065	0.791	0.749	0.197	0.532	2201	21583
51028.46		5998	4410	4017	1663	1631	1566	0.821	0.945	0.997	0.840	0.796	0.149	0.416	1454	14258
51028.47		6001	5310	4836	1908	1871	1789	0.821	0.998	1.053	0.843	0.799	0.193	0.506	1955	19171
51028.14		6350	4160	3789	1558	1528	1477	0.921	0.892	0.941	0.767	0.727	0.141	0.421	976	9571
51028.15		6347	4340	3953	1603	1572	1516	0.919	0.910	0.960	0.792	0.751	0.150	0.439	1103	10816
51028.16		6383	5070	4618	1774	1740	1668	0.919	0.969	1.022	0.833	0.789	0.187	0.514	1512	14827
51028.17		6389	5600	5100	1911	1874	1792	0.919	1.010	1.066	0.836	0.792	0.205	0.572	1749	17151
51028.18		6422	6000	5465	2033	1994	1905	0.920	1.029	1.086	0.839	0.795	0.229	0.613	1946	19082
51028.19		6434	6230	5674	2112	2071	1978	0.919	1.035	1.091	0.850	0.806	0.246	0.707	2036	19965
51028.20		6437	6540	5956	2274	2230	2129	0.915	1.035	1.091	0.850	0.806	0.246	0.707	2185	21426
51028.21		6506	6750	6148	2466	2422	2329	0.923	1.027	1.083	0.833	0.790	0.272	0.680	2241	21975
51028.22		6503	7040	6412	2366	2320	2214	0.918	1.035	1.091	0.850	0.806	0.246	0.707	2408	23613
51028.34		7403	4850	4417	1786	1751	1681	1.022	0.960	1.013	0.822	0.779	0.172	0.466	1354	13277
51028.35		7406	5410	4927	1931	1894	1812	1.023	0.993	1.047	0.842	0.798	0.197	0.524	1629	15974
51028.36		7409	5790	5273	2042	2002	1914	1.023	1.006	1.061	0.853	0.809	0.218	0.563	1812	17769
51028.37		7415	6110	5565	2129	2088	1993	1.025	1.019	1.075	0.846	0.801	0.227	0.596	1922	18847
51028.38		7415	6320	5756	2377	2331	2218	1.024	1.022	1.078	0.849	0.804	0.242	0.615	2011	19720
51028.39		7418	6490	5911	2460	2416	2316	1.022	1.022	1.078	0.861	0.816	0.259	0.629	2105	20642
51028.40		7418	6720	6120	2620	2575	2471	1.022	1.031	1.088	0.845	0.800	0.256	0.656	2138	20965
51028.41		7424	6860	6248	2777	2731	2626	1.022	1.028	1.084	0.846	0.802	0.269	0.667	2158	21456
51028.42		7442	7010	6385	2917	2870	2762	1.023	1.035	1.092	0.848	0.803	0.271	0.683	2237	21936
51028.24		8115	4990	4545	1808	1773	1701	1.137	0.962	1.015	0.756	0.717	0.168	0.488	1144	11218
51028.25		8076	5250	4782	1877	1841	1764	1.128	0.978	1.032	0.783	0.742	0.181	0.514	1209	12738
51028.26		8061	5660	5155	1989	1950	1865	1.125	0.999	1.053	0.818	0.776	0.204	0.555	1522	14925
51028.27		8079	5960	5428	2082	2042	1952	1.126	1.007	1.062	0.848	0.804	0.228	0.586	1698	16651
51028.28		8112	6240	5683	2161	2119	2025	1.130	1.017	1.072	0.851	0.806	0.240	0.614	1796	17612
51028.29		8103	6450	5874	2227	2184	2086	1.128	1.021	1.077	0.853	0.809	0.251	0.635	1877	18406
51028.30		8103	6690	6093	2301	2256	2154	1.127	1.026	1.082	0.853	0.808	0.263	0.658	1961	19230
51028.31		8109	6850	6239	2359	2313	2209	1.126	1.026	1.082	0.860	0.814	0.276	0.672	2036	19965
51028.32		8115	7050	6421	2422	2375	2268	1.126	1.028	1.085	0.852	0.808	0.282	0.693	2077	20367

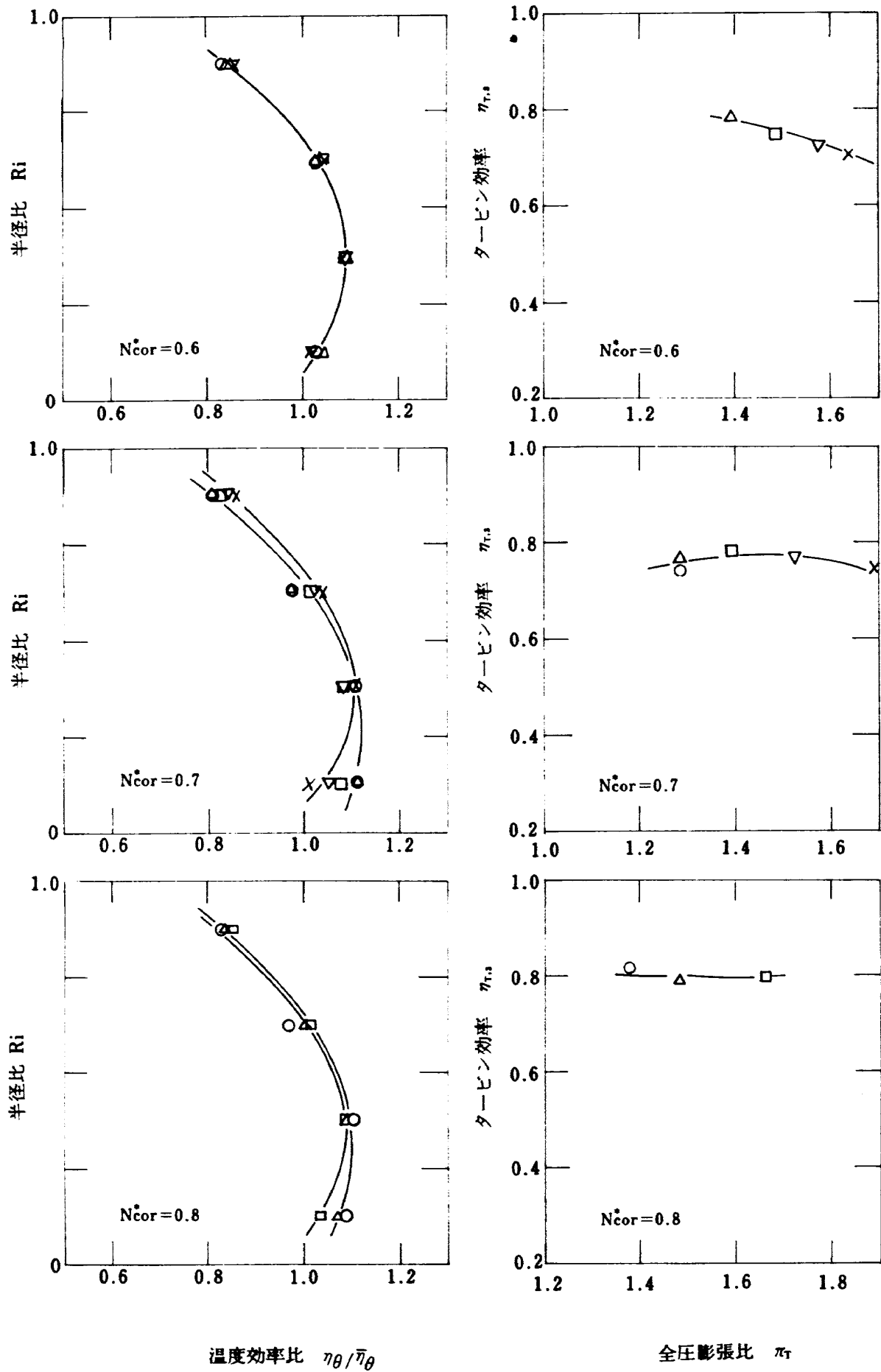


図 22 - (1) タービン効率のスパン方向分布

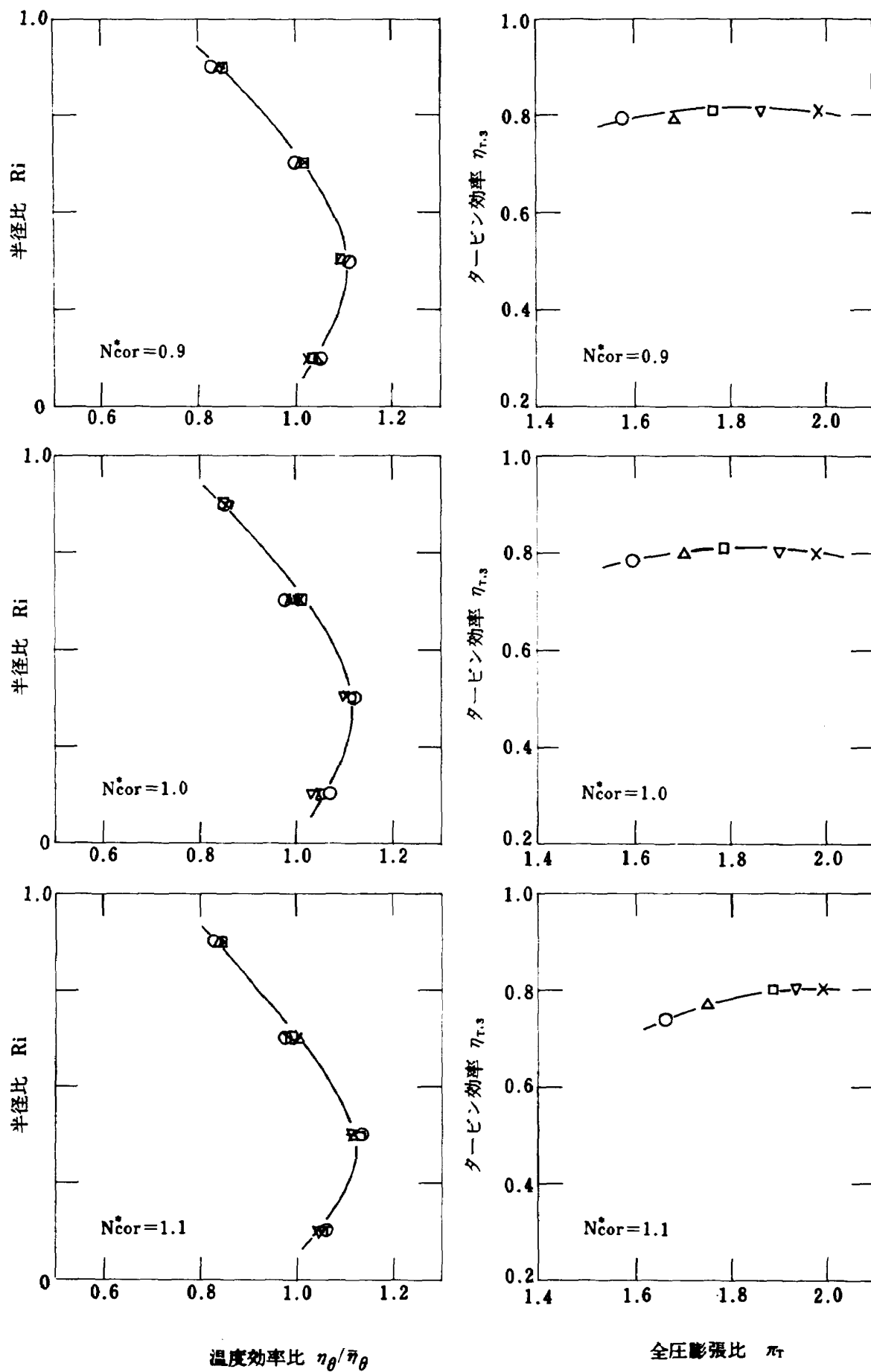


図 22 - (2) タービン効率のスパン方向分布

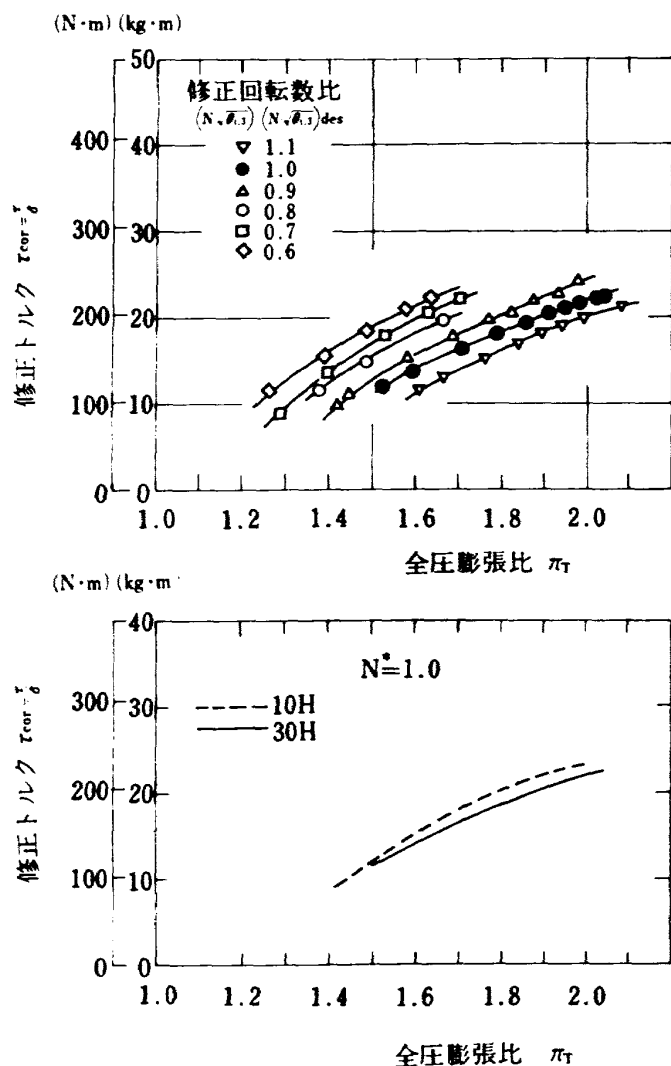


図23 トルク特性

ビン (HT-10H) との試験結果比較では、全圧膨張比の大きい領域で、本実験のフィルム冷却タービンのトルクは僅かに低下している。

### 5.6 動翼相対流入角度によるタービン効率変化

図24にタービン効率 (動翼入口断面状態基準) の動翼相対流入角に対する変化を示す。

なおタービン効率は、(10)式により、レイノルズ数  $Re_B = 2 \times 10^5$  に補正した。また、動翼相対流入角度は、空力試験によって得た静翼流出角度の実験値<sup>(5)</sup>を用いて算出した。

### 5.7 翼の冷却性能

(1) 静翼冷却特性 図25(1)~(6)に、静翼無次元温度 (冷却効率) の、レイノルズ数  $Re_N$  および温度比  $\bar{T}_{t,3} / T_{CN,1}$  の影響を示す。いずれも無次元温度 0.45~0.7 と高い値を示している。なおレイノ

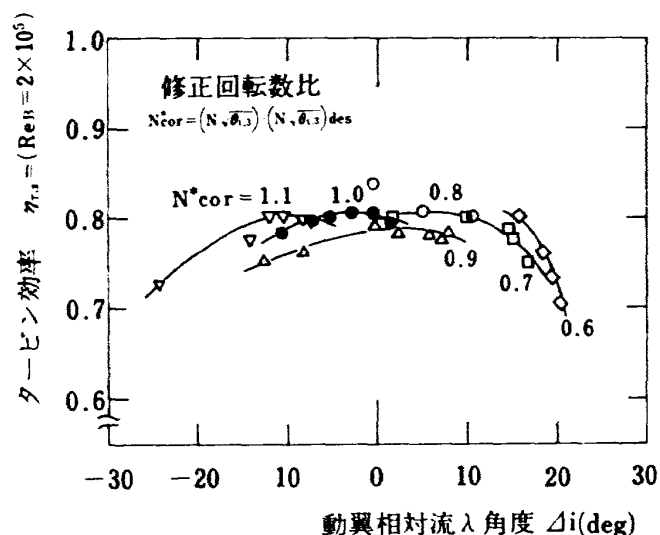


図24 タービン効率の動翼相対流入角度による影響 ( $Re_B = 2 \times 10^5$  への換算値)

ルズ数ならびに温度比の影響は顕著ではない。

(2) 動翼冷却特性 図26は動翼無次元温度 (冷却効率)  $\theta_B$  の、動翼レイノルズ数  $Re_B$  および、相対ガス温度と冷却空気温度の比  $T'_{t,4} / T_{CB,1}$  による変化を示す。

実験の範囲では、両者による影響は顕著ではなく、 $\theta_B = 0.25 \sim 0.35$  を得た。 $\theta_B$  の算出にあたっては、動翼相対ガス温度  $T'_{t,4}$  の、スパン方向温度分布の影響を考慮した局所値を用いた。

## 6. 結 論

ターボファンエンジン FJR710 の第2次試作エンジン FJR710/20 用に開発した高圧タービン初段の供試タービン HT-30H (タービン入口温度 1,453 K (1,180℃)) を、燃焼器と共に高温タービン試験機として組み、高温タービン試験装置を用いて、非燃焼空気による空力性能試験ならびに燃焼ガスを作動流体として、タービン翼の冷却性能試験を行った。その結果

(1) 非燃焼空気による空力性能試験の結果、設計点を含む広い作動範囲にわたり、回転数および膨張比に対する効率特性、流量特性、ならびにトルク特性等を明らかにした。設計点 (回転数, 膨張比) に於ける、タービン断熱効率および最高効率は、静翼入口状態量基準の基本効率で、84.6%および86.1%, 冷却空気等の二次流を作動空気の一部とした動

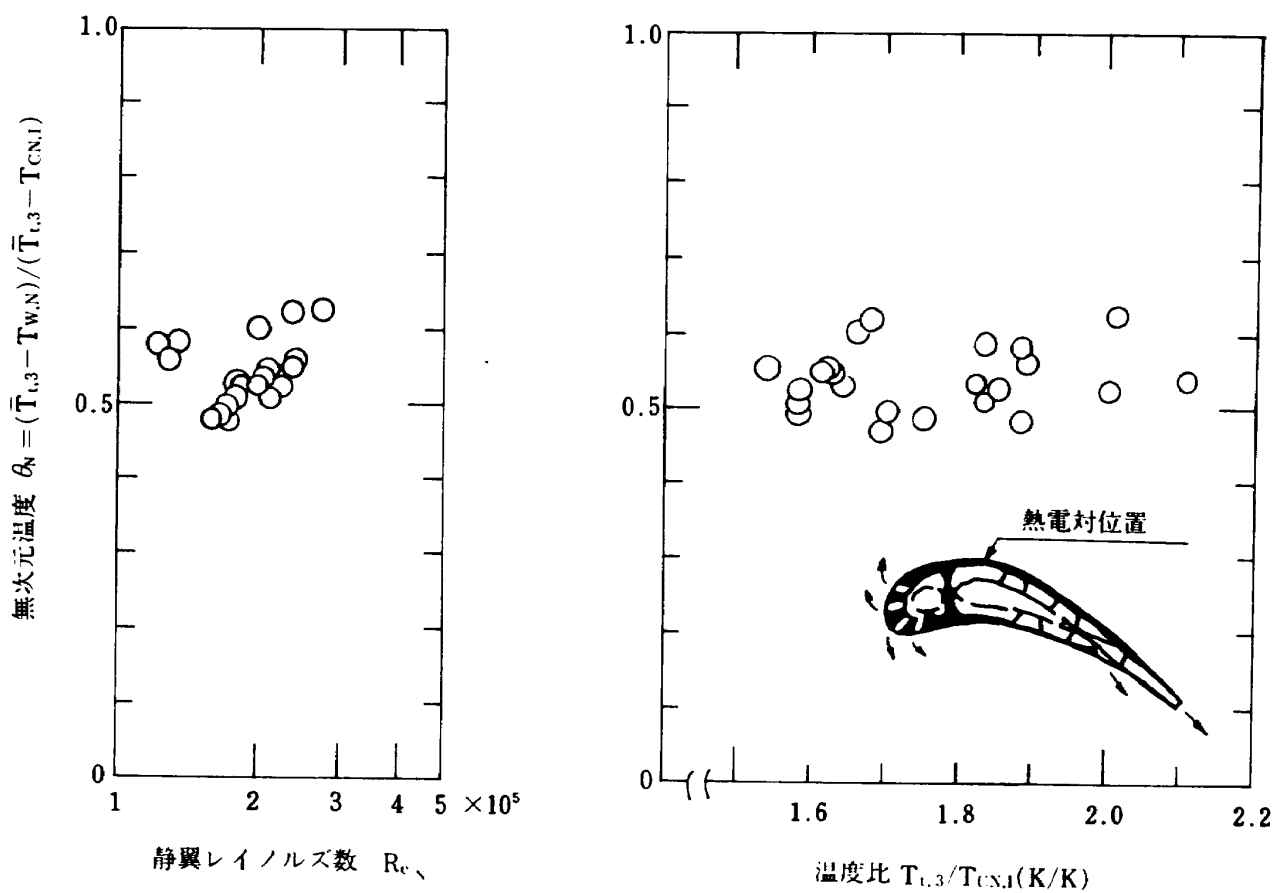


図 25 (1) 静翼冷却特性 (No. 1 翼: 50% スパン)

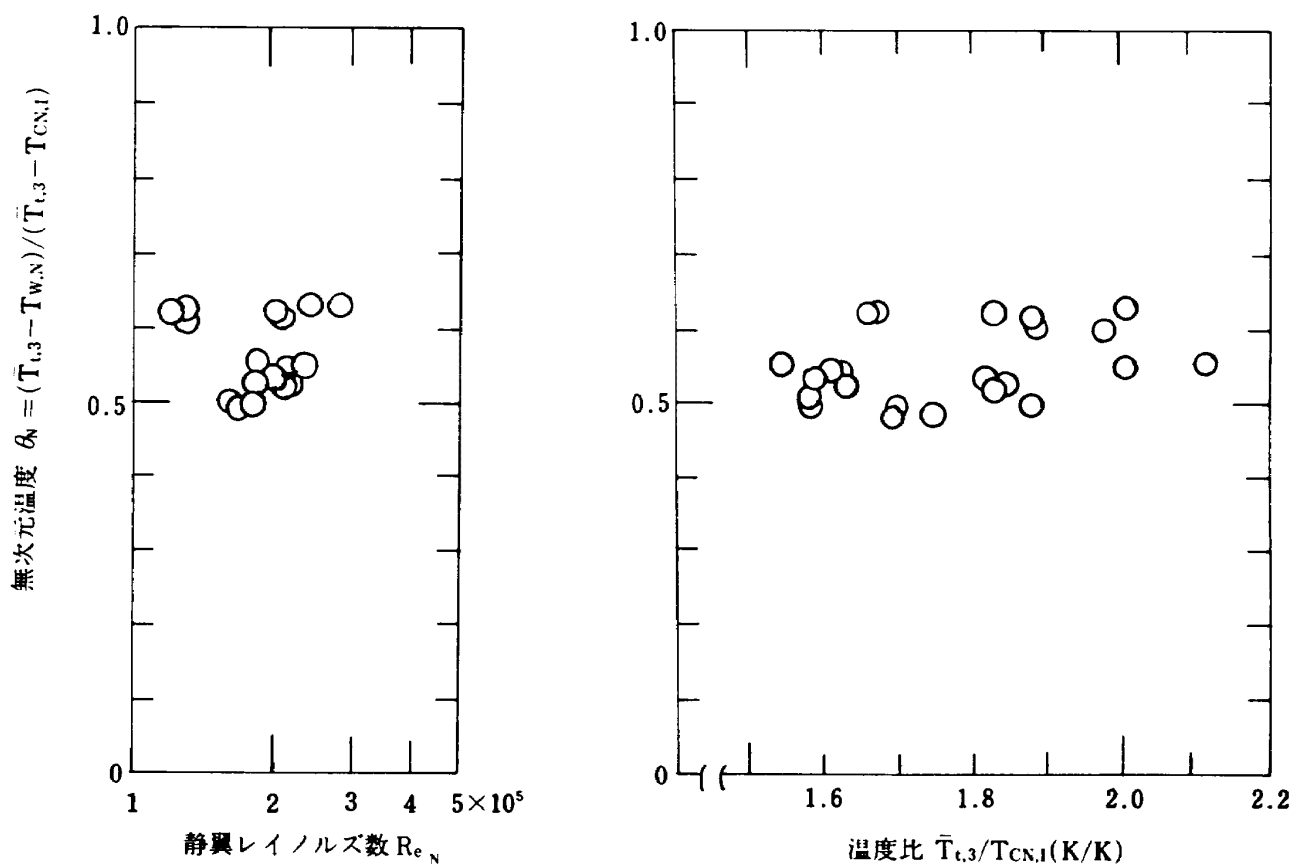


図 25 (2) 静翼冷却特性 (No. 2 翼: 60% スパン)

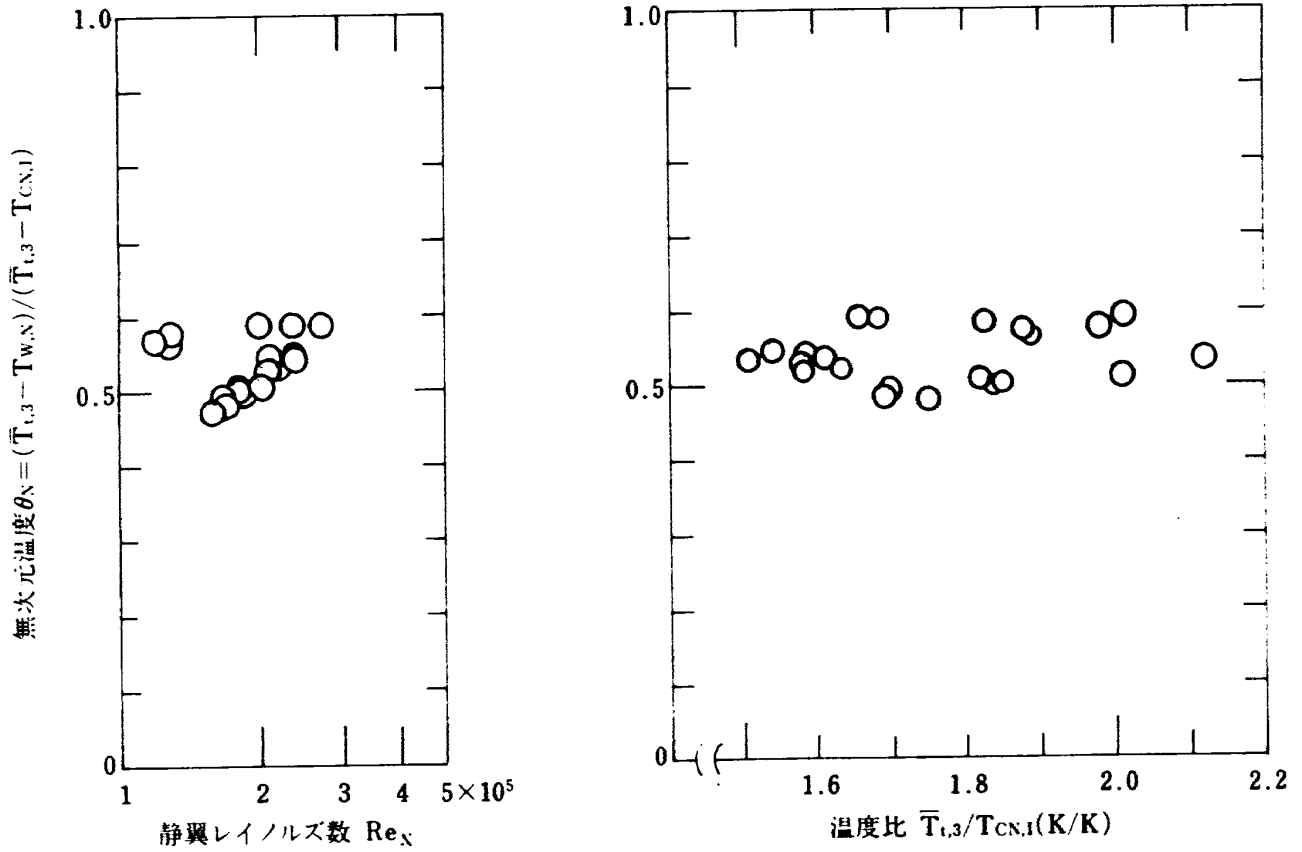


図 25 (3) 静翼冷却特性 (No. 3 翼: 50% スパン)

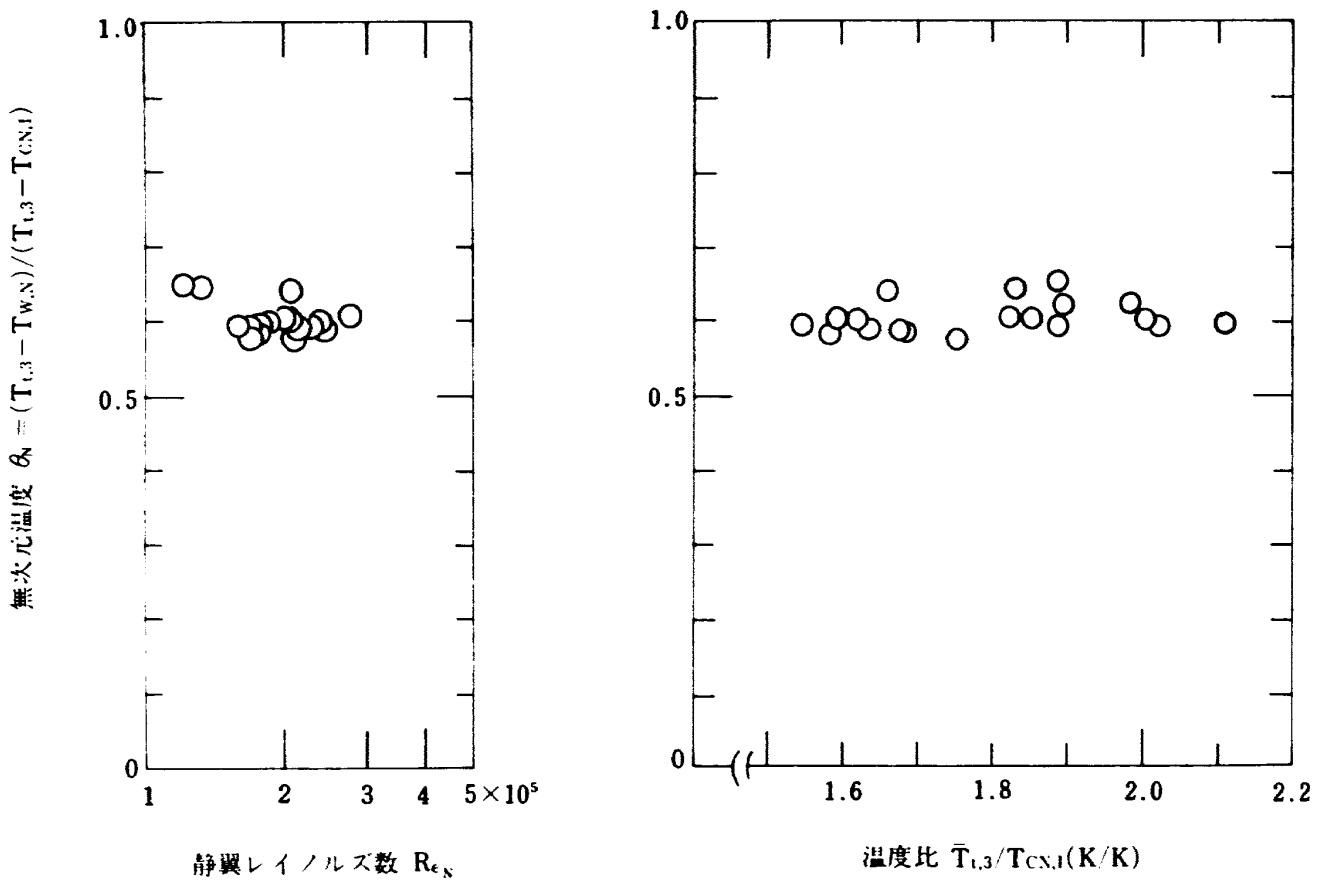


図 25 (4) 静翼冷却特性 (No. 6 翼: 50% スパン)



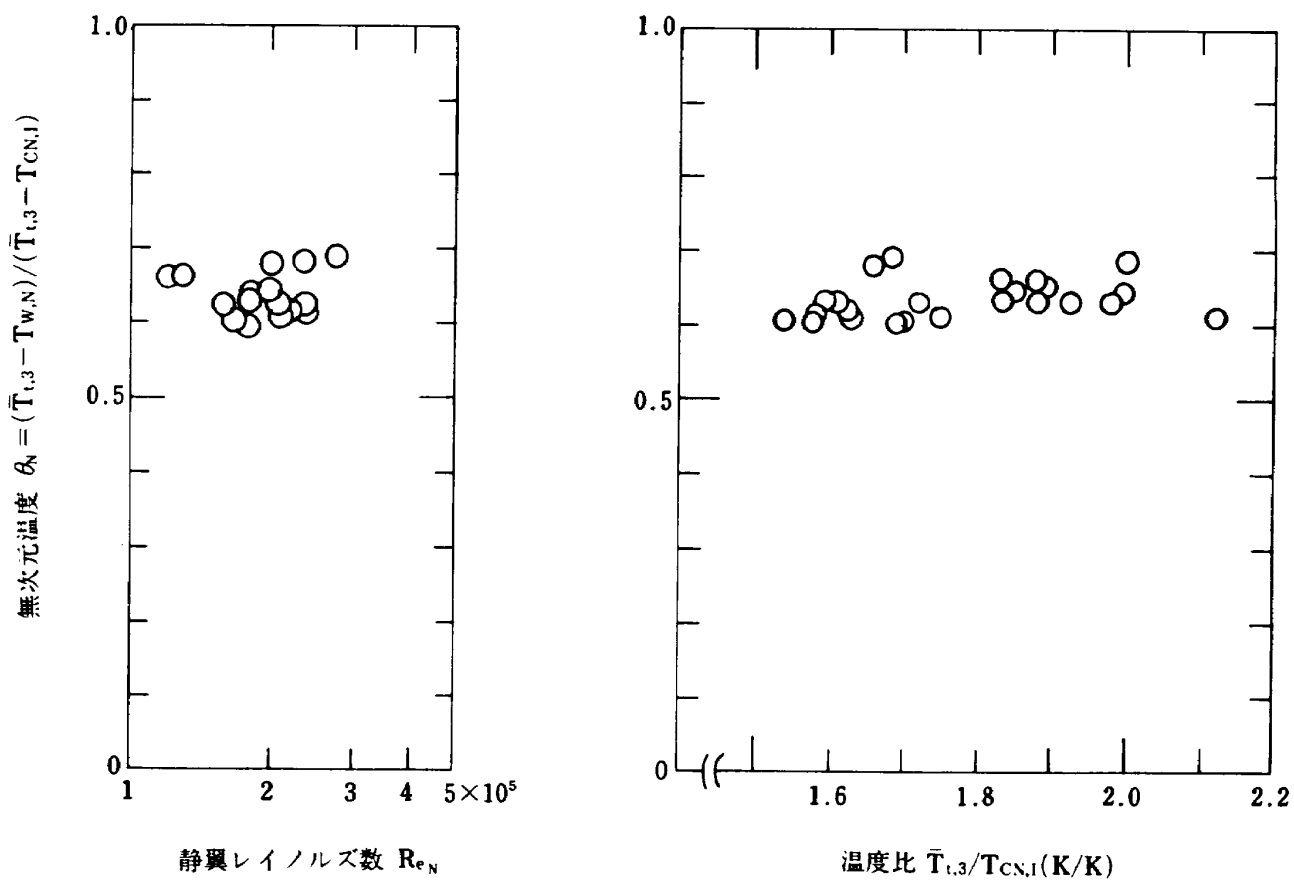


図 25 (5) 静翼冷却特性 (No. 7 翼: 60% スパン)

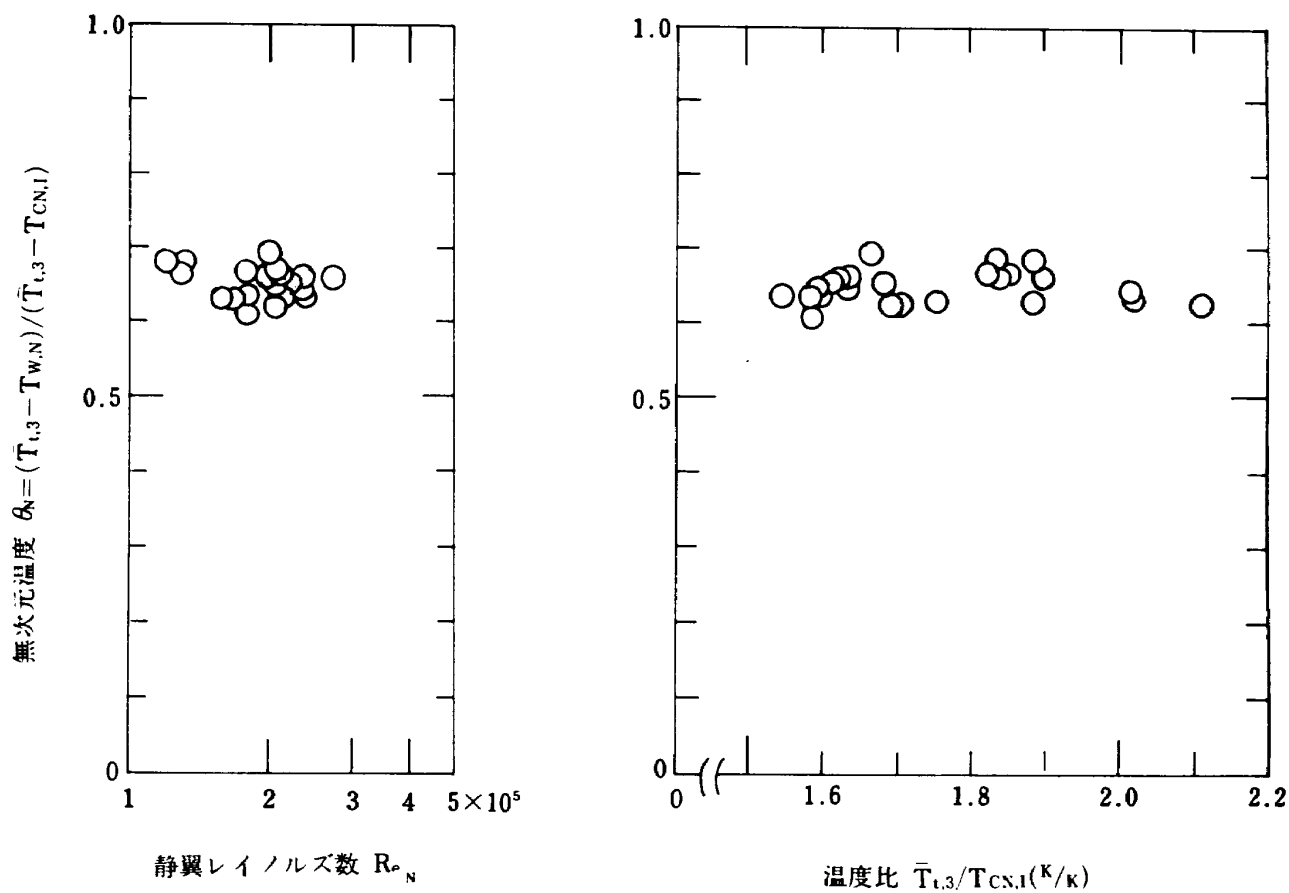


図 25 (6) 静翼冷却特性 (No. 8 翼: 50% スパン)

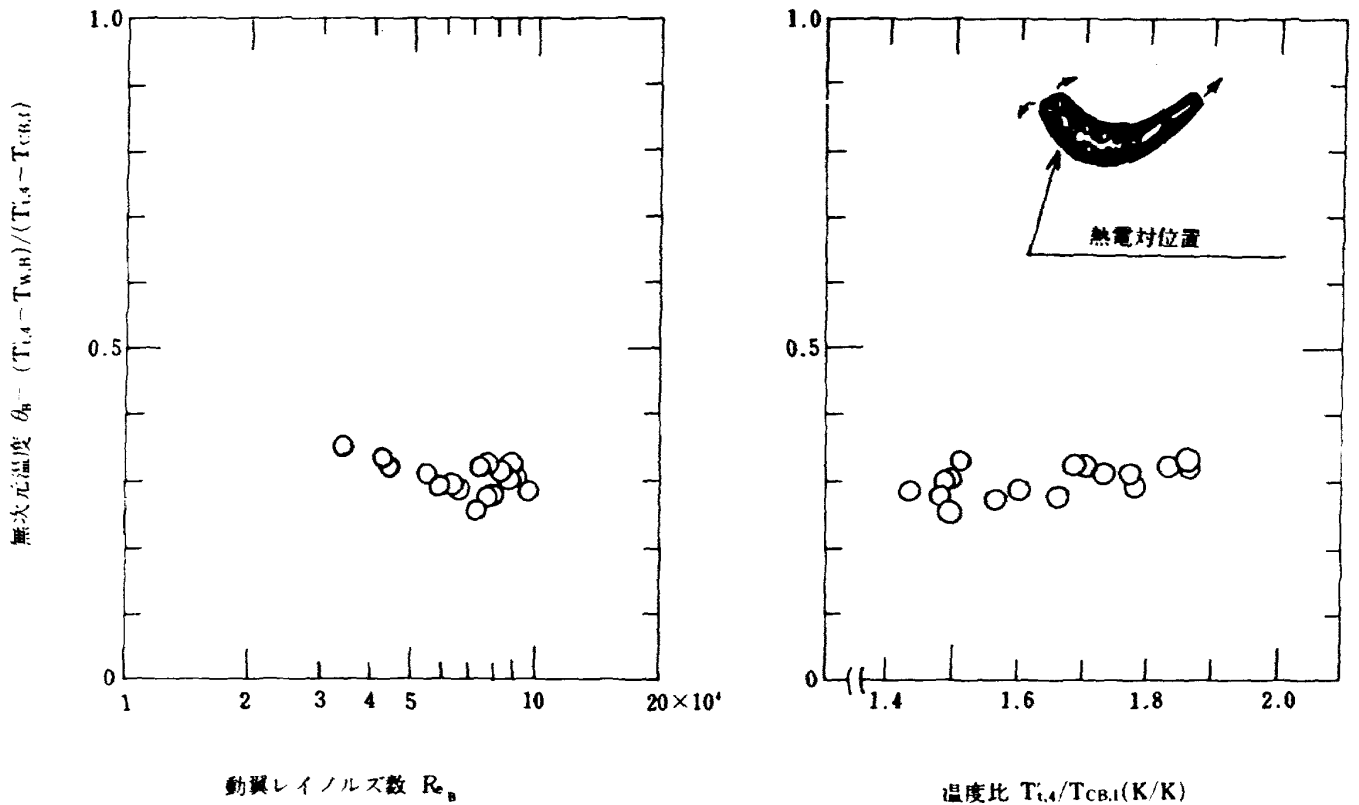


図 26 動翼冷却特性 (翼根部より 33% スパン)

翼入口状態量基準で、80.2%および81.6%であった。

(2) 温度効率の半径 (翼スパン) 方向分布から、流路外周部近傍における効率の低下が特に著しいことがわかった。

(3) 翼の冷却性能試験では、タービン入口温度、冷却空気温度、タービン回転数、膨張比について、広い作動範囲で実験を行った。その結果、静翼の無次元温度  $\theta_N = 0.45 \sim 0.7$ 、動翼の無次元温度  $0.25 \sim 0.35$  を得た。

(4) 燃焼ガスを用いた高温試験により、冷却タービン翼を含む高温部材に、特に異状は認められなかった。

## 7. あとがき

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り、関係各位の御支援に感謝します。

試験機の設計、製作ならびに実験に当っては、石川島播磨重工業株式会社航空宇宙事業本部、タービン静翼ならびに動翼の精密鑄造に当たっては、小松ハ

ウメット株式会社の関係各位の多大な御協力を得たことを付記して謝意を表します。

本研究を行うに当たって、当所松木正勝科学研究官、鳥崎忠雄原動機部長の指導、援助をいただいた。さらに実験を行うに当たっては、原動機部西尾健二制御研究室長はじめ、同研究室の諸氏、小倉五郎氏はじめ空気源室の諸氏、またタービン出口温度の等温線分布の作成に当たっては、計算センター磯部俊夫主任研究官の協力をいただいた。付記して謝意を表します。

## 文 献

- (1) 能瀬弘幸, 高原北雄ほか: 高圧タービンの研究開発(I)供試タービンHT-10Hの空力性能試験, 航技研資料 NAL TM-484(1983年3月)
- (2) 高原北雄, 三村富嗣雄ほか: 高圧タービンの研究開発(II)供試タービンHT-10Hの冷却性能試験, 航技研資料 NAL TM-485(1983年3月)
- (3) 吉田豊明, 井上重雄ほか: 高圧タービンの研究開発(III)供試タービンHT-20Hの空力性能および翼冷却性能試験, 航技研資料 NAL TM-486(1983年3月)

- (4) 航技研原動機部；高温タービン試験設備およびその計測装置，航技研報告 NAL TR-282 (1976年6月)
- (5) 山本孝正，高原北雄ほか：二段空冷軸流タービン (HT-10C) の空力性能試験，航技研資料 NAL TM-291 (1976年2月)
- (6) 松木正勝，鳥崎忠雄：ガスタービン翼車を低温に保つ方法，特許 S-41-17402 (日本)，3318573 (米国)
- (7) 高原北雄，吉田豊明 ほか：空冷タービン翼の構造，特許 857001
- (8) 坂田公夫，鈴木邦雄，ほか：高温タービン試験設備の予熱燃焼器，航技研報告 NAL TR-500
- (9) 松木正勝，鳥崎忠雄ほか：自動計測のため力平衡型圧力変換器の試作研究，航技研報告 NAL TR-382 (1974年8月)

---

## 航空宇宙技術研究所資料 487 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

---

Printed in Japan