

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-486

高压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

吉 田 豊 明 ・ 井 上 重 雄 ・ 三 村 富嗣雄
臼 井 弘 ・ 山 本 孝 正 ・ 高 原 北 雄
坂 田 公 夫 ・ 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HT-20H の仕様	2
2.3 翼の冷却構造と冷却空気の流れ	4
2.4 高温タービン試験装置	8
3. 試験方法	11
4. 計算式	11
5. 実験結果および考察	12
5.1 温度および圧力分布	12
5.2 流量特性	12
5.3 タービン効率	15
5.4 タービン効率のスパン方向分布	15
5.5 トルク特性	16
5.6 圧力損失率	17
5.7 翼の冷却性能	18
6. 結 論	19
7. あとがき	20
参考文献	20

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*

吉 田 豊 明** 井 上 重 雄** 三 村 富嗣雄**
 臼 井 弘** 山 本 孝 正** 高 原 北 雄**
 坂 田 公 夫** 能 瀬 弘 幸**

概 要

ターボファンエンジン(FJR-710)のタービン入口温度の高温化を図るために、高圧タービン初段静翼にフィルム冷却構造を適用した供試タービン(HT-20H)を製作した。これを高温タービン試験機に組み込んで、非燃焼空気ならびに燃焼ガスを作動流体として、空力性能試験ならびに翼冷却性能試験を行った。本報はこれらの試験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よる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
c_p	: 定圧比熱	$KJ/(kg \cdot K)$
d	: 直径	mm
G	: 質量流量	kg/s
H	: 単位時間当たりのエンタルピー	kJ/s
L	: 動力計吸収動力	kW
M	: マッハ数	
N	: タービン回転数	rpm
P	: 圧力	Pa , 又は kPa
p	: ピッチ	mm
P_r	: プラントル数	
R^i	: 半径比 (i 番目流線の無次元スパン位置)	
R	: 温度回復係数	
R_e	: レイノルズ数	
r	: 半径	mm
T	: 温度	K
v	: 主流速度	m/s

Y_C, Y_{CN} : 主燃焼器および静翼冷却空気の全圧損失係数

(ギリシャ文字)

α	: 流量係数
β	: オリフィス開口比または冷却空気流量比
δ	: 無次元圧力 (P/P_0)
ϵ	: 空気の膨張補正係数
η	: タービン効率
η_m	: 機械効率
θ	: 無次元温度
κ	: 比熱比
μ	: 粘性係数 $Pa \cdot s$ 又は $kg/(m \cdot s)$
π_T	: 全圧膨張比
ρ	: 密度 kg/m^3
τ	: トルク $N \cdot m$ 又は $kgf \cdot m$
$\bar{\omega}$: 翼素全圧損失係数

(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)

* 昭和57年11月16日

** 原動機部

- B : 動翼
 C : 冷却空気
 CB : 動翼冷却空気
 CN : 静翼冷却空気
 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
 m : 測定値
 N : 静翼
 or : オリフィス
 r : 主燃焼器最大断面位置
 T : 全圧膨張比に対する値
 t : total 又は翼先端部
 w : 壁面
 θ : 局所値

(上つき添字)

()' : 動翼に対する相対値

() : 流路断面平均値

1 まえがき

ターボファンエンジンFJR710の第1次試作エンジン(FJR710/10)は、タービン入口温度1353K(1080℃)として計画し、高圧タービン初段の要素試験のため、供試タービンHT-10Hを製作した。

供試タービンHT-10Hの静翼は、精密鋳造により製作した中空翼(シェル)に板金製インサート冷却管を挿入した二重構造翼で、冷却空気がインサート冷却管から噴出してシェルの内面をインピンジ冷却した後、翼後縁の細孔から主流へ流出する内部対流冷却構造とした。また動翼には、スパン方向の細孔と、後縁部の翼弦方向の細孔とによる内部対流冷却方式を採用した精密鋳造翼を用いた。同供試タービンは、高温タービン試験装置を用いた空力性能試験⁽¹⁾ならびに冷却性能試験⁽²⁾を行い、所期の性能を確認した。これ等の結果を踏まえて、同エンジンの高性能化を図るため、タービン入口温度を70K高温化して1423K(1,150℃)とすることとなり、高圧タービン初段の要素試験用供試タービンHT-20Hを設計製作して、空力性能ならびに翼の冷却性能試験を行うこととした。

供試タービンHT-20Hにおいては、ガス温度の上昇と冷却翼への熱流束の増加に伴う翼材料内部の熱応力の増大に対処する必要が生じ、検討の結果、静翼前縁部等にフィルム冷却を適用することにした。

なお動翼については、ピンフィン冷却とフィルム冷却を併用した冷却構造⁽³⁾を有する先行型動翼を試験機HT-20Hに組み込んで試験を行った。

この試験では、フィルム冷却空気の影響を考慮したタービン空力性能を確認すると共に、対流冷却タービン(HT-10H)⁽¹⁾の実験結果との比較を行って、フィルム冷却等によるタービンの空力性能へ及ぼす影響についても検討を行った。さらに、静翼および動翼に埋め込んだ熱電対により、翼材温度の測定を行って、翼冷却効率の解析を行った。

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と、高圧タービン初段に相当する部分(供試タービン部)を組み込んである。試験機断面を図1に示す。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⁽⁴⁾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2に試験機の外観写真を示す。試験機の主要構成部品の概要は、第1報⁽¹⁾に示す通りである。

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(HT-10Hと同様)一定である。設計点における翼素全圧損失係数は、静翼で $\bar{w}_N = 0.102$ 、動翼で $\bar{w}_B = 0.280$ 、(但し、 $\bar{w}_N = (\bar{P}_{t,3} - \bar{P}_{t,4}) / (\bar{P}_{t,4} - P_{s,4})$ 、 $\bar{w}_B = (\bar{P}'_{t,4} - \bar{P}'_{t,5}) / (\bar{P}'_{t,5} - P_{s,5})$)、動翼先端すき間(計画値)は0.6mm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

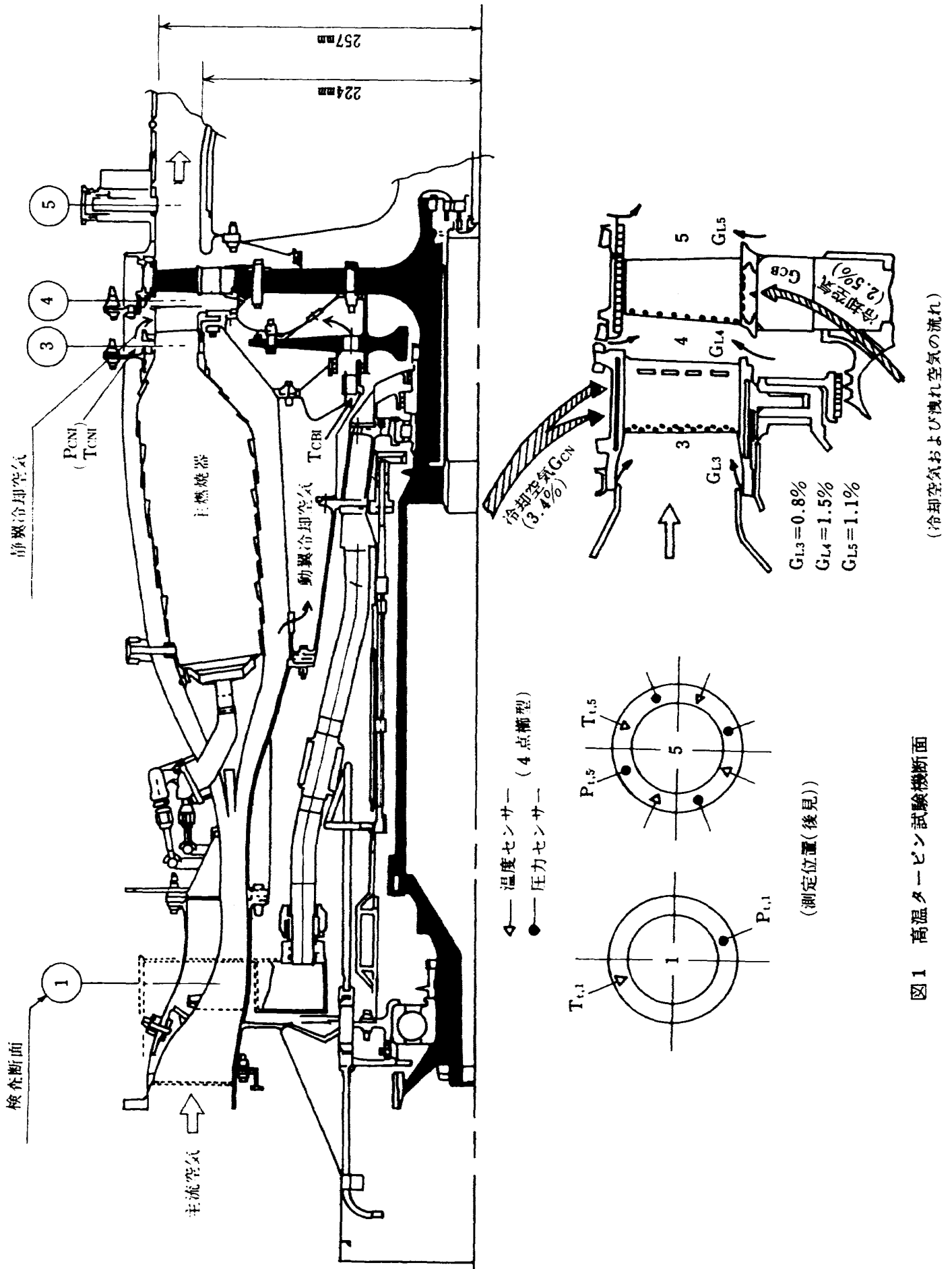


図1 高温タービン試験機断面

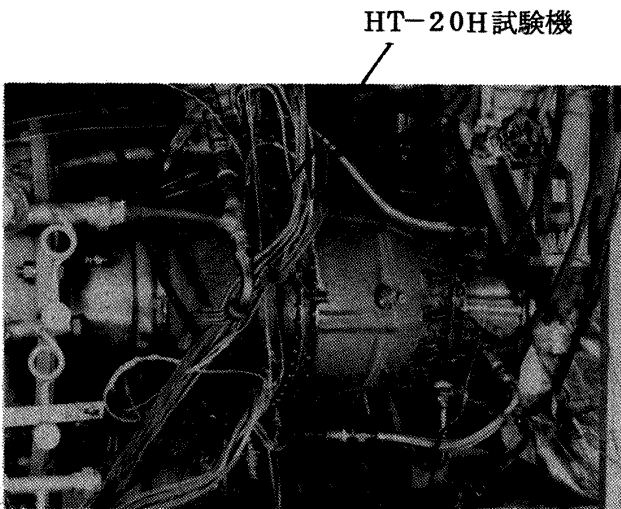


図2 試験機 (HT-20H) の外観写真 (装着時)

表1 タービン設計点要目
(標準状態)

入口主流温度	288.2 K
入口主流圧力	101.3 kPa
入口主流流量	3.23 kg/s
回転数	6,585 rpm
全圧膨張比	2.0
翼冷却空気流量割合	
静翼	3.4 %
動翼	2.5 %

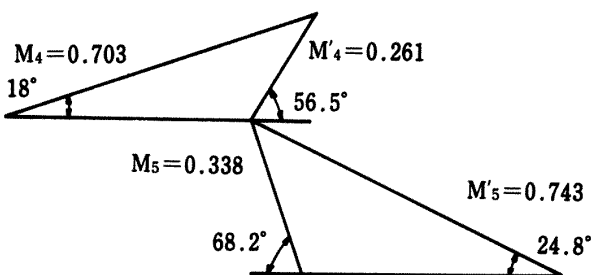


図3 タービン速度三角形 (設計点)

における速度三角形を示す。

(2) 翼形 図4に翼形断面の概要を示す。参考のためHT-10H翼の断面も示した。なお、翼形、翼配備とも、供試タービンHT-10Hと同一である。また翼形座標は文献(5)を参照されたい。翼と翼列の諸元を表2に示す。

(A) フィルム冷却タービン (HT-20H) (B) 対流冷却タービン (参考) (HT-10H)

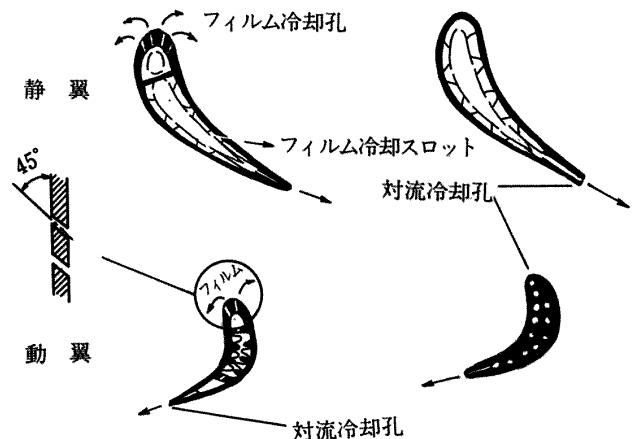


図4 翼形および翼配備 (平均径断面)

表2 翼列諸元 (平均径)

項目	静翼	動翼
翼枚数	66	114
直径 (mm)	485.0	485.0
翼弦長 (mm)	318.0	19.08
ピッチ (mm)	23.09	13.37
スロット巾 (mm)	7.37	5.57
ソリディティ	1.378	1.427
前縁厚さ (mm)	4.1	2.0
後縁厚さ (mm)	1.0	1.0
入口角 (deg)	9.75	34.75
喰違い角 (deg)	47.5	31.8

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、翼の両端には、流路内周および外周壁 (ケーシング) の一部を構成するフランジを有している。翼前縁部冷却空気は、シェル内面をインピンジ冷却した後、翼前縁フィルム冷却孔 (4列) より主流へ流出する。また後半部冷却空気は、シェル内面をインピンジ冷却した後、腹側のフィルム冷却孔と後縁の対流冷却孔とから主流へ流出する。

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し、各静翼セグメントのフランジ部の継ぎ

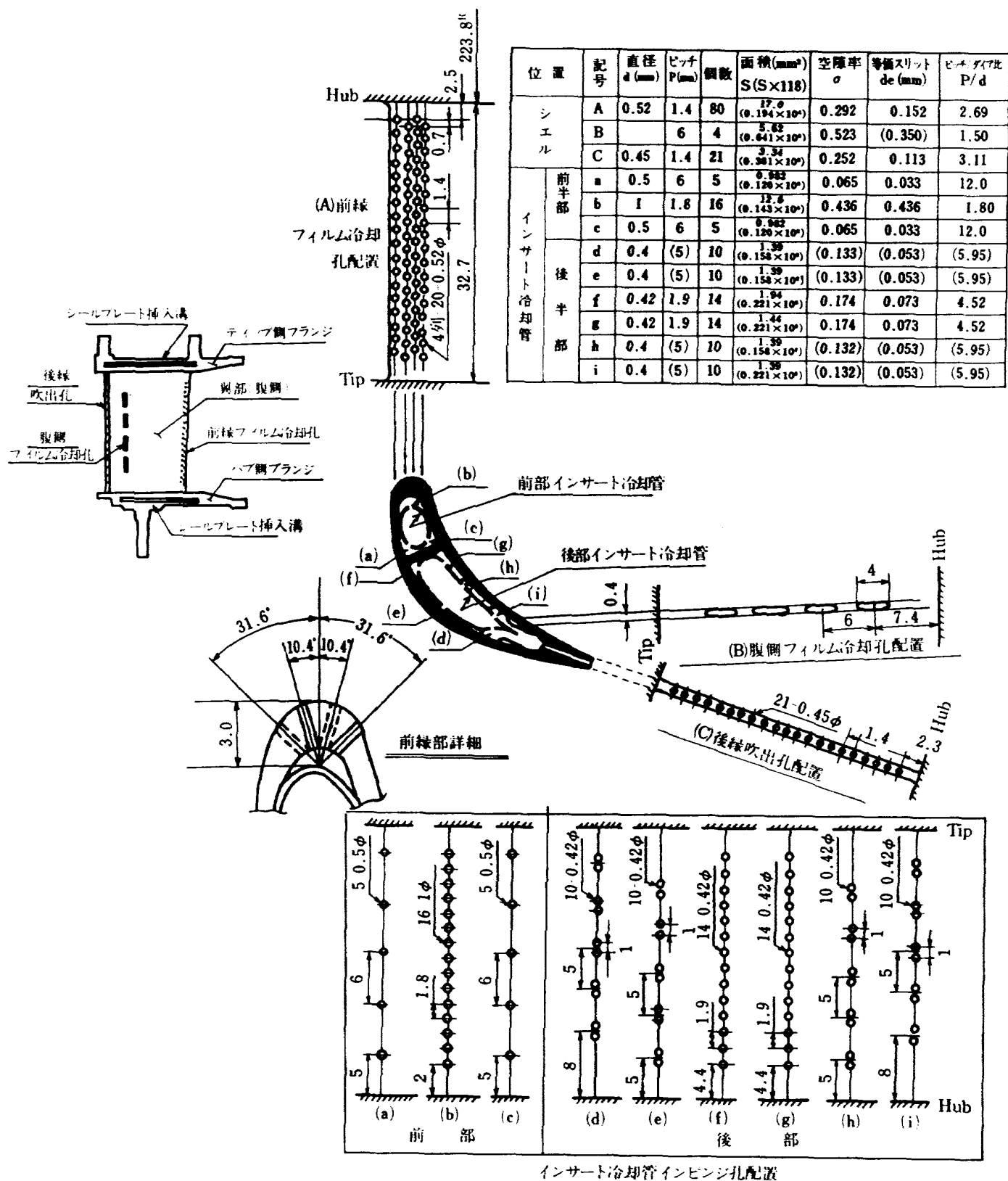


図5 静翼の冷却構造

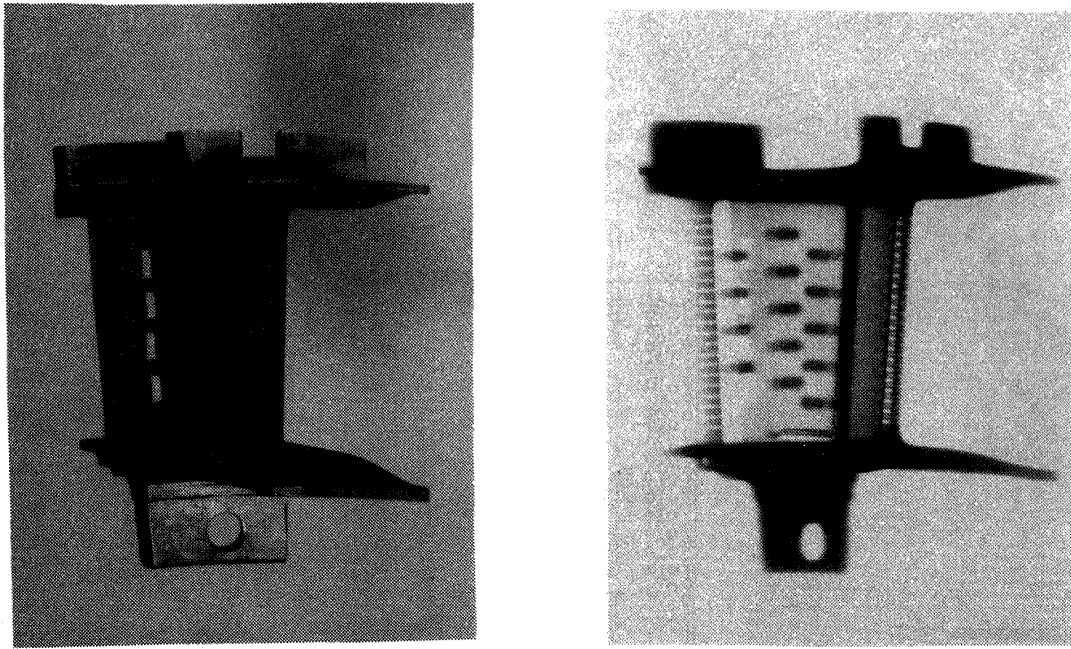


図6 静翼セグメントおよびX線写真

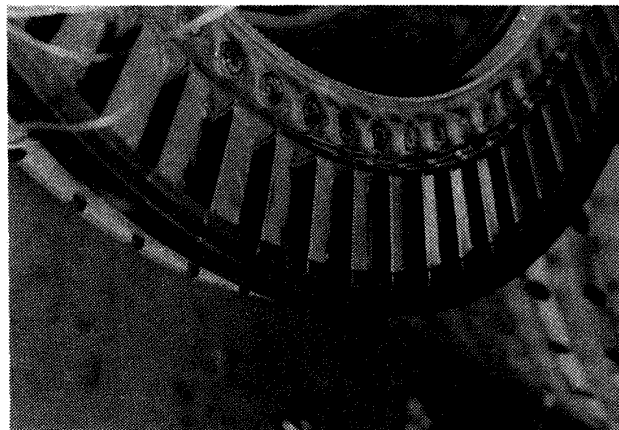


図7 静翼アセンブリ

目には、冷却空気と主流との間のシールのために薄板を挿入した。

静翼への冷却空気は、図1に示すように主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に静翼セグメントおよびX線写真、図7に静翼アセンブリを示す。

(2) 動翼 動翼は延長翼根部を有する構造⁽⁶⁾で、翼部は、中空構造の内面に多数のピンフィンを有し、前縁に2列のフィルム冷却空気吹出孔と、後縁に1列の冷却空気吹出孔を有する航技研特許⁽³⁾の冷却構造を採用したものを、先行試験として試験機に用いた。動翼冷却構造を図8に、タービンディス

ク周辺構造を図9に示す。

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し、その後ダ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。冷却空気は翼中央部でピンフィンによる対流冷却をした後、一部は翼部前縁内面をインピンジ冷却し、前縁フィルム冷却孔から翼外部へ流出する。他方は翼部後縁内面をインピンジ冷却し、後縁吹出孔より主流側へ流出する。なお、動翼前縁フィルム冷却孔は、冷却空気の翼外表面へ

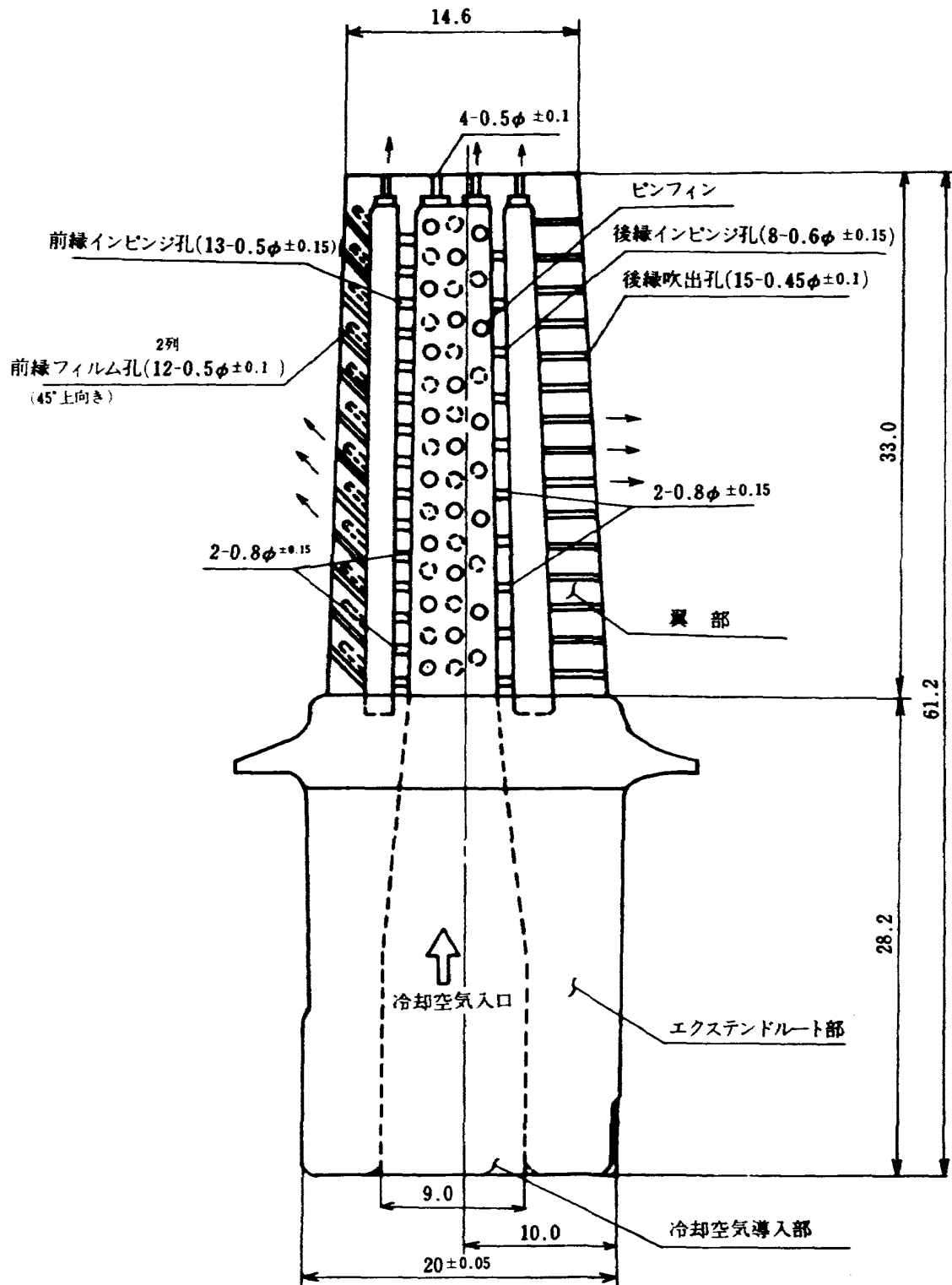


図8 動翼の冷却構造 (HT-20H) (単位: mm)

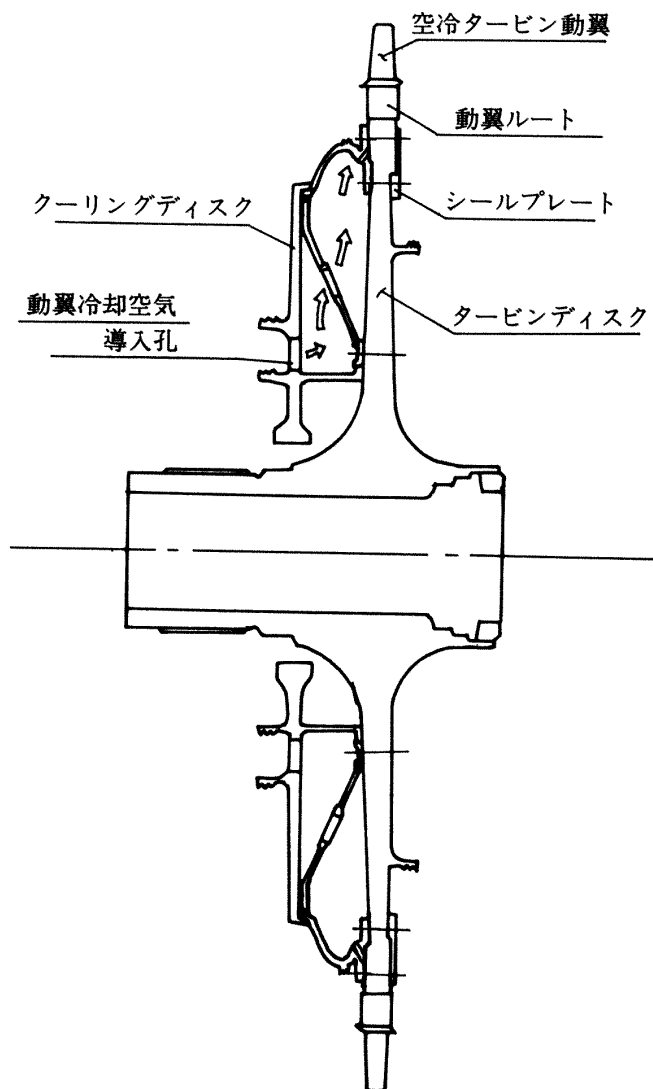


図9 タービンディスク周辺構造

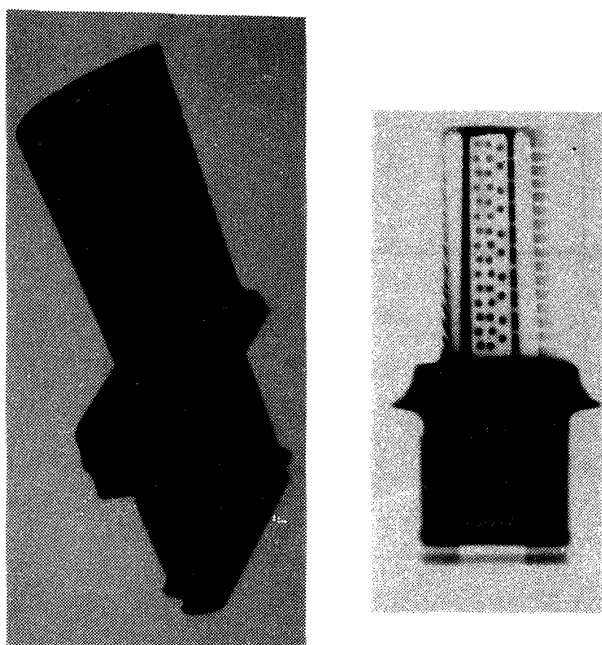


図10 動翼セグメントおよびX線写真

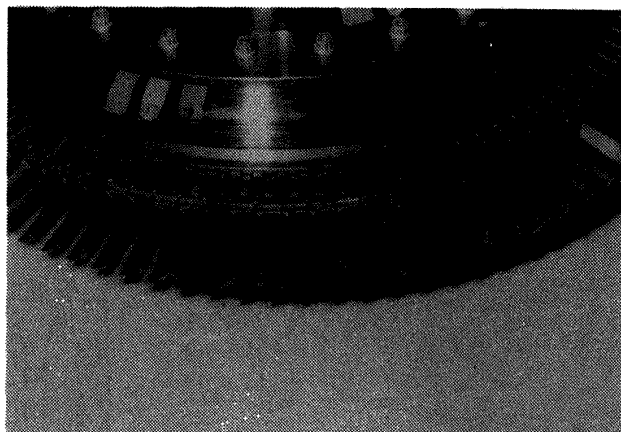


図11 タービン回転部アセンブリ

の良好な被覆と、対流冷却効果の増進等を考慮してスパン方向45度上向きにあげた。また動翼先端にスキューラは設けていない。図10, 11にそれぞれ動翼とそのX線写真およびタービン回転部アセンブリの写真を示す。

2.4 高温タービン試験装置⁽⁴⁾

(1) 主流系統 高温タービン試験装置の主流系統図を図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⁽⁷⁾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本の空気管が納めてあり、加熱試験の際は空気管は全閉とした。

(2) 動力計 タービン出力の吸収、トルクの計測、回転数の制御は、渦電流型電気動力計(ヒナン・フラウト社製、最大吸収動力3,700kW、最高回転数10,000rpm)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、実験条件のモニタリングとデータの採取を行った。

なおデータ解析には、一次処理プログラム(HTR T-20)およびバッジ処理用プログラム(HTOL-20)を用いた。

(4) 計測断面および計測方法 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HT-10Hの場合⁽¹⁾と同様で、次の通りである。

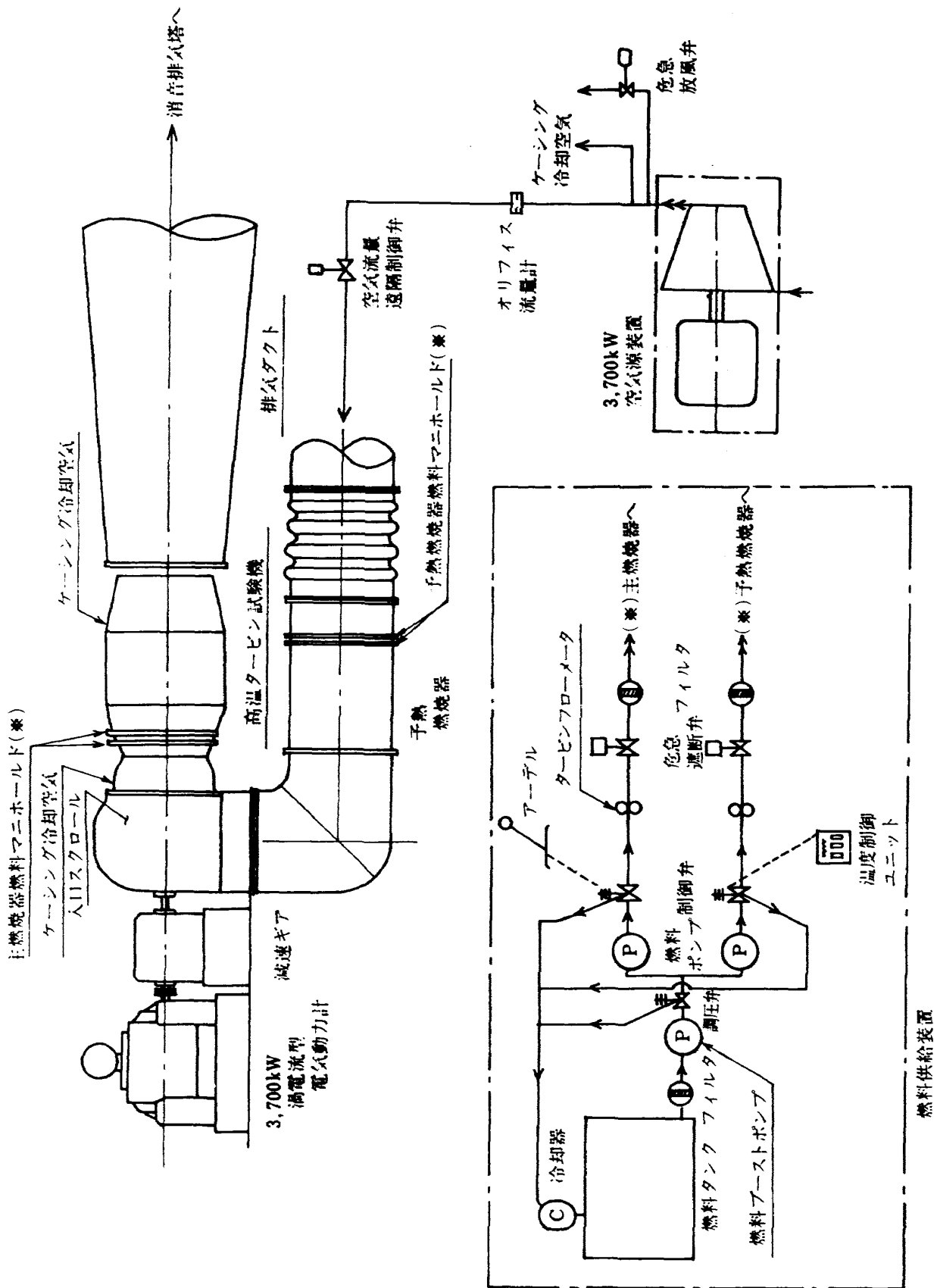


図12 高温タービン試験装置(主流系統図)

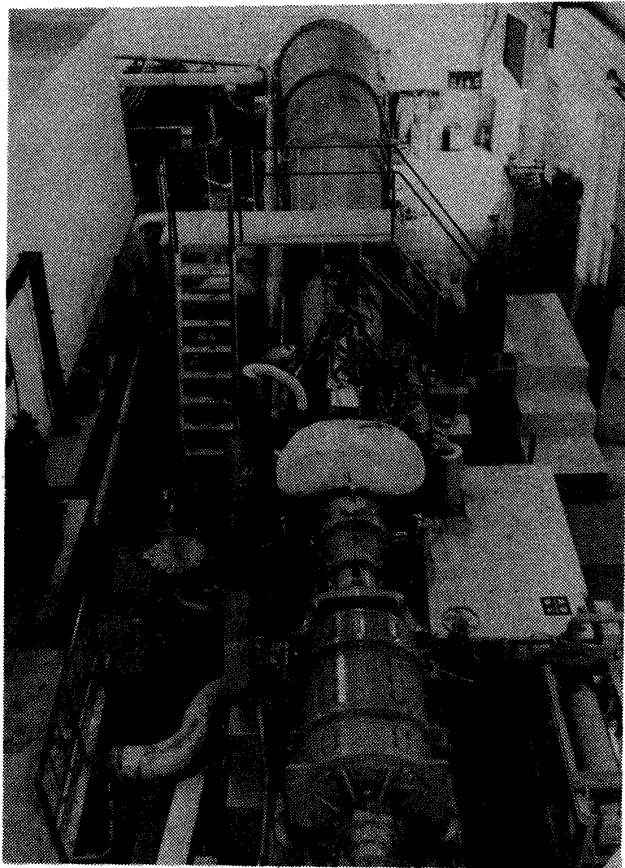


図13 高温タービン試験装置（写真）

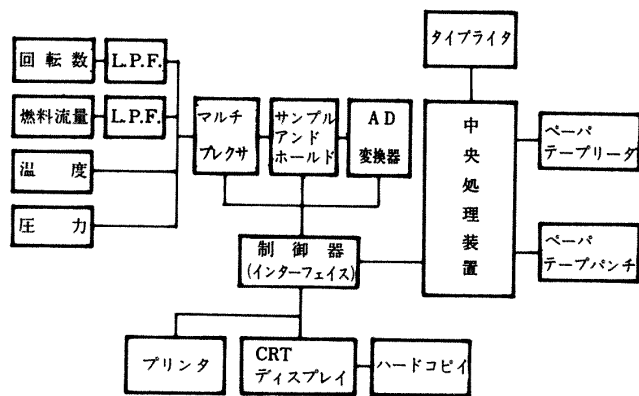
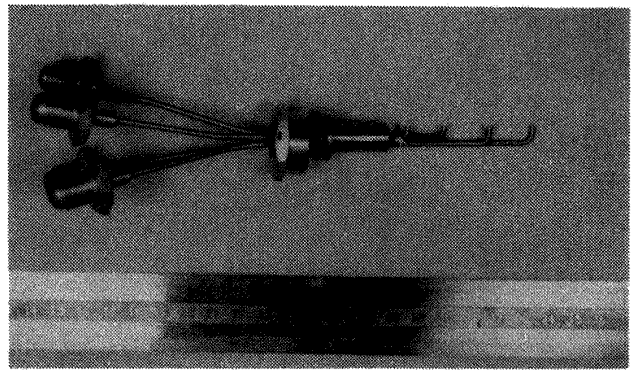


図14 データ処理装置系統図

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点楕型ピート管）
 計測断面⑤（供試タービン出口）：温度16点（4点楕型温度計4本），全圧16点（4点楕型ピート管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。主流の温度および圧力の計測には図15に示す、楕型温度計およびピート管を用いた。



a) 4点楕型全圧管

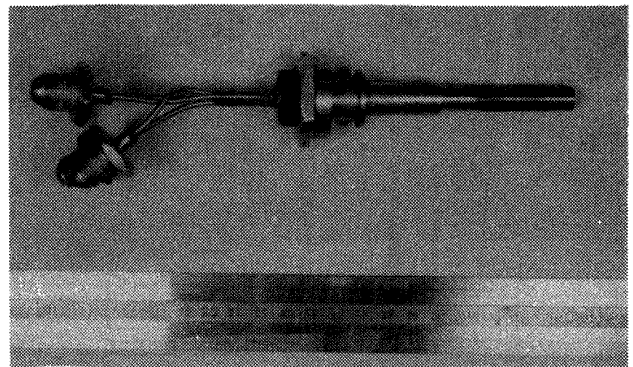
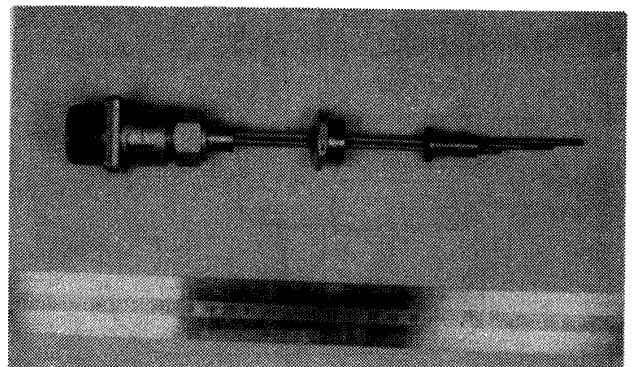
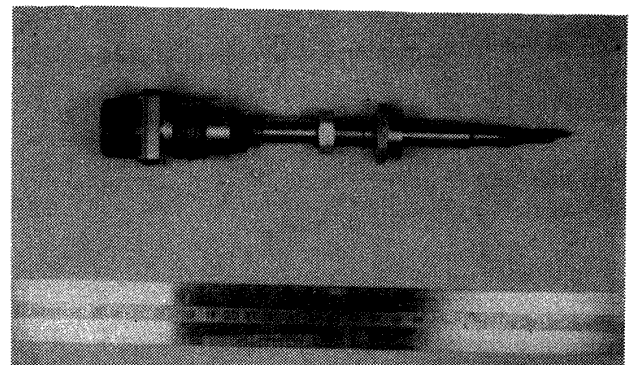
b) 4点楕型全圧管
（高温部用）c) 4点楕型熱電対温度計
（先端接地型）d) 4点楕型熱電対温度計
（先端露出型）

図15 楕型熱電対温度計およびピート管

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である。

静翼に供給する冷却空気入口での全圧、温度ならびに動翼に供給する冷却空気入口での温度はそれぞれ2点計測した。静翼および動翼翼面温度は、シースイクロメル/アルメル熱電対を翼面に沿って設けた溝にロー付けして計測した。

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ーを用いて計測した。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、レバー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⁽⁸⁾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25kg/s、圧力3.2ata)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た。燃焼ガスによる試験では、予熱燃焼器および主燃焼器により作動空気を加熱した。

なおタービン動、静翼の冷却空気等は、それぞれ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ている。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

(1) 主流空気流量: G オリフィス差圧 Δp_{or} 、空気の密度 ρ_{or} 、開口面積 A_{or} (=0.07525m²)、流量係数 α 、空気の膨張補正係数 ε を用いて、空気流量(G)は、

$$G = \alpha \varepsilon A_{or} \sqrt{2 \rho_{or} \Delta p_{or}}$$

なおオリフィス板の絞り開口比 β は0.300である。

(2) 主燃焼器の入口主流状態量 主流流路断面を環状に4等分割した面積中心4ヶ所で、圧力および温度を計測してそれぞれ算術平均した。なお温度計回復係数(Recovery Factor) R の影響は次式によって補正した。

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

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、 κ は比熱比で、乱流に対して $R = (P_r)^{1/3}$ とした。但し P_r は主流プラントル数である。

(3) 供試タービン出口の主流状態量 圧力、温度共に、円周位置4ヶ所に於て主流流路断面を環状に4等分割した面積中心4ヶ所(合計それぞれ16点)で計測し、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。

(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2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⁽¹⁾を参照されたい。

(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。

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

但し、 $\theta_{t,3} = \bar{T}_{t,3} / T_0$ 、 T_0 は標準大気温度(288.2K)、また des は、設計値を表わす。

(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 、および温度 $T_{t,4}$ を用いて、次式から算出した。

$$G_{3,cor} = G_3 \sqrt{\theta_{t,3}} / \delta_3$$

$$G_{4,cor} = G_4 \sqrt{\theta_{t,4}} / \delta_4$$

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(101.3kPa)。

(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/η_m), 全圧膨張比 π_T , ならびに静翼入口主流の, 単位時間当たりのエンタルピ H_3 ないしは動翼入口主流の, 単位時間当たりのエンタルピ H_4 を用いて次式から算出した。

$$\eta_{T,3} = (L/\eta_m)/H_3 \left\{ 1 - (1/\pi_T)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}$$

$$\eta_{T,4} = (L/\eta_m)/H_4 \left\{ 1 - (1/\pi_T)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}$$

但し比熱比 κ 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1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単位時間当たりの主流エンタルピ (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, $\eta_{T,4}$ は静翼入口から動翼入口までの流路で主流へ混入した2次流 (静翼冷却空気, $G_{CN} = 3.4\%$, 漏れ空気等) を含む主流の単位時間当たりのエンタルピ (H_4) を有効エンタルピとした効率である。

(8) 局所断熱温度効率: η_θ^i スパン位置 R^i に於ける局所断熱効率 η_θ^i は, 以下の式により求めた。

$$\eta_\theta^i = \Delta T_{t,3}^i / T_{t,3}^i \left\{ 1 - (1/\pi_T^i)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}$$

$$R^i = 2 \int_{r_h}^{r_t} r dr / (r_t^2 - r_h^2)$$

ここに $\Delta T_{t,1}^i$, $T_{t,3}^i$, π_T^i はそれぞれ第 i 番目流線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。

(9) 修正トルク: τ_{cor} 修正トルク τ_{cor} は, 次式によって算出した。

$$\tau_{cor} = \tau / \delta$$

ここで $\delta = P_{t,3}/P_0$, また τ はタービントルクである。

(10) 圧力損失率: Y_c , Y_{CN} 主燃焼器の圧力損失率 Y_c , 静翼冷却空気導入路の圧力損失率 Y_{CN} は次の定義による。

$$Y_c = (\bar{P}_1 - P_3) / \bar{P}_1$$

$$Y_{CN} = (\bar{P}_1 - P_{CN,I}) / \bar{P}_1$$

ここに \bar{P}_1 は燃焼器入口主流全圧の平均値, P_3 は主燃焼器の単独試験⁽⁹⁾より求めた燃焼器出口全圧, $P_{CN,I}$ は静翼冷却空気入口全圧である。

(11) 翼無次元温度: θ_N , θ_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。

$$\text{静翼翼面無次元温度: } \theta_N$$

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

$$\text{動翼翼面無次元温度: } \theta_B$$

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

ここで, $\bar{T}_{t,3}$, $\bar{T}_{t,4}'$ 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平均全温 (いずれもよどみ点温度), $T_{CN,I}$, $T_{CB,I}$ 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。

(12) レイノルズ数: R_{eN} , R_{eB} 静翼および動翼レイノルズ数 R_{eN} , R_{eB} は次式の定義によった。

$$R_{e,N} = \rho_4 v_4 C_N / \mu_4$$

$$R_{e,B} = \rho_5 v_5 C_B / \mu_5$$

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, ρ_4 , μ_4 は静翼出口, ρ_5 , μ_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。

5 実験結果および考察

5.1 温度および圧力分布

図16に測定断面に於ける主流ガス温度, および圧力のスパン方向分布の測定例を示す。試験条件は, タービン機械回転数 ($N = 13,618 \text{ rpm}$), 全圧膨張比 ($\pi_T = 2.010$), タービン入口主流全温 ($\bar{T}_{t,3} = 1265.9 \text{ K}$) である。タービン入口温度 $\bar{T}_{t,3}$, および圧力 $\bar{P}_{t,3}$ は, 前述したように他の断面に於ける測定値を基に計算によって求めた。主燃焼器には, 円周方向に16個の燃料噴射弁を配置しているが, こ

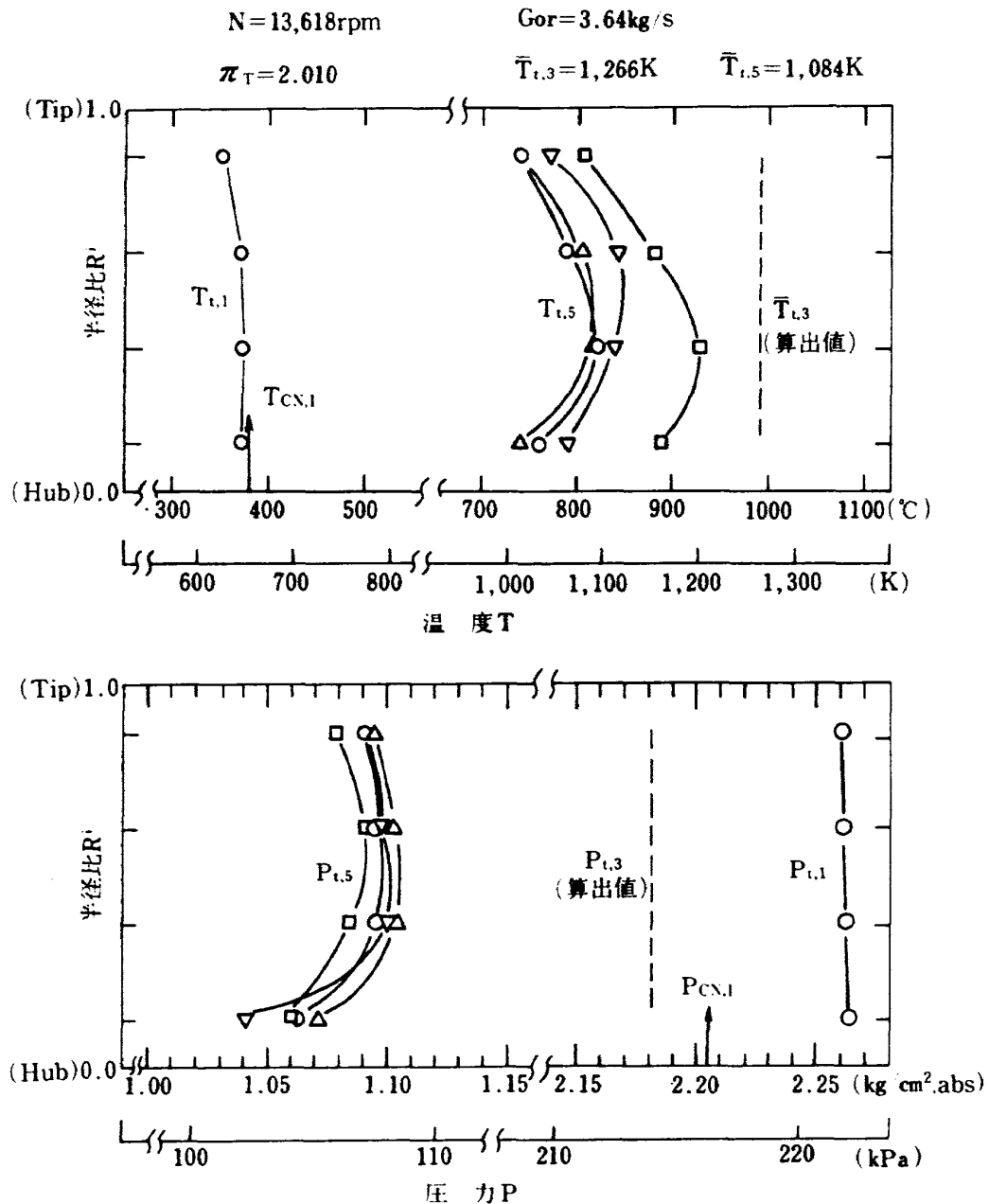


図16 主流空気温度圧力分布測定例

れ等の燃料流量特性ならびに噴射角特性に多少の不均一性があり、タービン出口主流全温 $T_{t,5}$ も、円周位置によりバラツキがある。同図には静翼冷却空気入口温度 ($T_{CN,I}$) と圧力 ($P_{CN,I}$) の測定値も示した。冷却空気温度は試験機入口主流ガス温度 (予熱燃焼器出口温度) とほぼ等しい。冷却空気圧力は計算によって求めたタービン入口全圧 ($\bar{P}_{t,3}$) よりやや高く、静翼前縁のフィルム冷却孔からも冷却空気が正常に流れているものと考えられる。

5.2 流量特性

非燃焼空気試験による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 0.7 から 1.1 の範囲にわたって図 17 に示す。同図には、比較のため供試タービン HT-10H の試験結果も示してある。

設計回転数および設計膨張比において、静翼入口断面に於ける修正流量 $G_{3,cor}$ は 3.31kg/s 、動翼入口断面に於ける修正流量 $G_{4,cor}$ は 3.49kg/s で、冷却空気等の 2 次流を考慮しない主流の計画修正流量と比べ、それぞれ 4.6%、および 1.1% 過大である。また供試タービン HT-10H と比べ、それぞれ 6.4%、および 6% 修正流量が減少した。その一因として、静翼からのフィルム冷却空気による主流流

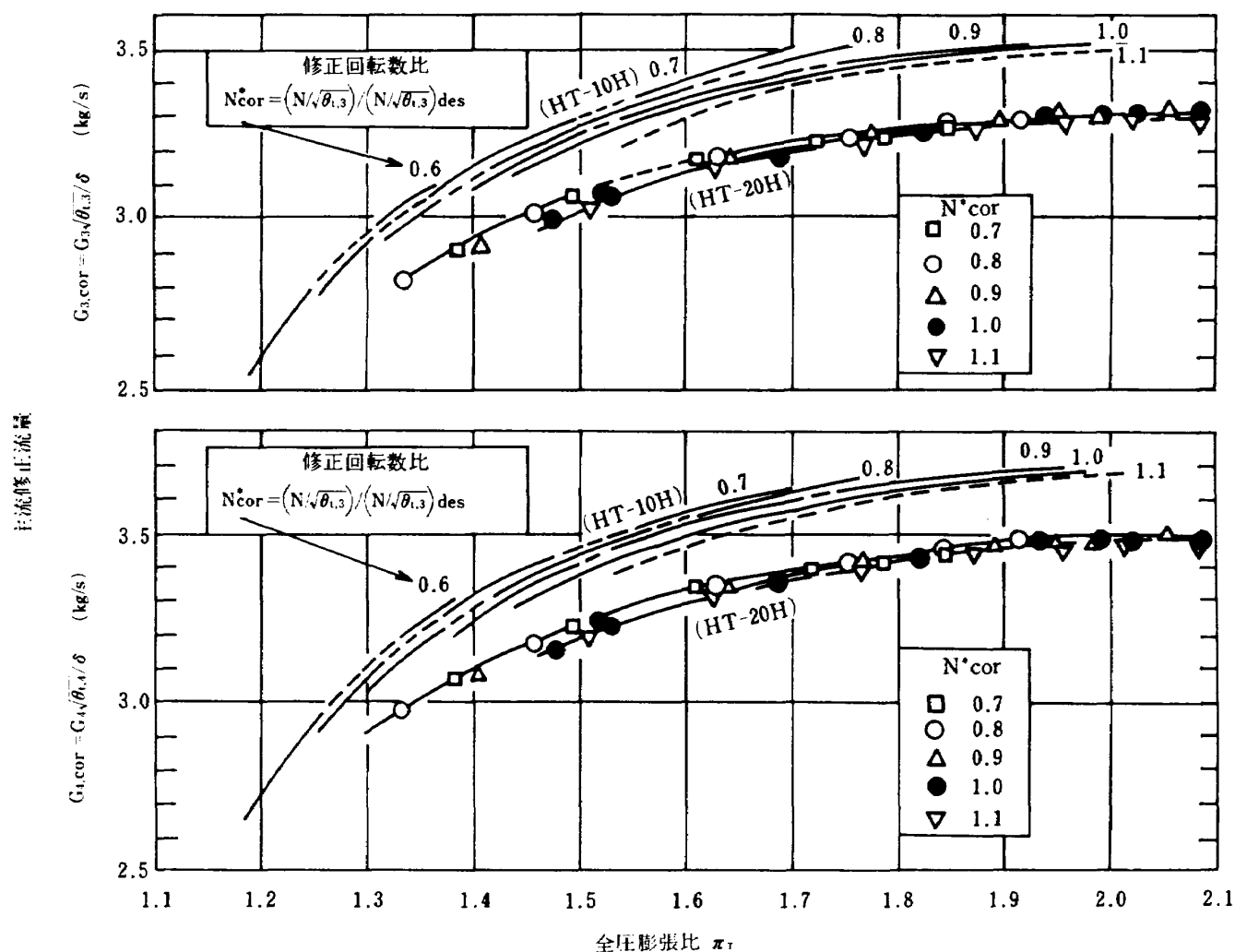


図17 主流流量特性（非燃焼試験）

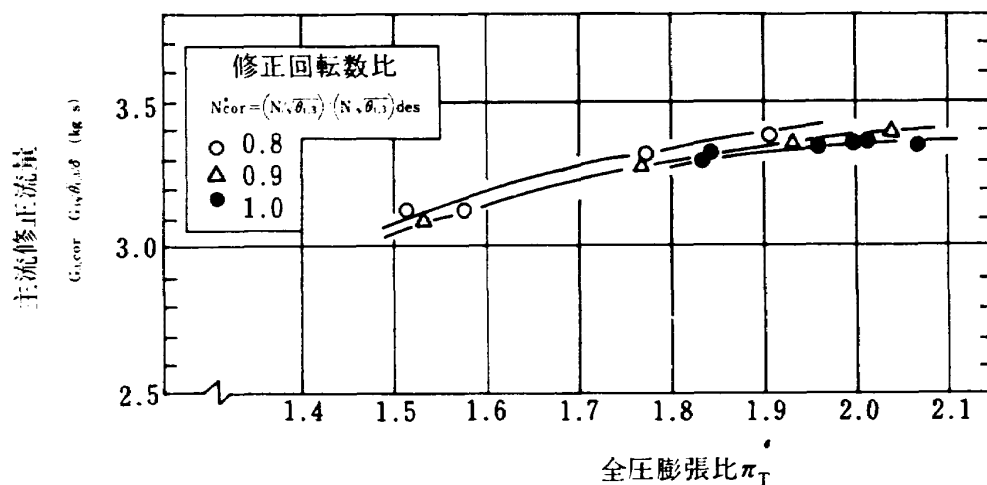


図18 主流流量特性（燃焼試験）

路のブロックの影響が考えられる。しかし、本タービンのように、静翼流出角度が大きい（軸方向から 72° ）場合には、翼列スロート面積のわずかな違いによって流量特性に大きな影響を生ずるので、本実験結果からフィルム冷却空気による流量特性へ

の影響を定量的に評価するのは難しい。尚チョーク時（因みにHT-10Hのチョーク位置は動翼スロートであった）の流量が動翼回転数の影響を受けていないことを考慮すると、静翼スロート部で流量がチョークしているものと考えられる。

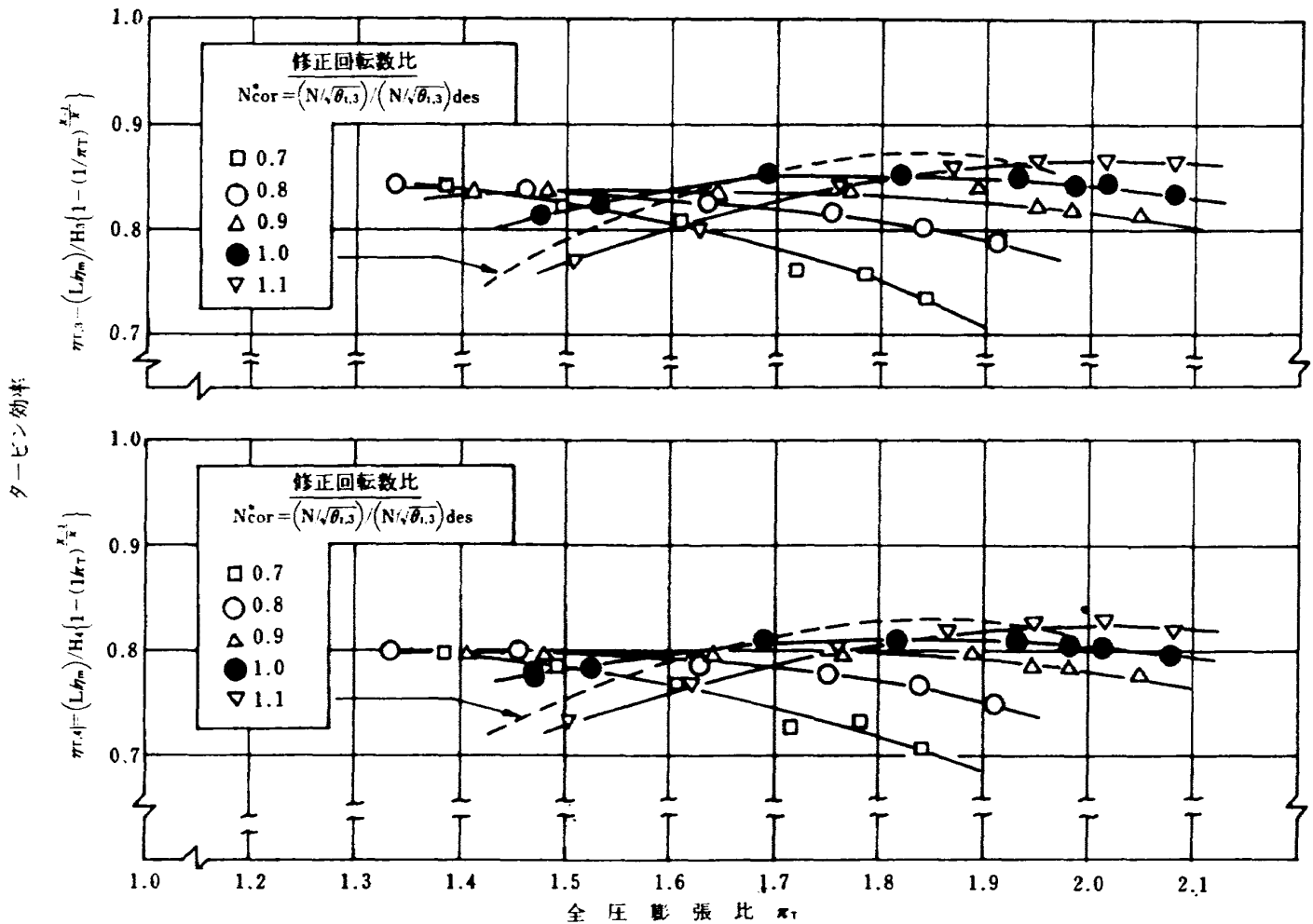


図19 タービン効率

燃焼ガスによる試験結果の中、静翼入口状態に於ける修正流量変化を図18に示す。非燃焼試験に比べ、設計点で約2%過大であるが、これは熱膨張による流路面積の増大(非燃焼時に比べ、設計点に於いて約2.5%の流路面積増加)と、タービン入口温度の推定誤差によるものと考えられる。

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19に示す。この試験は、非燃焼空気を作動流体として用いて行ったものである。なお点線は、供試タービンHT-10Hの設計回転数に於ける効率を示す。本供試タービンHT-20Hの設計点(回転数および膨張比が設計値の時)に於ける基本効率 η_{T3} は約80.2%、また動翼入口状態基準の効率 η_{T4} は約84.2%で、両者の差は約4%である。また供試タービンHT-10Hの結果と比較すると、設計点に於いて、 η_{T3} 、 η_{T4} 共に約

2.5%効率が低下した。膨張比が1.65以上でHT-10Hより効率が低下しているが、1.65以下では逆にHT-10Hの効率をやや上廻った。これ等は、プロファイル損失、2次流れ損失ならびに動翼の損失の入射角特性が、翼のフィルム冷却空気により影響を受けているためと考えられる。

図20に燃焼ガス試験によるタービン効率 $\eta_{T,4}$ を示す。この結果は、レイノルズ数の効率に及ぼす影響を考慮して、 $R_{e,B} = 2 \times 10^5$ に於ける値に補正してある。補正の方法は第1報⁽¹⁾に示した通りである。非燃焼空気試験結果と定性的にも定量的にも比較的良好一致を示している。

5.4 タービン効率のスパン方向分布

図21に、タービン効率のスパン(翼高さ)方向分布を修正回転数比 $N_{cor}^* = 1.0$ について示す。ここで η_{θ}^i は半径比 R^i に於ける局所断熱温度効率で、 $\bar{\eta}_{\theta}$ はその平均値である。同図には、HT-10Hの結果も

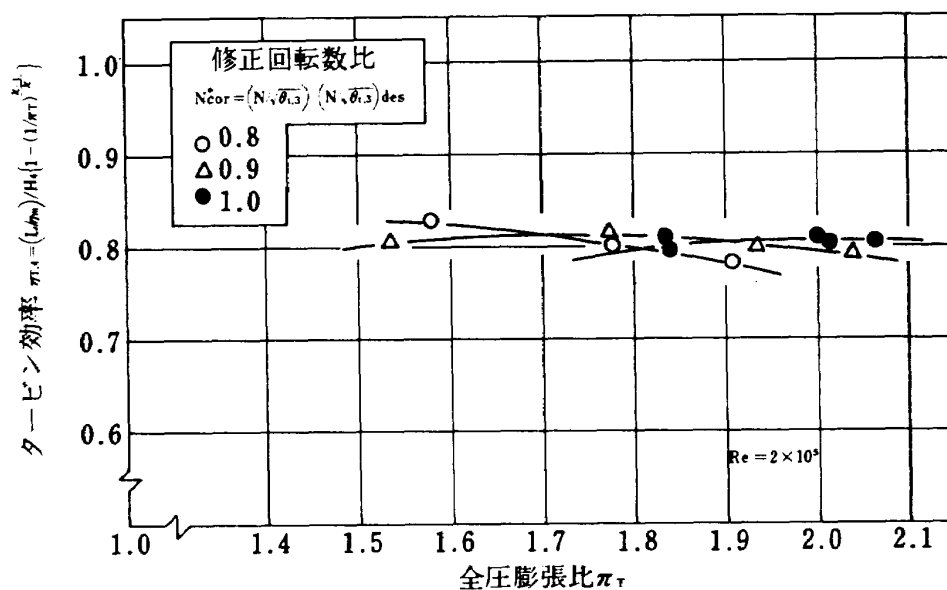


図20 タービン効率（燃焼試験）

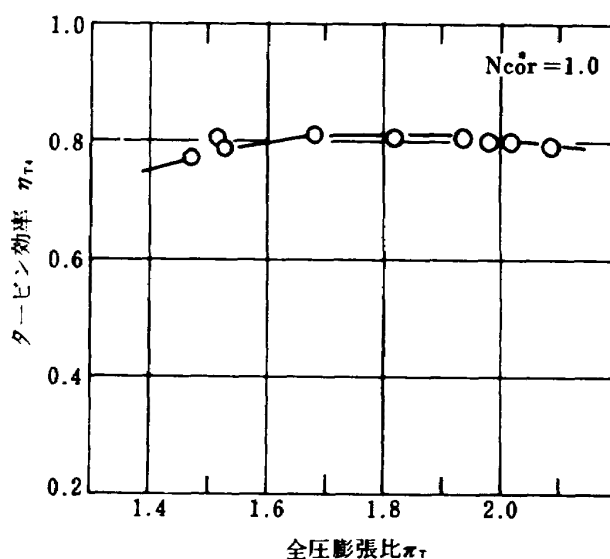
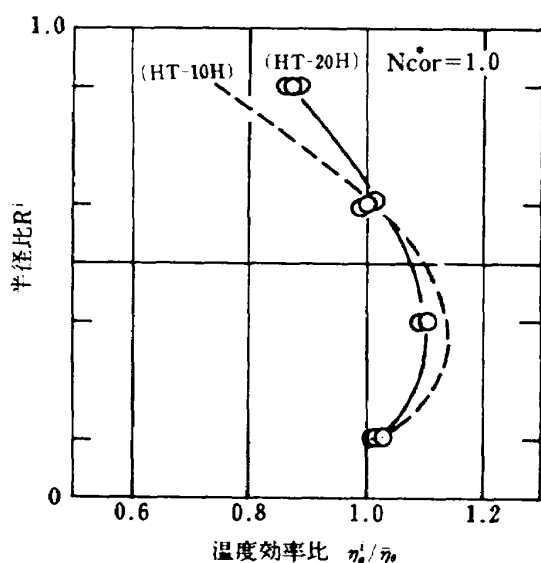


図21 タービン効率のスパン方向分布

併記した。

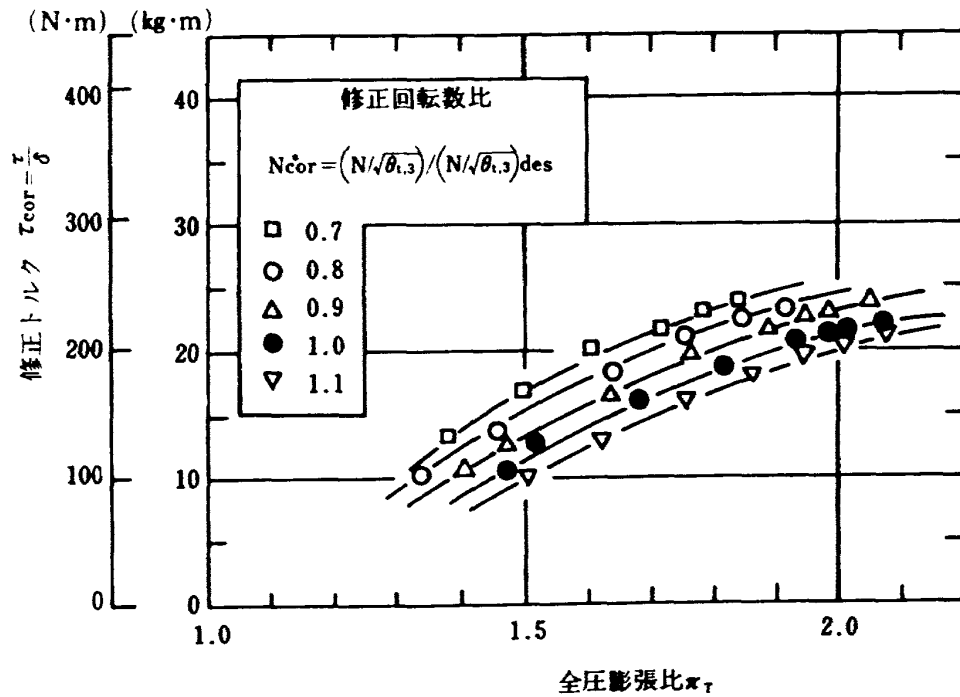
断熱温度効率のスパン方向分布は、タービン速度および全圧膨張比によって特に大きな変化はない。対流冷却タービン (HT-10H) に比べ翼先端部で、タービンの効率が相対的に良い反面、平均径以下のハブ側で効率が低下した。

5.5 トルク特性

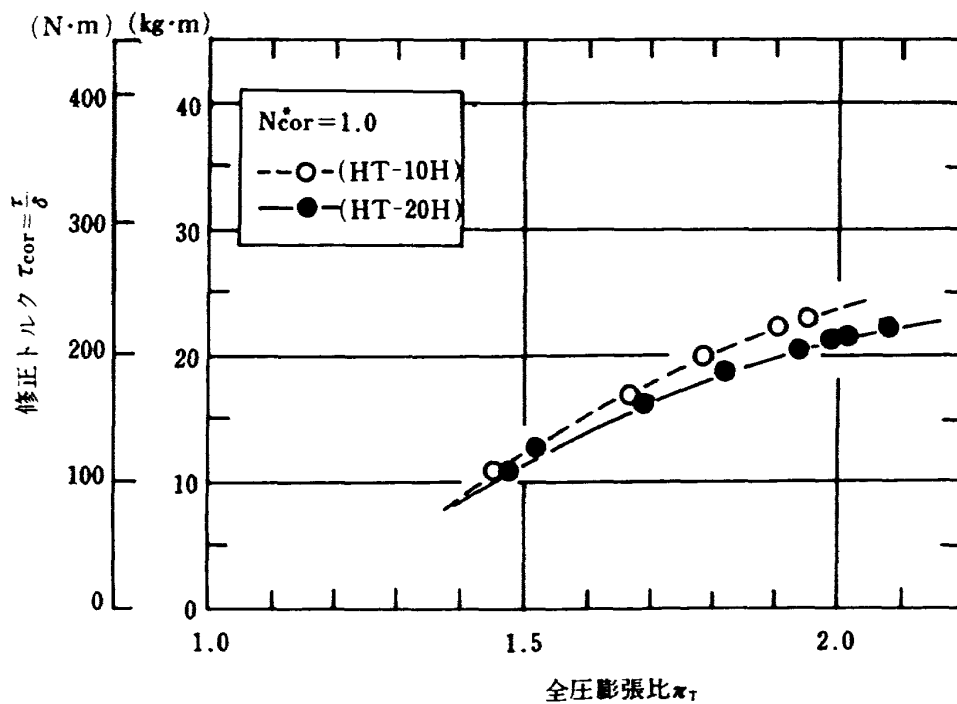
図 2 2(a) に全圧膨張比 π_r に対するタービン修正トルク τ_{cor} の変化をタービン速度をパラメータとし

て示す。同図(b) にタービン速度が設計値の時の修正トルクをフィルム冷却 (HT-20H) タービンと対流冷却 (HT-10H) タービンについて対比して示す。これによると、本フィルム冷却タービンの修正トルクは、同一回転数、全圧膨張比での対流冷却タービンに比べ、やや低下している。この傾向は設計値以外のタービン速度に於いても同様である。修正トルクは、回転数パラメータが定の条件では、

$$\tau / \delta = \frac{60}{2\pi} \cdot \frac{\Delta h}{\theta} \cdot \frac{G \sqrt{\theta}}{\delta} / \left(\frac{N}{\sqrt{\theta}} \right)$$



(a) 供試タービン (HT-20H)



(b) HT-20HとHT-10Hの比較

図22 トルク特性

$$\propto \frac{\Delta h}{\theta} \cdot \frac{G\sqrt{\theta}}{\delta}$$

$$\propto \Delta v_u \frac{G\sqrt{\theta}}{\delta}$$

ここに Δv_u は、動翼前後に於ける主流周方向速度成分の変化量。従って、本タービントルクの減少は、

修正流量の減少ならびに主流周方向速度成分の動翼前後に於ける変化量の減少に起因すると考えられる。

5.6 圧力損失率

図23に主燃焼器および静翼冷却空気の圧力損失率の主流マッハ数 M_T (燃焼器最大断面位置)に対する

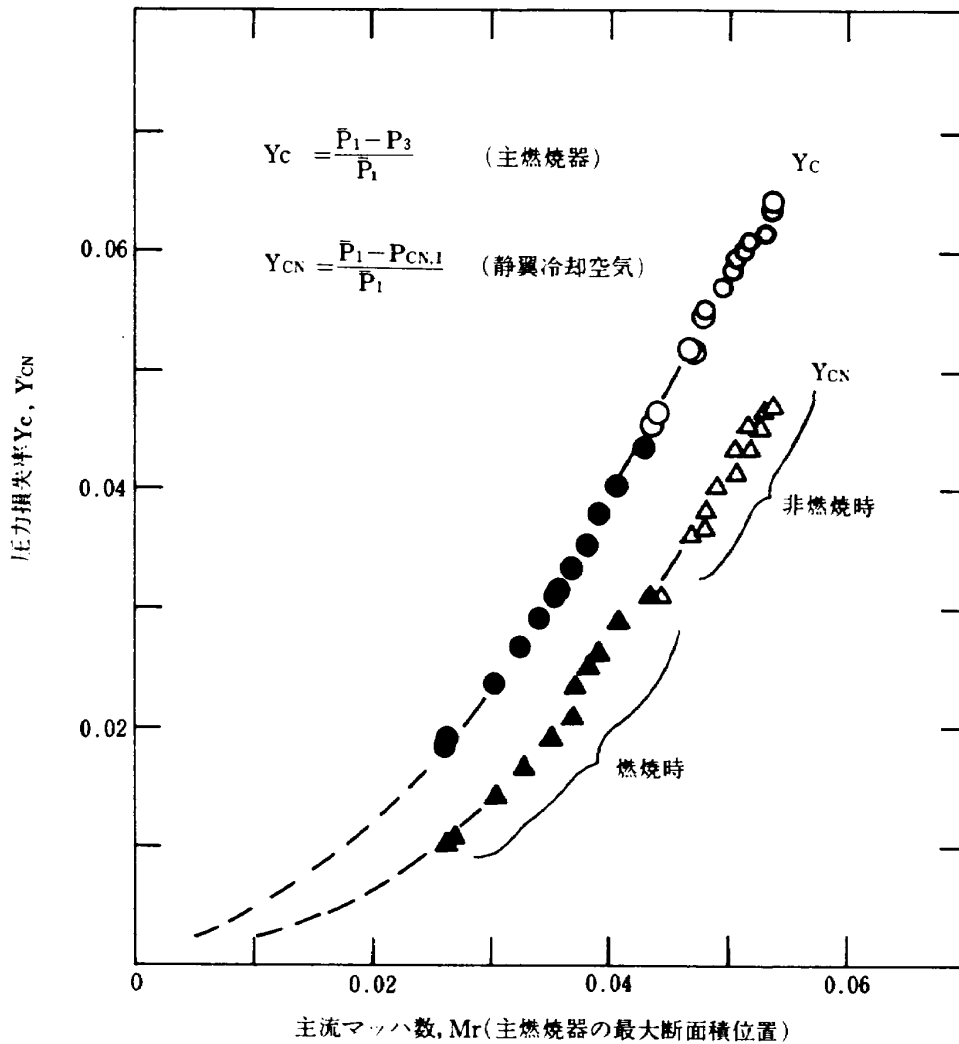


図23 圧力損失率 (主燃焼器および静翼冷却空気)

る変化を示す。図中の白ヌキ記号(○, △)は、非燃焼空気試験、また黒印記号(●, ▲)は燃焼ガス試験の結果を表わしたもので、両試験結果とも、滑らかな曲線で結ばれている。

5.7 翼の冷却性能

(1) 翼面温度測定配置を図24に示す。翼面温度はクロメル-アルメル熱電対(シース外径0.65mmφ-静翼, 0.5mmφ-動翼)を翼面に設けた細溝に埋め込んで測定した。静翼では背側翼弦中央部に於いて測定し、スパン位置は翼根部から約50%, および70%である。動翼では背側翼前縁付近と背側翼後部に於いて測定し、それぞれスパン位置は翼根部から約15%, および50%である。なお動翼翼面温度は、スリップリング(TYPE-11ZE, 12チャンネル, 熱電対6対用)を介して測定した。熱電対は静翼, 動翼共に翼1枚につき1点で、それぞれ

温度測定翼数枚を用いて計測した。なお静翼, 動翼の冷却空気流量は設計値に於ける主流流量のそれぞれ3.4%および2.5%である。

(2) 翼面温度測定結果を図25, 26にそれぞれ静翼および動翼について示す。図25に静翼翼面無次元温度 θ_N の温度比 $\bar{T}_{t,3}/T_{CN,I}$ に対する変化を示す。これ等は翼平均径(50%スパン)に於いて、円周方向2ヶ所(対向位置)で測定したものである。 θ_N の温度比に対する変化は少い。

但し、円周方向位置により、主流ガス温度が異なるため、測定翼の違いによる θ_N の差が生じている。図中の点線は、同一冷却構造の拡大翼による2次元翼列試験結果⁽¹⁰⁾を示すもので、これと比較するとやや高い値を示している。また試験範囲でのレイノルズ数 Re_N による影響は顕著ではない。

図26は、動翼翼面無次元温度 θ_B の温度比 $(\bar{T}_{t,3}/T_{CB,I})$ に対する変化を示す。図中の2本の点線は

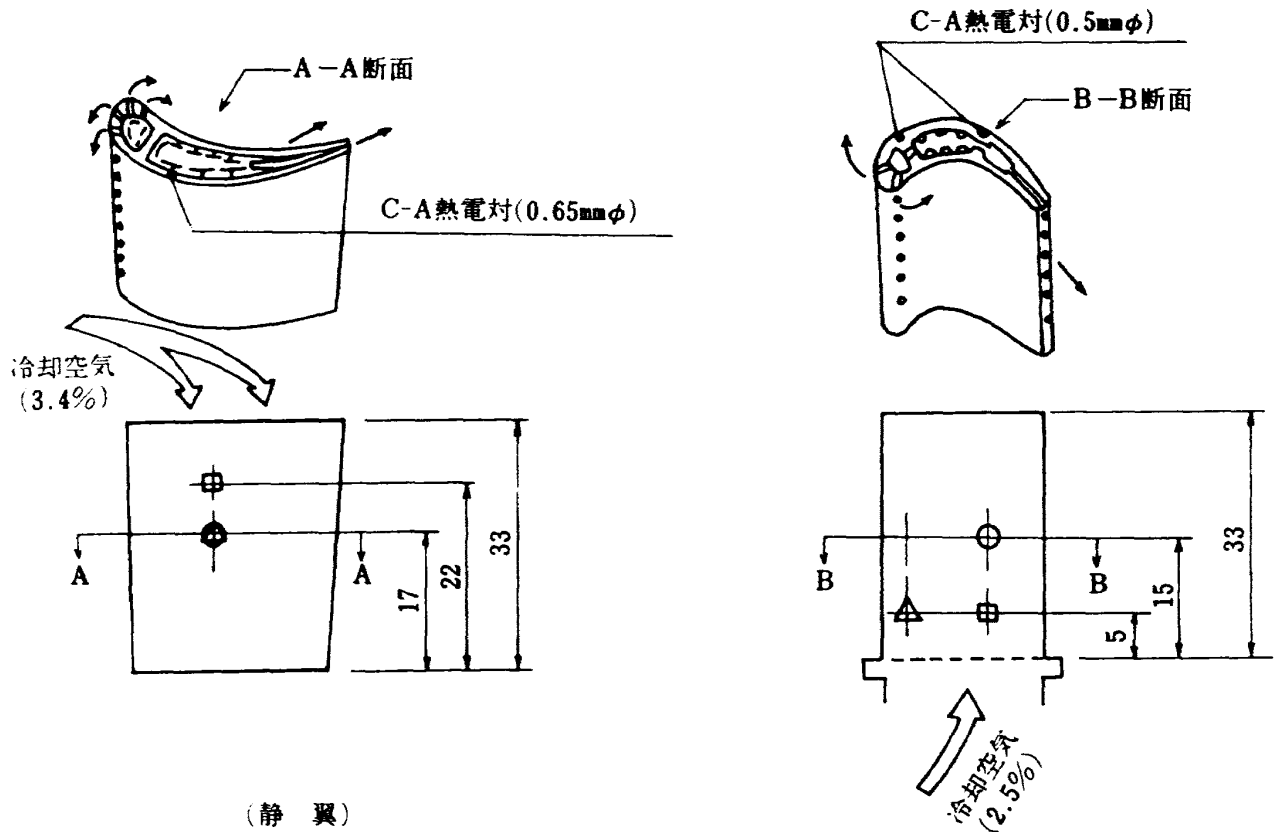
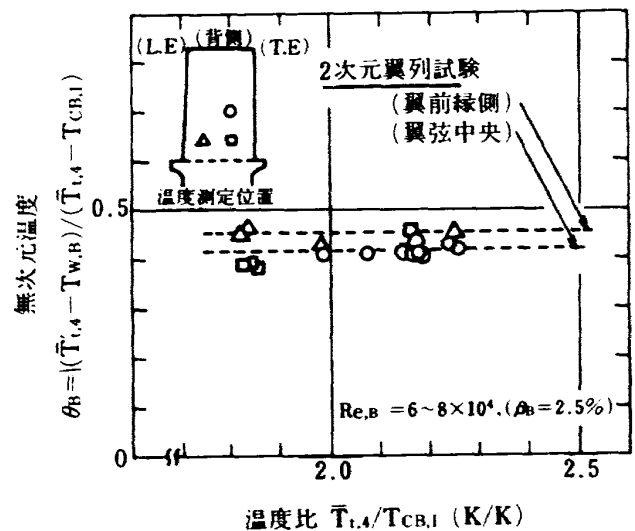
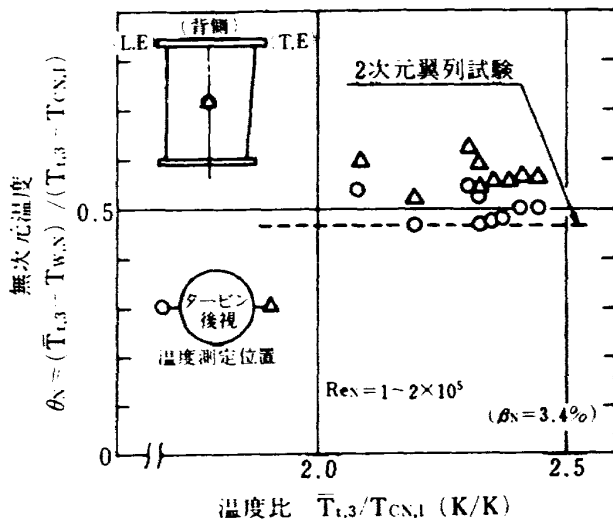


図24 翼面温度測定位置 (単位: mm)



同一冷却構造の拡大翼による、2次元翼列試験結果⁽¹⁰⁾によるもので、翼前縁側の方が翼弦中央より高い値を示しており、前縁フィルム冷却の効果が表われているものと考えられる。本試験測定結果に於いても、同一スパン位置(15%)に於いて翼前縁側(△印)の方が、翼弦中央部(□印)よりやや高い値を示している。

6. 結 論

ターボファンエンジンFJR710/10のタービン入口温度の高温化に対処するため、高圧タービン初段翼の冷却構造の改良を図って供試タービンHT-20Hを設計製作し、燃焼器と共に高温タービン試験機に組込んで、その性能試験を行った。その結果を要約すると次の通りである。

(1) 設計点回転数および膨張比に於いて、修正流量は、静翼入口断面で 3.31 kg/s 、動翼入口で 3.49 kg/s で、主流だけの修正流量計画値に比べそれぞれ 4.6% および 11% 過大である。同一翼形、翼配備の対流冷却タービン HT-10H の試験結果に比べ、それぞれ 6.4% および 6% 減少した。

(2) 設計点回転数および膨張比に於て、静翼入口状態基準の基本効率 80.2% 、動翼入口状態基準の効率で 84.2% である。

(3) 回転数および全圧膨張比の広い範囲にわたって、流量特性、効率特性、トルク特性、効率のスパン方向分布を明らかにした。

(4) フィルム冷却翼の適用によって、対流冷却タービンに比べ流量特性、効率特性、トルク特性等に差を生じることを明らかにした。

(5) 静翼の翼面温度測定を行った結果、冷却性能は、2次元翼列試験結果よりやや高い値を得た。またレイノルズ数による影響は顕著ではない。

(6) スリップリングを用いて動翼の翼面温度測定を行い、2次元翼列試験結果との対応を明らかにした。

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。実

験を行うに当っては、原動機部西尾健二制御研究室長はじめ、同研究室の諸氏、また小倉五郎氏はじめ空気源室の諸氏の協力を頂戴した。付記して謝意を表します。

参 考 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) 高原北雄，吉田豊明，能瀬弘幸：空冷タービン翼の構造，特許 857001。
- (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) の空力性能実験，航技研資料 NAL TM-291 (1976年2月)
- (6) 松木正勝，鳥崎忠雄：スタービン翼車を低温に保つ方法，特許昭-41-17402 (日本)，3318573 (米国)
- (7) 坂田公夫，鈴木邦男，高原北雄，能瀬弘幸ほか：高温タービン試験設備の予熱燃焼器，航技研報告 NAL TR-500 (1977年4月)
- (8) 松木正勝，鳥崎忠雄ほか：自動計測のための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)
- (9) 鈴木邦男，石井浅五郎：高圧燃焼器の研究(III)，航技研資料 NAL TM-285 (1973年6月)
- (10) Yoshida, T., et al., "Low and High-Speed Cascade Tests of Air Cooled Turbine Blades," ASME paper No. 76-GT-40.

航空宇宙技術研究所資料 486 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
