

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-484

高压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

能瀬 弘幸 ・ 高原 北雄 ・ 吉田 豊明
井上 重雄 ・ 臼井 弘 ・ 三村 富嗣雄
山本 孝正 ・ 西村 英明

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. 高温タービン試験機	3
2.1 主燃焼器	3
2.2 供試タービン	4
2.3 軸 受	4
2.4 ケーシング等	5
3. 供試タービンの仕様	5
3.1 設計点要目および速度三角形	5
3.2 翼形および翼配備	7
3.3 翼の冷却空気の流れ	7
4. 高温タービン試験装置	9
4.1 主流空気系統	9
4.2 データ処理装置	9
4.3 計測断面および計測器	11
5. 試験方法	14
6. 計 算 式	14
6.1 主流空気流量	14
6.2 燃料流量	14
6.3 主燃焼器の入口主流状態量	15
6.4 供試タービンの出口主流状態量	15
6.5 供試タービンの入口主流状態量の算出	15
6.6 静翼レイノルズ数 Re_N	17
6.7 動翼レイノルズ数 Re_B	17
7. 実験結果	17
7.1 温度および圧力分布	17
7.2 流量特性	18
7.3 タービン効率	18
7.4 タービン効率のスパン方向分布	20
7.5 トルク特性	24
7.6 動翼冷却空気のポンプ仕事	24
7.7 タービン効率のレイノルズ数による影響	25
7.8 動翼相対流入角度によるタービン効率変化	25
7.9 試験機の振動測定結果	26
8. 結 論	26
9. あとがき	26
参考文献	28

高压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*

能 瀬 弘 幸** 高 原 北 雄** 吉 田 豊 明**
井 上 重 雄** 臼 井 弘** 三 村 富 嗣 雄**
山 本 孝 正** 西 村 英 明**

概 要

通省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、ターボファンエンジンFJR710/10用に開発した高压タービンの初段(計画タービン入口温度1353K)を、高温タービン試験機HT-10Hとして組み、非燃焼空気ならびに燃焼ガスを作動流体として広い作動範囲にわたって空力性能試験を行った。供試タービン翼には、静翼にインピンジ冷却と対流冷却を、動翼に細孔による対流冷却を用いた。

本報告には、試験機HT-10Hとその試験装置および供試タービンの構造、試験方法ならびに空力性能試験結果について述べる。

主な記号と単位

A	: 面積	m^2	M	: マッハ数	
a	: 音速	m/s	N	: タービン回転数	rpm
C	: 翼弦長	mm	n	: 空燃比	
c_p	: 定圧比熱	$J/(kg \cdot K)$	O	: スロート長さ	mm
D	: 拡散係数		P_s	: 静圧	kPa
d	: 直径	mm	P_t	: 全圧	kPa
G	: 質量流量	kg/s	ΔP_c	: 主燃焼器全圧損失	kPa
H	: 単位時間当たりのエネルギー(エンタルピー)	kW又はJ/s	R	: ガス定数	$J/(kg \cdot K)$
h	: 単位質量当たりのエネルギー(エンタルピー)	kW·h/kg又はJ/kg	ρ	: 温度回復係数	
$\Delta i'$: 動翼相対流入角度	度	R^i	: i 番目流線の無次元スパン位置又は半径比	
L	: 動力計吸収動力	kW	R_e	: レイノルズ数	
L_B	: 動翼冷却空気によるポンプ動力	kW	r	: 半径	mm
			S	: ピッチ	mm
			T, T_t	: 全温	K
			T_m	: 測定温度	K
			T_s	: 静温	K
			$T'_{t,4}$: 動翼入口相対全温	K
			ΔT_{comb}	: 主燃焼器温度上昇	K

* 昭和57年10月6日受付

** 原動機部

ΔT_t	: タービン全温度降下	K
u	: 動翼周速度	m/s
V	: 翼列相対速度	m/s
v	: 絶対速度	m/s
Δv_m	: 周方向速度成分の変化分	m/s
w	: 相対速度	m/s

(ギリシャ文字)

α	: 流れの絶対角度	度
β	: 流れの翼に対する相対角度	度
	またはオリフィス開口比	
δ	: 無次元圧力 (P/Po)	
ϵ	: 比熱比の関数 = $\kappa^* \{ (\kappa+1)/2 \}^{\kappa/(\kappa-1)} /$ $[\kappa \{ (\kappa^*+1)/2 \}^{\kappa^*/(\kappa^*-1)}]$ 但し、 κ^* は、標準状態における空気の比熱比	
ζ	: 燃焼器温度不均一率 又は圧力係数	
η	: タービン効率	
η_θ	: タービン断熱温度効率	
κ	: 比熱比	
μ	: 粘性係数	Pa・s 又は kg/(m・s)
π_T	: 全圧膨張比	
ρ	: 密度	kg/m ³
τ	: トルク	N・m

(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 (供試タービン) 出口
B	: 動翼
C	: 冷却空気
CB	: 動翼冷却空気
CN	: 静翼冷却空気
comb	: 燃焼器
cor	: 修正値
cr	: 臨界状態
f	: 燃料
h	: 翼根部
I	: 冷却空気入口
i	: i 番目流線

in	: 翼列入口
L	: 漏洩空気
LB	: 動翼周辺からの漏洩空気
LN	: 静翼周辺からの漏洩空気
l	: 局所値, 又は翼前縁
m	: 平均径又は測定値
max	: 最大値
min	: 最小値
N	: 静翼
NO	: 静翼スロート
oa	: オーバーオール
or	: オリフィス
out	: 翼列出口
p	: 翼腹面
r	: 主燃焼器最大断面積位置
s	: static 又は翼背面
T	: 全圧膨張比に対する値
t	: total 又は翼先端部
θ	: 周方向

(上つき添字等)

*	: 設計値に対する比
'	: 動翼相対値
-	: 平均値

1. まえがき

エンジンの性能向上の観点から、開発エンジンにとってタービン入口ガス温度の高温化は必須の条件で、必然的にタービン静翼および動翼には空気冷却が必要となる。本供試タービン翼の冷却には、静翼、動翼共に強制対流冷却を主体とし、一部にインピンジ冷却を適用している。

高温タービン試験機は、実機エンジン内でのタービン作動状態との相似性を考慮して、ほぼ実機エンジン相当の構造としてある。

この実験に於て、冷却空気の影響を考慮したタービンの空力性能を調べるために、作動流体として約 400 K (約 127℃) の空気を用い、他方空冷翼の冷却性能とエンジン作動時に於けるガス温度レベルでのタービン性能を調べるために燃焼ガスを用いた。

実験の主眼は、回転数、膨張比に対するタービン

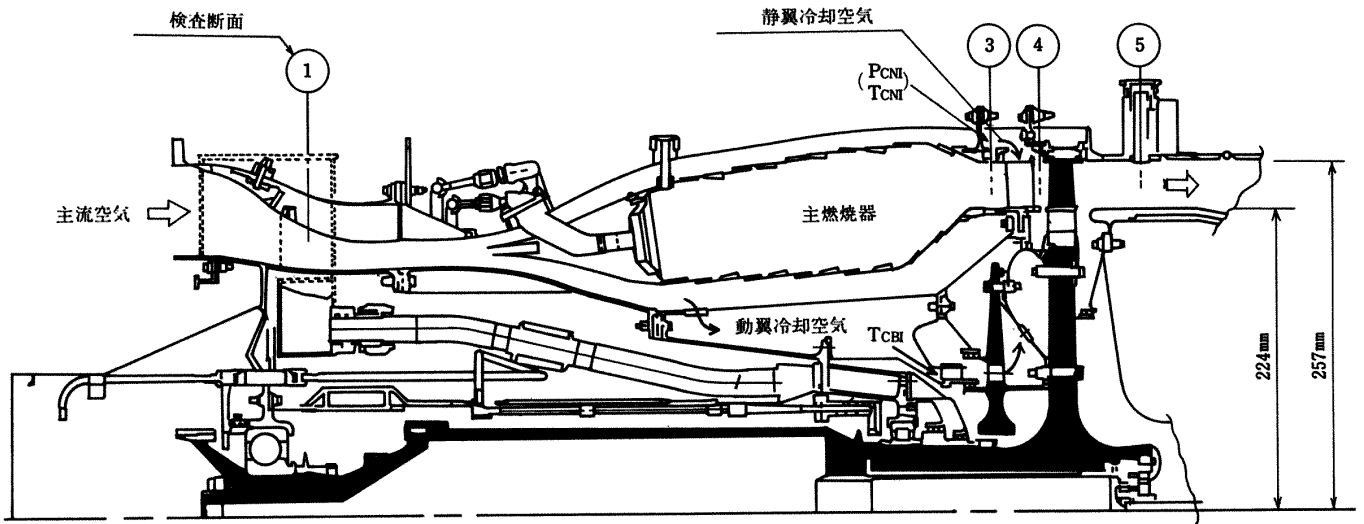


図1 高温タービン試験機 (HT-10H) 断面図

空力性能の変化, およびその動翼レイノルズ数による影響などを調べることにある。

なおこの実験には, 高温タービン試験装置とその計測装置をもちいた。

静翼および動翼の冷却性能については, 第II報⁽¹⁾に報告する。

2. 高温タービン試験機

供試タービンを流れ場および温度場について実機エンジンと同等の条件で実験するために, 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⁽²⁾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した。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以下の通りである。

2.1 主燃焼器

試験機に組み込んだ燃焼器は, アニュラ形燃焼器(CC-10)⁽³⁾で, 主要要目は表1の通りである。なお燃焼器ライナの分流板は, 一次空気の流れを改善するためディフューザーを取り付けた燃焼器(CC-

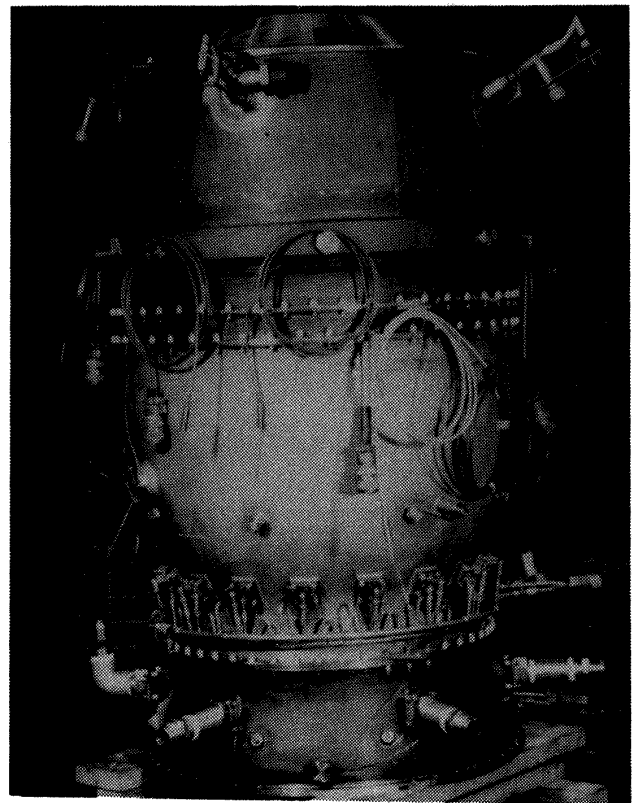


図2 高温タービン試験機 (HT-10H) 外観

20S)⁽⁴⁾と同一とした。図3に燃焼器ライナの写真を示す。ライナ表面の縞模様は, 温度測定用に塗布した感温塗料である。燃料噴射弁のノズルチップには, プライマリとメインの二つの独立した燃料流路を有している。図4に燃料噴射弁の写真を, 図5に噴射弁燃料流量特性を示す。

表 1 主燃焼器の要目

形 式	直流アニュラ
燃料噴射弁	デュブル形スワール噴射弁 16個
最 大 径	568mm
有効燃焼長さ	250mm
備 考	燃焼器原形：CC-10 ³⁾ ， 分流板：CC-20S 相当



図 3 主燃焼器ライナ



図 4 燃料噴射弁

2.2 供試タービン

静翼，動翼の形状，冷却構造，材料等はすべて，FJR710/10エンジン高圧2段タービンの初段と同一である。詳細は第3項に示す。

2.3 軸 受

軸の上流側にボール軸受（内径60mmφ，外径

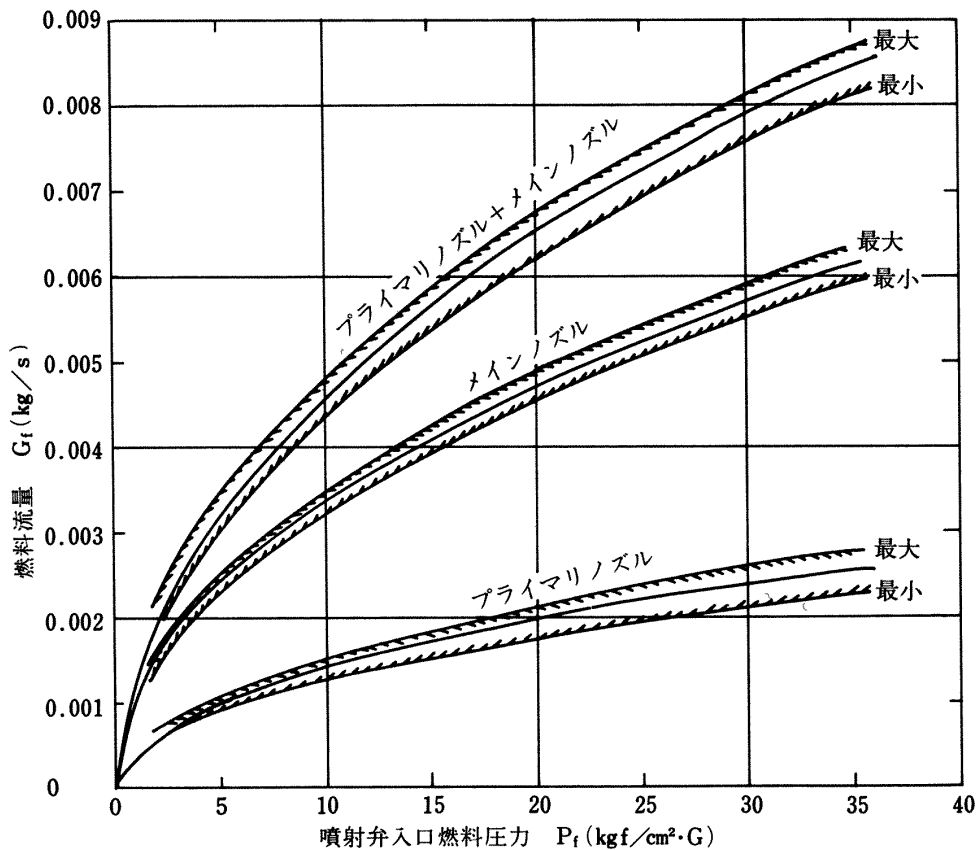


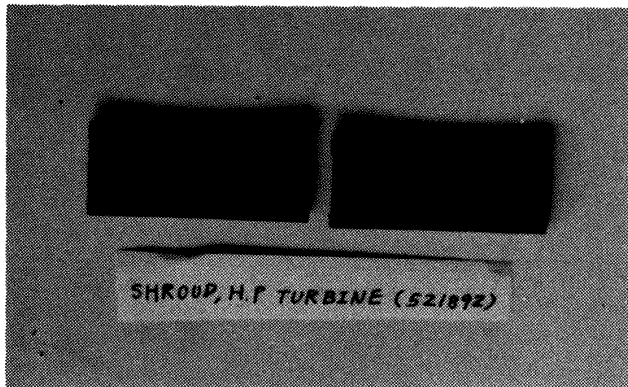
図 5 燃料噴射弁流量特性

130 mmφ) を、下流側に円筒コロ軸受 (内径 75 mmφ, 外径 130 mmφ) を用いた。潤滑油のシールにはラビリンスシールを用いたが、スリップリング収納部との間にはカーボンシールを採用した。

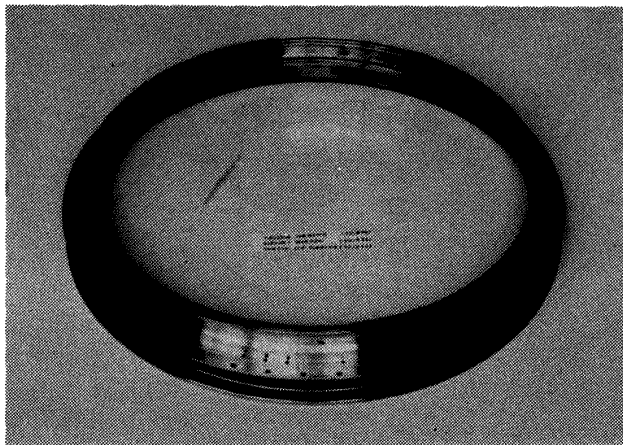
2.4 ケーシング

供試タービン部以後では、環状流路の内周側および外周側ケーシングは図 1 に示す様にいずれも二重構造とし、主流に接する壁面は多数のルーバークラ吹き出す冷却空気によってフィルム冷却を行っているが、これに用いる冷却空気は、供試タービンへの主流とは独立した管路から供給した。

タービン動翼先端部位では、ケーシング側に円周方向 20 分割のハニカムシュラウドを用い、各シュラウドセグメントには、裏面から主流側に通じる 1 mmφ 18 コの冷却空気孔をあけてある。図 6 にタービン動翼ティップシュラウドセグメントおよびシュラウドサポートの写真を示す。



(a) セグメント



(b) サポート

図 6 タービン動翼ティップシュラウド

3. 供試タービンの仕様

3.1 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、ターボファンエンジン FJR710/10 の高圧初段タービンの要目と基本的に同一で、表 2 に示す通りである。設計点に於ける速度三角形決定に用いられた条件は、下記の通りである。

- (i) タービン入口断面に於ける主流の全圧、全温は断面内で一様。
- (ii) 静翼流出角度は、スパン方向に一定。
- (iii) 仕事配分は、スパン方向に一定。
- (iv) 冷却空気と主流との混合による圧力損失は無視し得るものとする。
- (v) 静翼および動翼後縁からの冷却空気吹き出しによる翼後縁ウェークの影響は、翼後縁厚みの変化として考慮する。

なお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 $\bar{\omega}'_B = 0.280$ (但し、 $\bar{\omega}_N = (\bar{P}_{t,3} - \bar{P}_{t,4}) / (\bar{P}_{t,4} - P_{s,4})$, $\bar{\omega}'_B = (\bar{P}'_{t,4} - \bar{P}'_{t,5}) / (\bar{P}'_{t,5} - P_{s,5})$)、動翼先端すき間 (計画値) は 0.6 mm とした。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 7(a) に設計点における速度三角形を示す。

表 2 供試タービンの設計点要目

入口主流温度	1,353.2K (1,080°C)
入口主流圧力	216 kPa (2.2kgf/cm ² , abs)
入口主流流量	3.1 kg/s
出口主流圧力	108 kPa (1.1kgf/cm ² , abs)
回転数	14,080 rpm
翼冷却空気流量割合	
静翼	3.0%
動翼	2.5%
主燃焼器入口空気温度	703.2K (430°C)

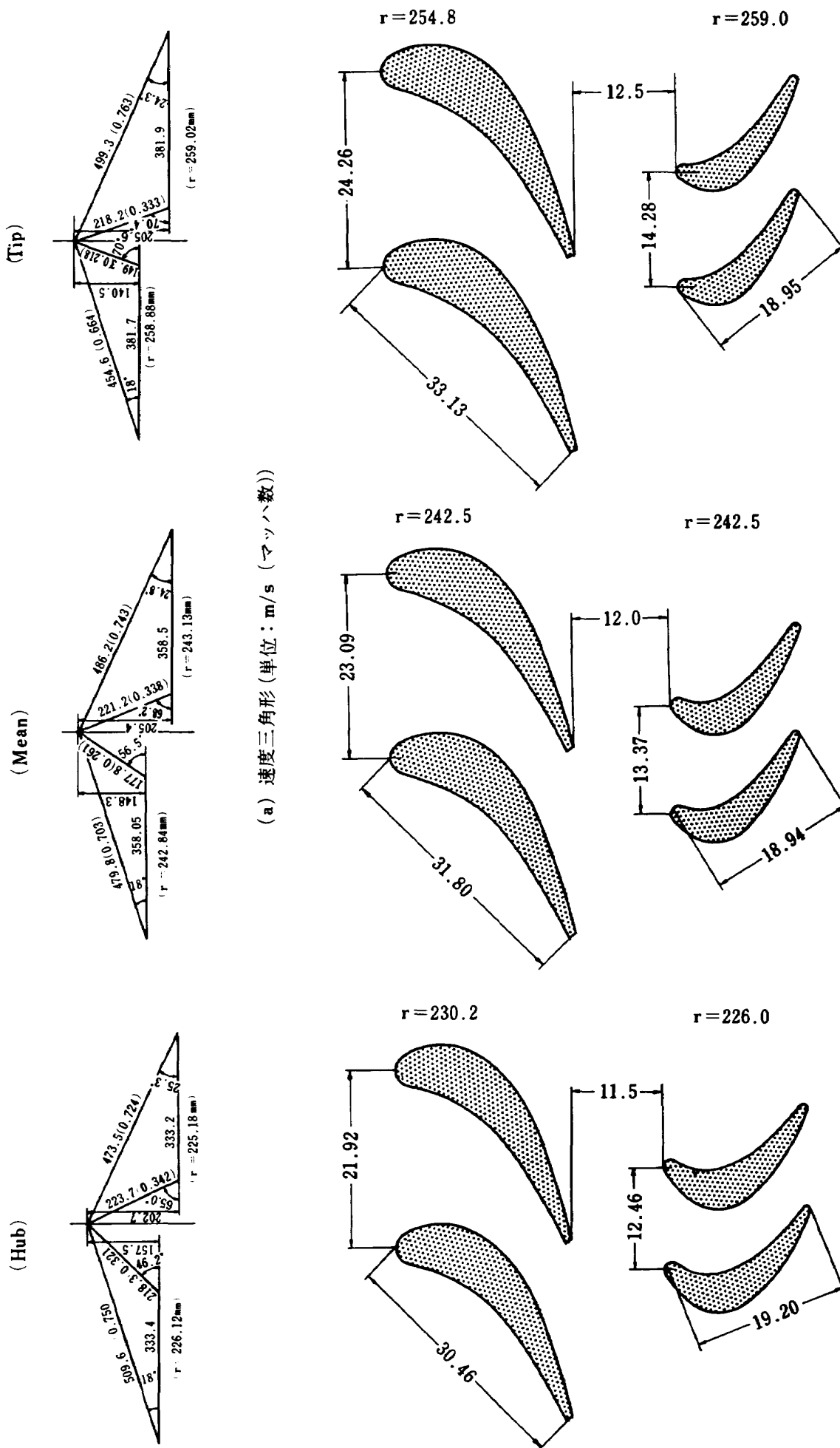


図7 速度三角形および翼配備 (単位: mm)

3.2 翼形および翼配備

図7-(b)に翼形および翼配備を示す。翼形座標は文献(10)の初段静翼および動翼と同一である。翼と翼列の諸元は表3に示す通りである。非粘性、等エントロピ流仮定のもとに算出した翼面速度分布(計算値)を、図8に示す。またこれ等の速度分布から求めた拡散係数 D (デイフュージョンファクタ)を表4に示す。ここで $D = D_s + D_p$ 。 D_s 、 D_p はそれぞれ、翼の背側および腹側の拡散係数で、翼列への流入速度 V_{in} 、流出速度 V_{out} 、背側翼面最大速度 $V_{s,max}$ 、腹側翼面最小速度 $V_{p,min}$ を用いると、 $D_s = (V_{s,max} - V_{out}) / V_{out}$ 、 $D_p = (V_{in} - V_{p,min}) / V_{in}$ である。

3.3 翼の冷却空気の流れ

(i) 静翼 静翼は内外周部にフランジを有する翼外殻(シュル)に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の継ぎ目には、冷却空気と主流との間のシールのために薄板を挿入してある。

静翼への冷却空気としては燃焼器ライナの外周部へ達した空気の一部が用いられ、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9に静翼セグメントを、図10に静翼アセンブリを示す。

(ii) 動翼 動翼は延長翼根部を有する構造⁽⁵⁾で、翼部の冷却方式は細孔による強制対流冷却である。

動翼への冷却空気は、主燃焼器ライナの内周部より抽気され、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が与えられて、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される。冷却空気の一部は翼部のスパン方向細孔を通して動翼先端から、また残りは動翼後縁部コード方向細孔を通して翼の後縁から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。図11にタービンディスク周辺構造図を示す。また、図12,13,14にそれぞれ動翼、動翼冷却空気導入ベーンおよびタービン回転部アセ

表3 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)	242.6	230.9	219.2
	翼弦長 C (mm)	331.3	318.0	304.6
	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_f (mm)	4.1	4.1	4.1
	後縁厚さ d_r (mm)	1.0	1.0	1.0
	翼前縁角 β_f (deg)	9.75	9.75	9.75
	喰違い角 ϵ (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)	142.8	133.7	124.6
	翼弦長 C (mm)	189.5	190.8	192.0
	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_f (mm)	2.0	2.0	2.0
	後縁厚さ d_r (mm)	1.0	1.0	1.0
	翼前縁角 β_f (deg)	34.75	34.75	34.75
	喰違い角 ϵ (deg)	39.5	21.8	24.0

表4 設計流量時の翼拡散係数(計算値)

拡散係数	静翼		動翼	
	Tip *	Hub **	Tip	Hub
D_s	0.102	0.130	0.034	0.135
D_p	0.050	0.040	0.350	0.360
$D = D_s + D_p$	0.152	0.170	0.384	0.495

* 設計流量比 101.4%時

** " 89.4%時

ンブリの写真を示す。

なお静翼および動翼の冷却構造の詳細については、第II報⁽¹⁾に述べる。

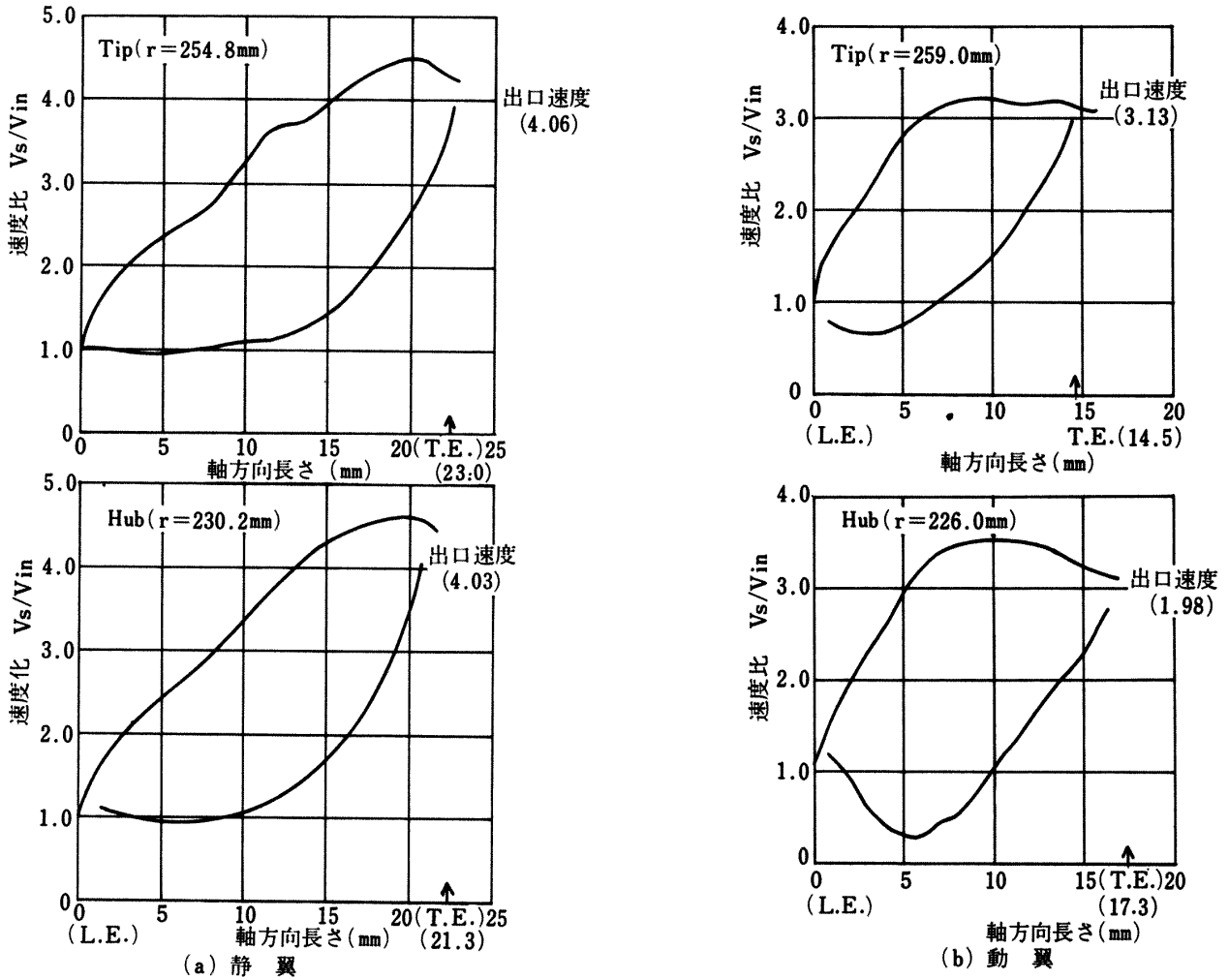


図8 翼面速度分布 (計算値)

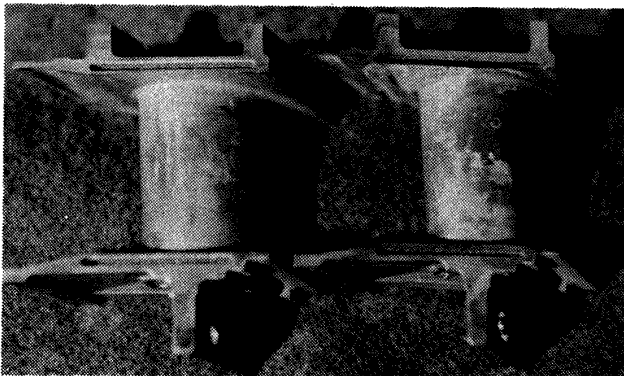
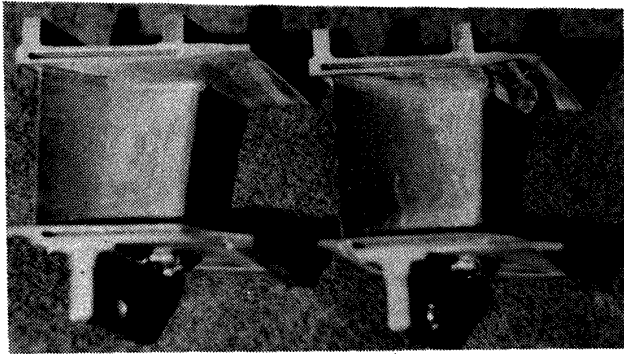


図9 静翼セグメント (HT-10H)

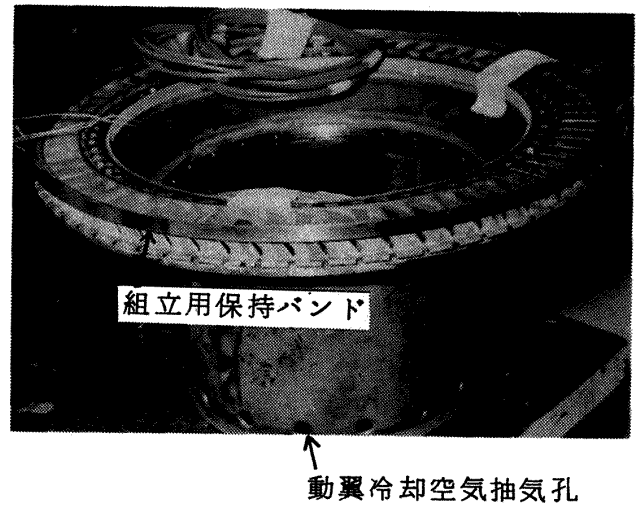


図10 静翼アセンブリ

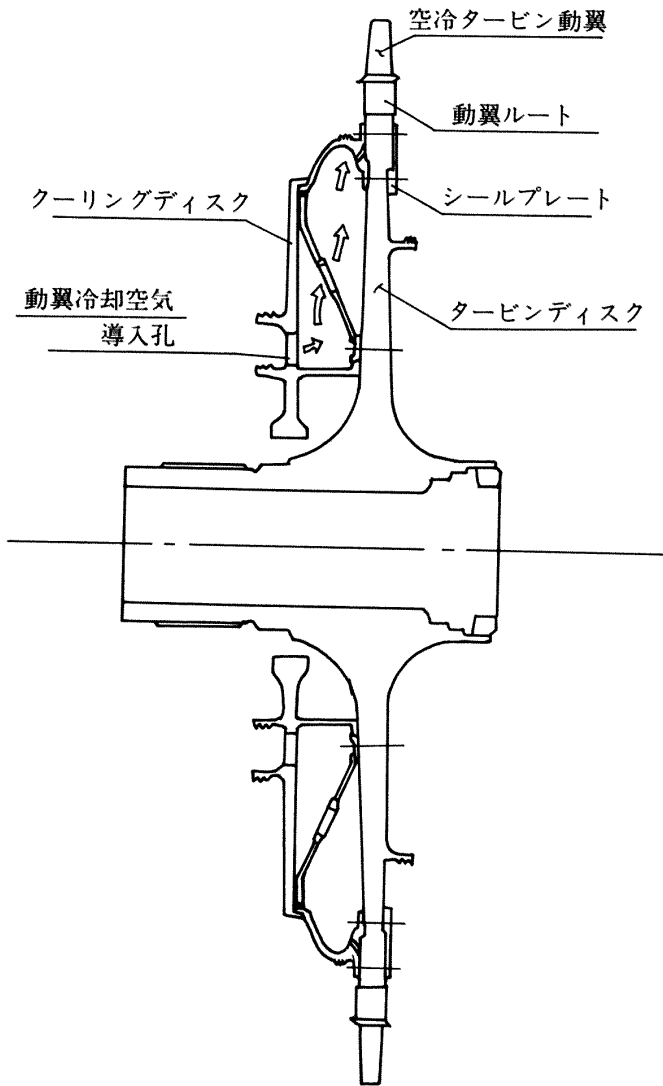


図11 タービンディスク周辺構造

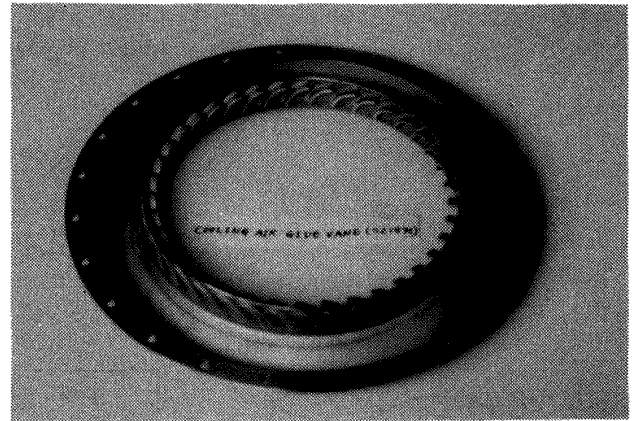


図13 動翼冷却空気導入ベーン

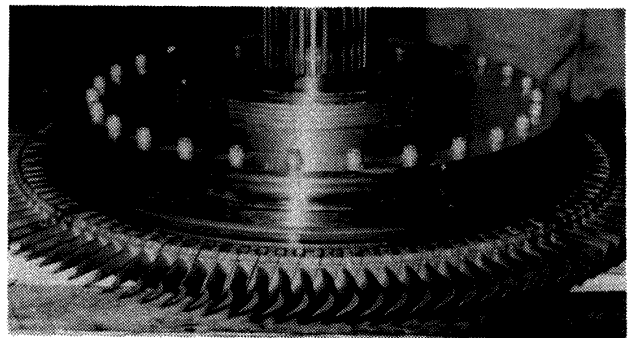


図14 タービン回転部アセンブリ (HT-10H)

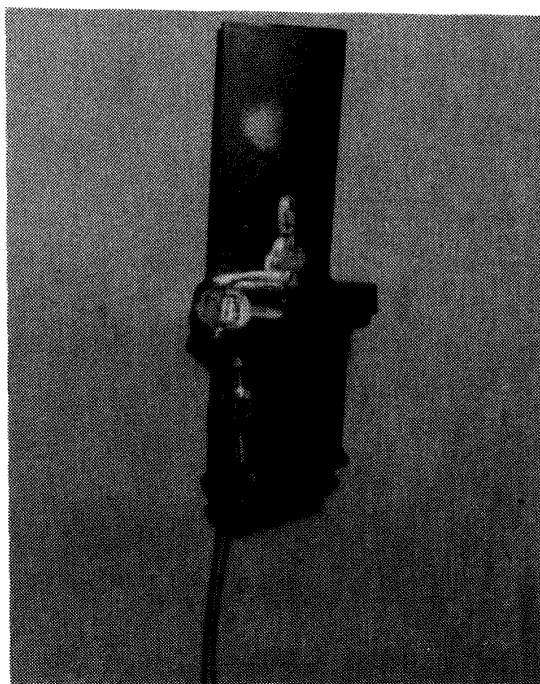


図12 動翼 (HT-10H, 熱電対付き)

4. 高温タービン試験装置⁽²⁾

4.1 主流系統

高温タービン試験装置の主流系統図を図15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⁽⁶⁾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723K(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。

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・フラウド社製、最大吸収動力3,700kW、最高回転数10,000rpm)によって行った。図16に高温タービン試験装置主要部の写真を示す。

4.2 データ処理装置

図17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。入力データは、温度42点、圧力27点、燃料流量2点、

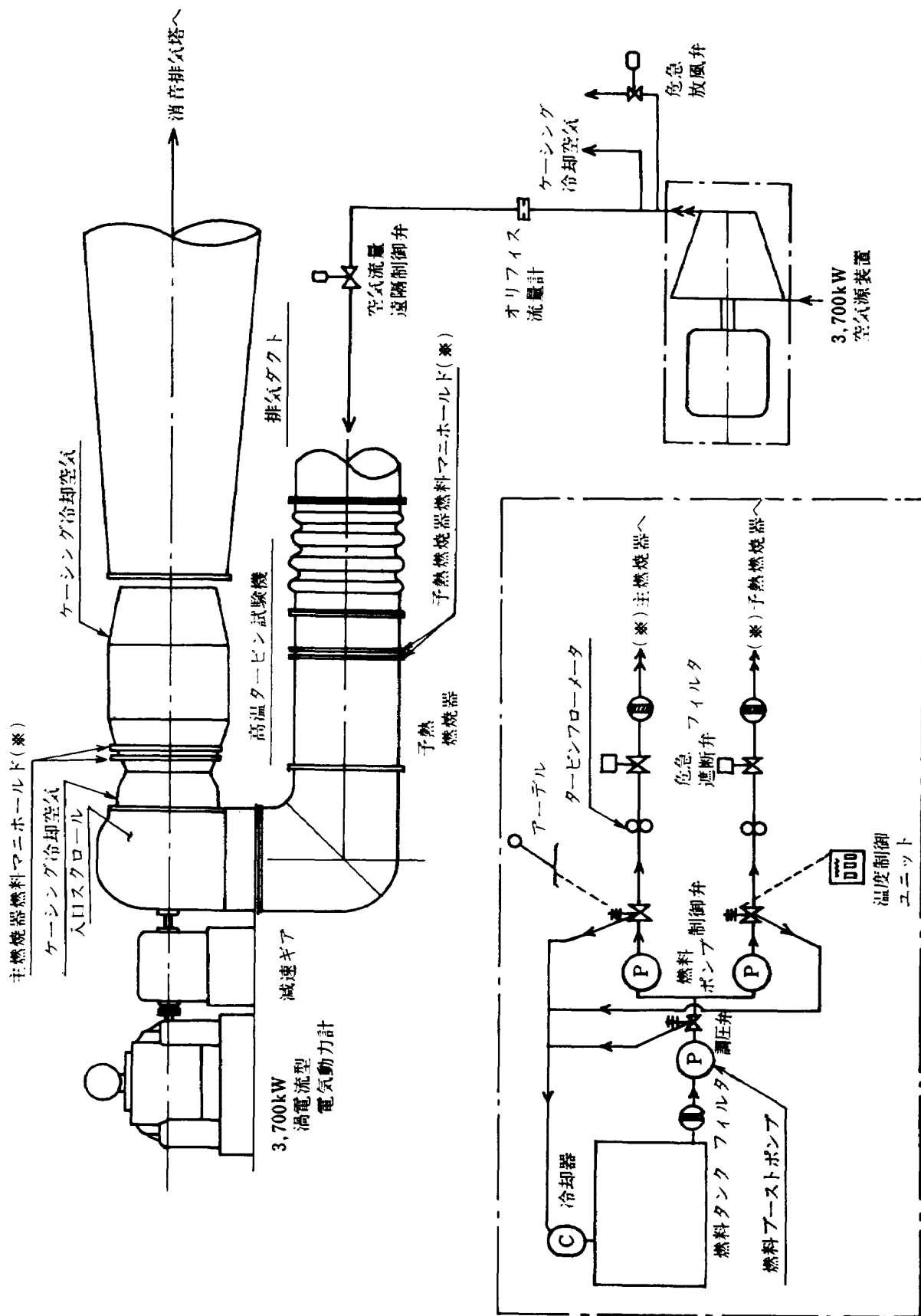


図15 試験装置系統図

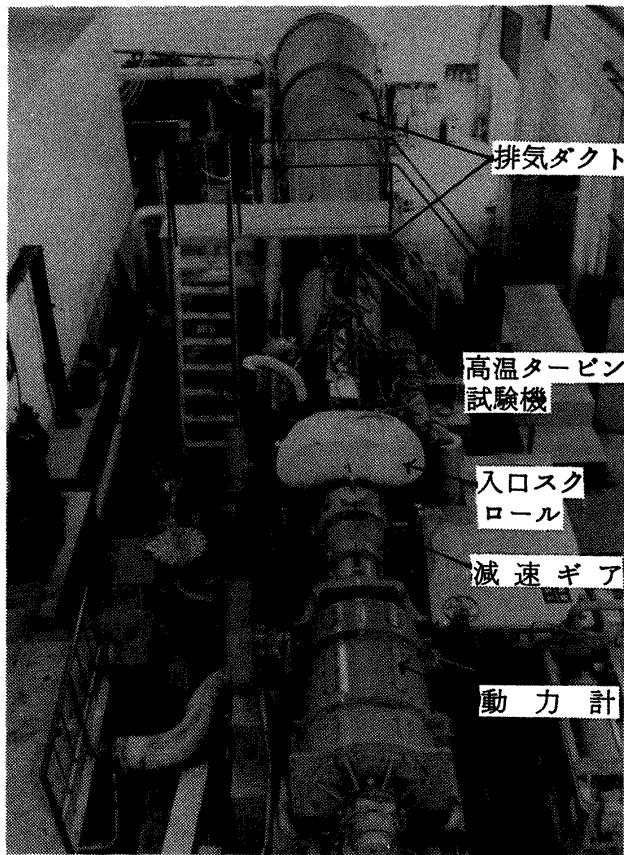


図 16 高温タービン試験装置

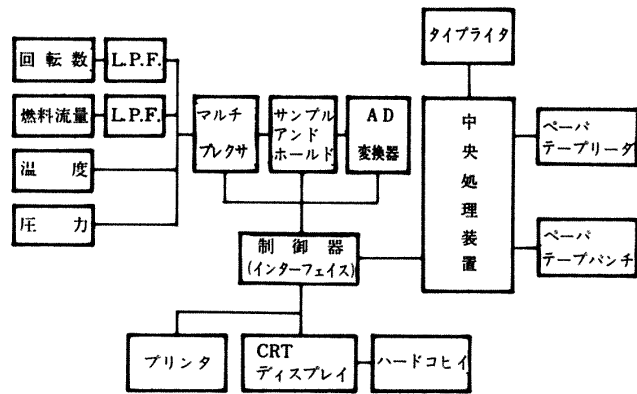


図 17 データ処理装置系統図

回転数およびトルク各1点で、合計73点である。

なおデータ解析には、実時間処理プログラム (HTRT-10) およびオフラインプログラム (HTOL-10) を用いた。図 18 にオフラインプログラムの流れ図を示す。

4.3 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。

計測断面① (主燃焼器入口) : 温度 4 点 (4 点楕

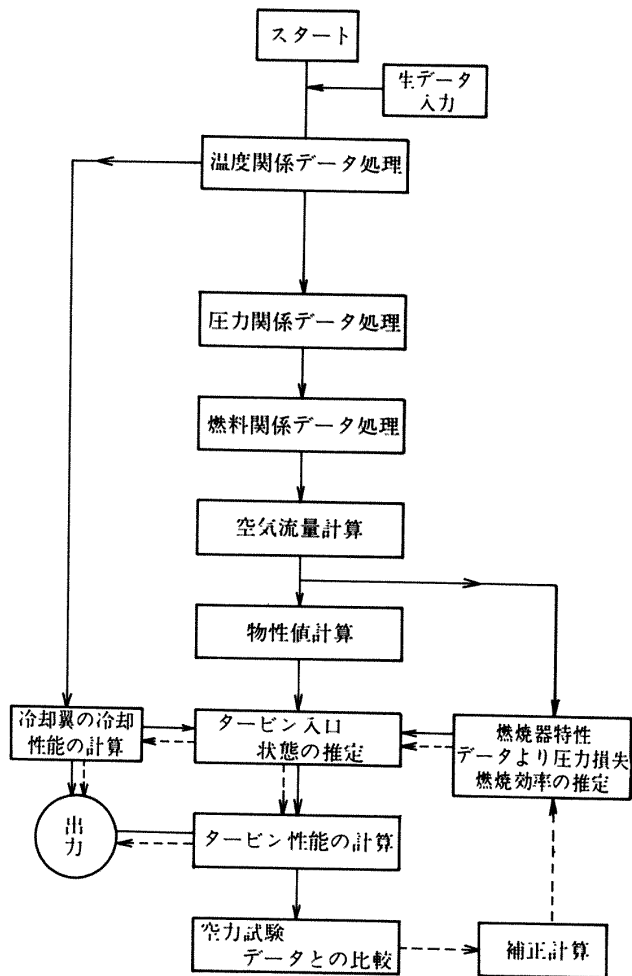
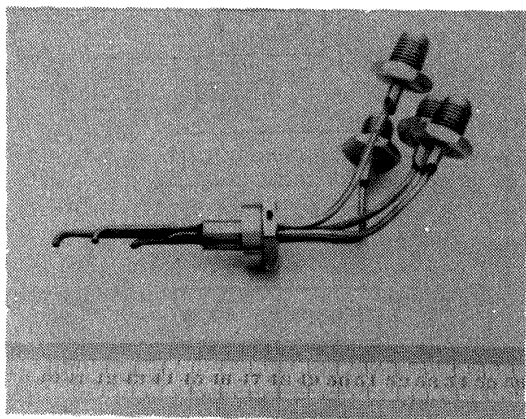


図 18 高温タービンデータ処理プログラム流れ図

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) : 温度 16 点 (4 点楕型温度計 4 本), 全圧 16 点 (4 点楕型ピトー管 4 本)

なお本試験機の主要部 (主燃焼器, 供試タービン等) の構造, 寸法を実機エンジンと同一としている事や, ガス温度や試験機が高温になることなどのため, 保安, 計測精度などの配慮から, 供試タービン入口断面 (主燃焼器出口) にはセンサを装着していない。このためタービン入口主流状態量は, 燃料流量と, 他の測定断面に於ける計測値などに基づいて計算によって求めた。算出方法については, 6.5 に示す。図 19 に, 楕型温度計, 楕型ピトー管ならびに冷却空気温度測定用熱電対の写真を示す。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である。図 20 にピトー管の流入角度に



a) 4点櫛型全圧管

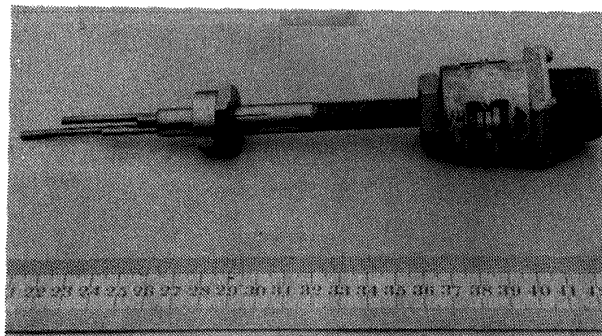
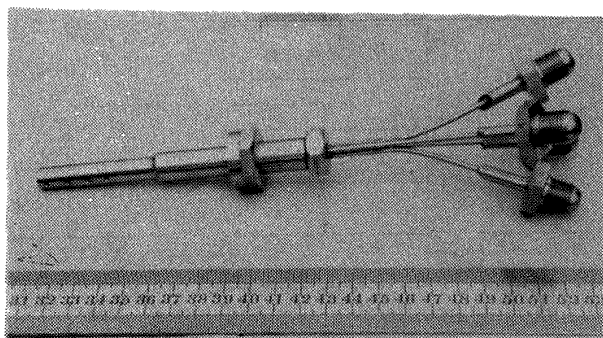
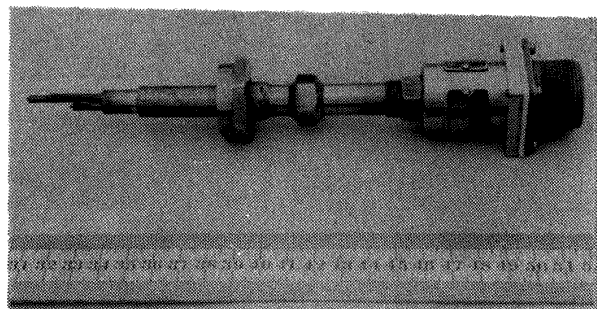
c) 4点櫛型熱電対
温度計 (先端接地型)b) 4点櫛型全圧管
(高温部用)d) 4点櫛型熱電対
温度計 (先端露出型)e) 静翼冷却空気温度測定用
熱電対 (先端露出型)

図 19 熱電対温度計およびピトー管

対する圧力指示値の検定結果例を示す。

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、シーズ入りクロメル—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、図15に示す様に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、力平衡型圧力変換器⁽⁷⁾を用いた。

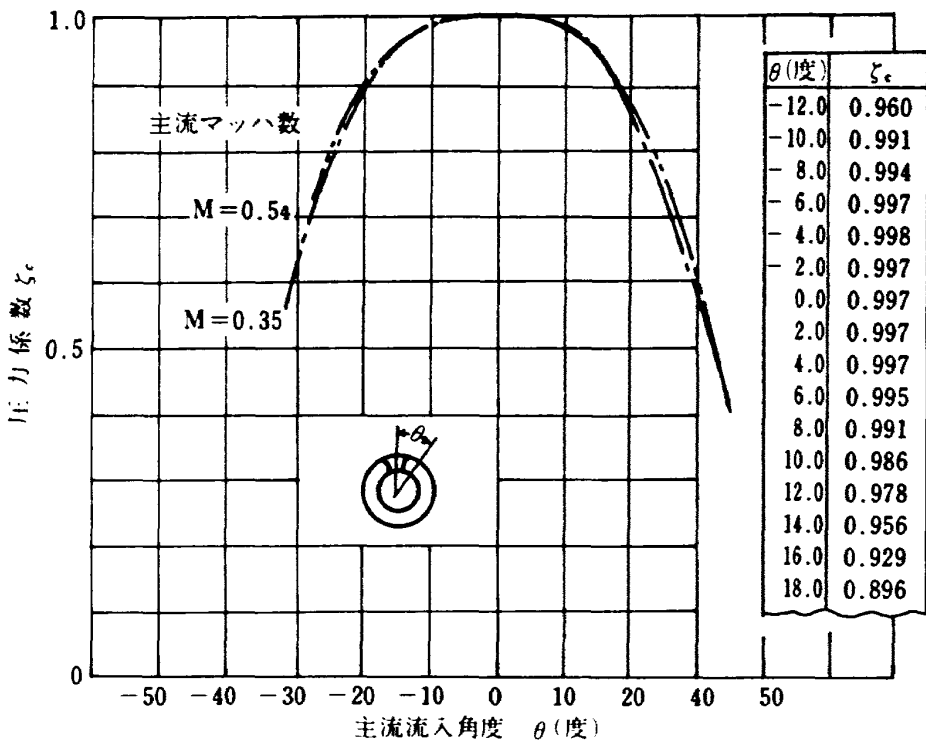
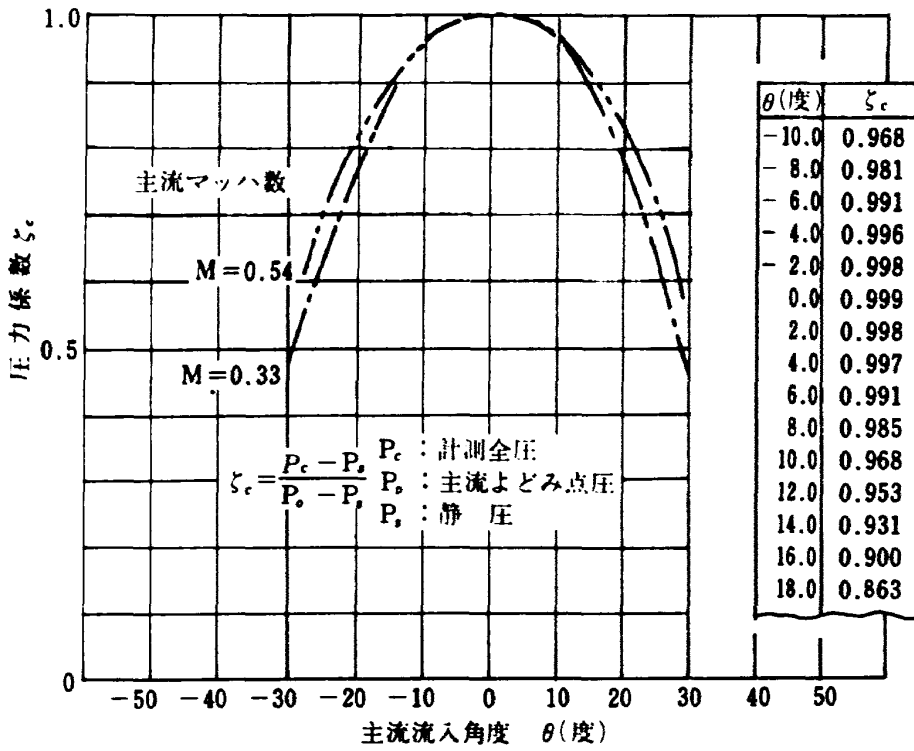


図20 全圧ピトー管特性

5. 試験方法

試験としては、(1) 空気源吐出空気を作動流体としたタービン空力性能試験および、(2) 燃焼ガスを作動流体としたタービン性能試験ならびに空冷翼の冷却性能試験等を行った。空気によるタービン空力性能試験は、修正回転数（設計値比）60~110%，全圧膨張比1.4~2.1の範囲で行った。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1,360 K、冷却空気の最高温度は約700 Kである。実機エンジンに於ける高圧タービン入口温度と冷却空気温度との関係は図21に示す通りである。なおタービン翼の冷却空気等は、前述した通り、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され、試験機外部からの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が、実験の範囲ではタービンの性能に及ぼす影響は無視し得る程度である事を確認した。

6. 計算式

6.1 主流空気流量

オリフィス差圧 ΔP_{Or} 、空気の密度 ρ_{Or} 、開口面積 A_{Or} ($=0.07525 m^2$)、流量係数 α 、空気の膨張補正係数 ϵ を用いて、空気流量は $G = \alpha \epsilon A_{Or} \sqrt{2 \rho_{Or} \Delta P_{Or}}$ なおオリフィス板の絞り直径比 β は 0.300 である。

6.2 燃料流量

タービンフローメータ出力およびそのゼロ流量時出力をそれぞれ e_f, e_{f0} (mV) とすれば、燃料流量 G_f (kg/s) は、 $G_f = k_f (e_f - e_{f0}) \rho_f$ 、ここで ρ_f は、使用燃料 (Jet A-1) の平均密度 ($= 0.790 \text{ kg/l}$)、 k_f はタービンフローメータおよびF/V変換器の総合出力係数で、検定値は、予熱燃焼器用および主燃焼器用についてそれぞれ、 0.2482×10^{-4} および $0.6377 \times 10^{-4} \text{ l/(s \cdot mV)}$ である。

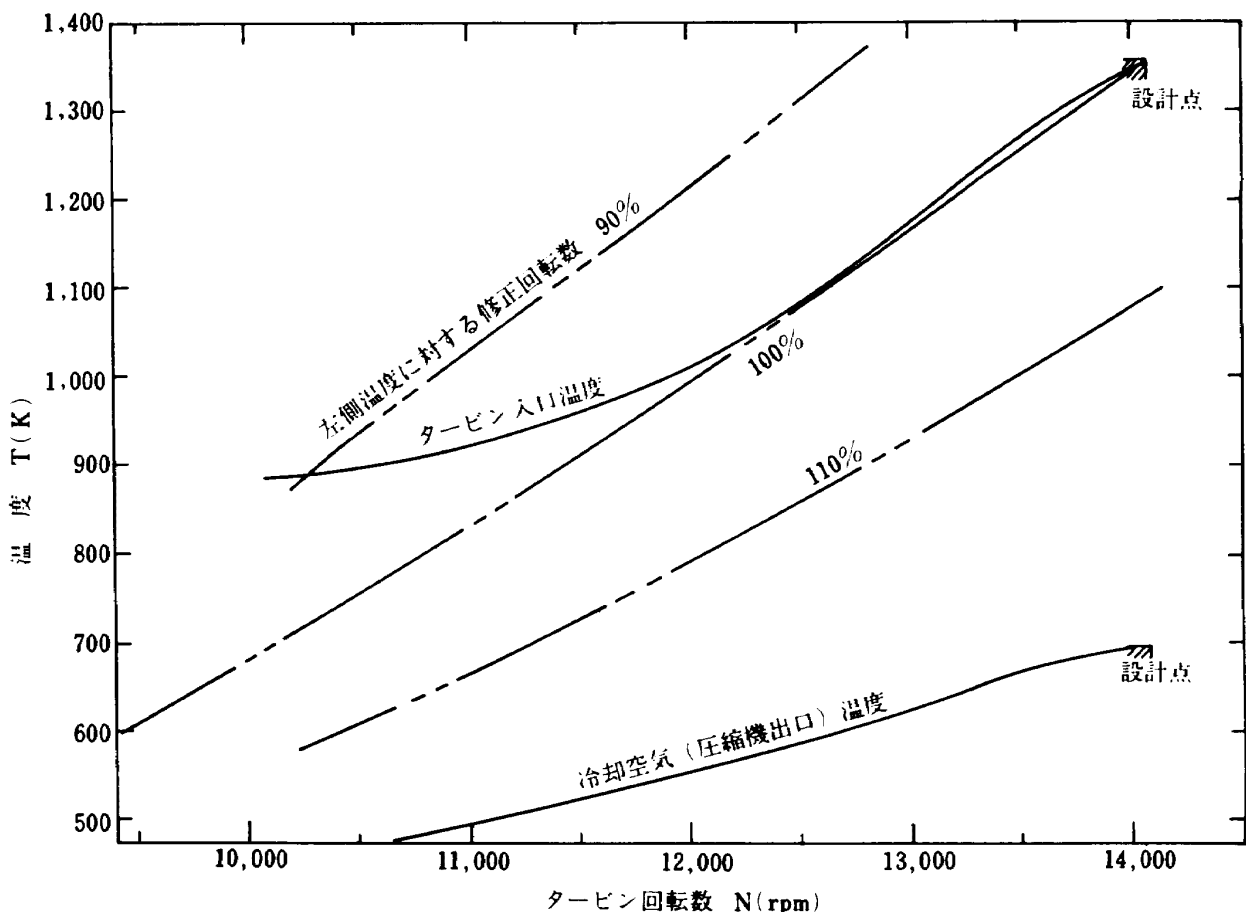


図21 タービン入口温度および冷却空気温度

6.3 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カ所で、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。

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

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 $R \doteq (P_r)^{1/3}$ とした。但し P_r は主流のプラントル数である。

6.4 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カ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カ所 (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、6.3項に述べた方法と同様である。

6.5 供試タービン入口の主流状態量の算出

前述したように、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、これらは計算によって求めた。以下にその概要を示す。

(i) 主流全圧 $P_{t,3}$ の算出：試験機入口 (主燃焼器入口, 1断面) に於ける全圧 $P_{t,1}$ と、主燃焼器の全圧損失 ΔP_c から、

$$P_{t,3} = P_{t,1} - \Delta P_c \quad (2)$$

ここで $\Delta P_c = \frac{1}{2} \rho_r U_r^2 \phi$ で、 ϕ は燃焼器の圧力損失率、 ρ_r は主流密度、 U_r は主燃焼器最大断面位置に於ける平均流速である。

主燃焼器の最大断面位置 (添字 r で表わす) に於ける流路面積 A_r , 主流全圧 $P_{t,r}$, 静圧 $P_{s,r}$, 全温 $T_{t,r}$, 静温 $T_{s,r}$ およびマッハ数 M_r を用いると、完全ガスの一次元断熱流れを仮定して、

状態方程式：

$$P_{s,r} = \rho_r R T_{s,r}$$

圧力比とマッハ数の関係式：

$$\frac{P_{s,r}}{P_{t,r}} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_r^2 \right)^{-\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$

流速 U_r とマッハ数の関係式：

$$U_r = M_r \sqrt{\kappa R T_{s,r}}$$

これらの諸式から、

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \rho_r U_r^2 &= \frac{1}{2} \frac{P_{s,r}}{R T_{s,r}} M_r^2 \kappa R T_{s,r} \\ &= \frac{1}{2} \kappa P_{s,r} M_r^2 \\ &= \frac{1}{2} \kappa P_{t,r} M_r^2 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_r^2 \right)^{-\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \end{aligned} \quad (3)$$

修正流量パラメータ $G_{r,cor}$ をマッハ数で表わすと、

$$G_{r,cor} \equiv \frac{G_r \sqrt{T_{t,r}}}{A_r P_{t,r}} = \frac{M_r}{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_r^2 \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}}} \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \quad (4)$$

即ち、比熱比 κ およびガス定数 R を一定と仮定すれば、マッハ数は(4)式により修正流量パラメータの関数として表わされるから、

$$M_r^2 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_r^2 \right)^{-\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = f(G_{r,cor}) \quad \text{と書くと、}$$

(2)式は、

$$P_{t,3} = P_{t,1} - \frac{1}{2} \kappa P_{t,r} f(G_{r,cor}) \cdot \phi \quad (5)$$

(4)式からマッハ数を求めるためには、繰り返し計算を必要とするが、燃焼器最大断面位置に於てはマッハ数 M_r は小さく、 κ および R が一定の下では、

$$M_r = (a + b G_{r,cor}) G_{r,cor} \quad (M_r < 0.1) \quad (6)$$

で近似できる。但し a, b は定数。

これらの式に於て、 $P_{t,r}, T_{t,r}$ および G_r として近似的に $P_{t,1}, T_{t,1}$ および G_1 の測定値を用いて $G_{r,cor}$ および M_r を算出する一方、全圧損失率 ϕ については、燃焼器要素試験の結果⁽³⁾を参考に、空燃比 n および燃焼器入口主流の無次元圧力 $\delta_1 \equiv P_{t,1}/P_0$ (但し P_0 は標準大気圧力) の関数として表示

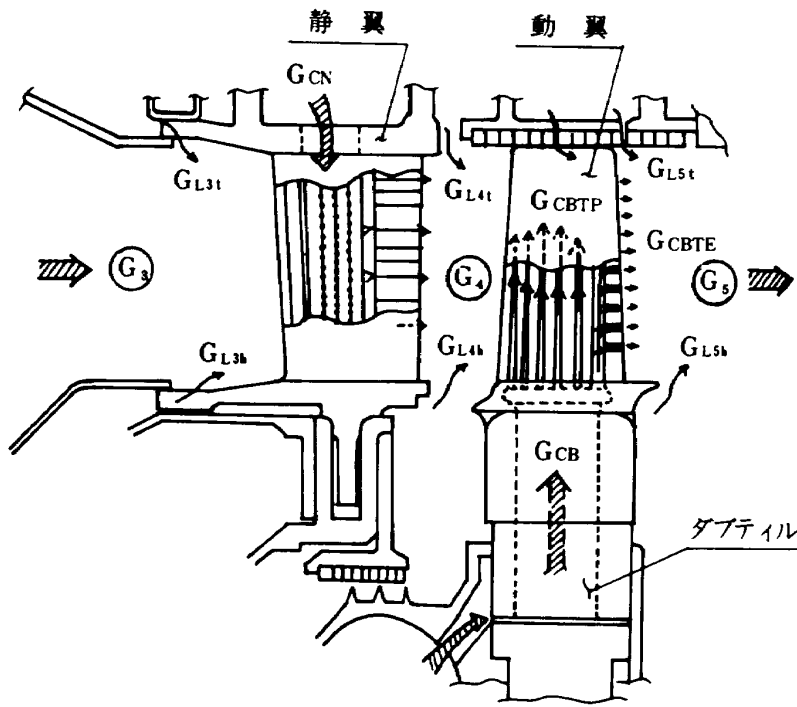


図 22 冷却空気および漏洩空気の流れ

冷却空気流量計面值

(タービン入口主流に対する流量比)

$$G_{CN} = 3.4\% \text{ (静翼冷却空気)}$$

$$G_{CB} = G_{CBTP} + G_{CBTE} \\ = 2.5\% \text{ (動翼冷却空気)}$$

$$G_{LN} = G_{L3i} + G_{L3h} + G_{L4i} + G_{L4h} \\ = 2.2\%$$

$$G_{LB} = G_{L5i} + G_{L5h} \\ = 1.1\%$$

した。即ち、

$$\phi = \phi(G_{r,cor}, n, \delta)$$

以上の結果から、燃焼器出口(供試タービン入口)全圧 $P_{t,3}$ の算出式として、次式を用いた。即ち、

$$P_{t,3} \doteq P_{t,1} \left\{ 1 - \frac{1}{2} \kappa f(M_r) \cdot \phi(M_r, n, \delta) \right\} \quad (7)$$

(ii) 主流全温 $T_{t,3}$ の算式: 供試タービン入口から出口までの試験流路で、主流と混合する冷却空気および漏洩ガス(空気)流量を、図 22 に示すように G_{CN} , G_{LN} , G_{CB} および G_{LB} で代表させる。試験機ケーシング、タービン軸等からの熱の流入または流出を無視し得るものとすれば、上記の試験流路では、エネルギー保存から次式が成り立つ。

$$H_3 + H_{CN} + H_{CB} + H_L - \left(L_B + \frac{L}{\eta_m} \right) - H_5 = 0 \quad (8)$$

ここで、

$H_3 = G_3 c_{p3} T_{t,3}$: タービン入口断面での単位時間当たりの主流全エンタルピ。但し G_3 , c_{p3} および $T_{t,3}$ はそれぞれ流量、定圧比熱および全温。

$H_{CN} = G_{CN} c_{pCN} T_{CN,I}$: 静翼冷却空気の単位時間当たりの全エンタルピ。但し $T_{CN,I}$ は静翼冷却空気入口全温。

$H_{CB} = G_{CB} c_{pCB} T_{CB,I}$: 動翼冷却空気の単位時間当たりの全エンタルピ。

但し $T_{CB,I}$ は動翼冷却空気入口全温。

$H_L = (G_{LN} + G_{LB}) c_{pL} T_L$: 静翼および動翼周辺で主流と混合する冷却空気および漏洩ガス(空気)の単位時間当たりの全エンタルピ。

$L_B = \sum (U_i^2 G_{CB,i})$: 動翼冷却空気が、回転部で受けるポンプ仕事。但し $G_{CB,i}$ および U_i はそれぞれ、動翼冷却空気吹出し位置 i における冷却空気流量および動翼周速。

L/η_m : タービンの出力、 L および η_m はそれぞれ動力計吸収動力および供試タービン回転軸と動力計とを継ぐ減速ギヤ、軸受等を含めた機械効率である。本試験では $\eta_m = 0.97$ とした。

$H_5 = G_5 c_{p5} T_{t,5}$: タービン出口断面での単位時間当たりの主流全エンタルピ。

以上の諸式から、タービン入口断面に於ける主流の単位時間当たりの全エンタルピ H_3 が求められ、単位流量当たりのエンタルピ $h_3 (= H_3/G_3)$, 空燃比 n_3 を用いて、主流ガス全温 $T_{t,3}$ が求められる。即ち、

$$T_{t,3} = f_1(h_3, n_3) \quad (9)$$

また物性値 C_p (定圧比熱), κ (比熱比) は,

$$C_p, \kappa = f_2(T_{t,3}, n_3) \quad (10)$$

但し, 式(9)および(10)による算出方法は, 文献(8)によった。なお式(8)の計算は, $T_{t,3}$, C_p の算出と共に, 繰り返し計算を行う必要がある。

6.6 静翼レイノルズ数 Re_N

平均径に於ける翼弦長 C_N , 流出速度 v_4 を基準として Re_N を算出した。即ち

$$Re_N = \rho_4 v_4 C_N / \mu_4 \quad (11)$$

但し ρ_4 , μ_4 は, それぞれ静翼出口断面に於ける主流ガスの密度および粘性係数で, μ については, ジェット燃料 (Jet A-1) の燃焼ガス物性値データ⁽⁹⁾ から, 最小二乗法により次式を得て用いた。

$$\left. \begin{aligned} \mu(n, T) &= A_0(n) + A_1(n)T_s + A_2(n)T_s^2 \\ A_0(n) &= (0.5607 + 4.567n - 82.57n^2) \times 10^{-5} \\ A_1(n) &= (0.4500 - 1.264n + 13.69n^2) \times 10^{-7} \\ A_2(n) &= (-0.8796 + 5.938n - 56.16n^2) \times 10^{-11} \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

ここで粘性係数 μ ($P_a \cdot s$), ガス静温 T_s (K), n は空燃比である。流出速度 v_4 は, マッハ数 M_4 を用いて,

$$v_4 = \sqrt{k RT_{t,4}} M_4 / \left(1 + \frac{k-1}{2} M_4^2\right)^{1/2} \quad (13)$$

また M_4 は, 次式から繰り返し計算によって求めた。

$$\begin{aligned} G_4 \sqrt{T_{t,4}} / (P_{t,4} A_{NO} \cos \alpha_4) \\ = \sqrt{\frac{\kappa}{R}} M_4 / \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_4^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \end{aligned} \quad (14)$$

ここで G_4 , $T_{t,4}$, $P_{t,4}$ はそれぞれ静翼出口断面に於ける主流の流量 (kg/s), 全温度 (K), 全圧 (Pa)

で, $P_{t,4}$ は, 静翼全圧損失係数 $\bar{\omega}_N$ を用いて計算により求めた。 A_{NO} は静翼スロート面積, α_4 は静翼からの流出角で, 空力試験機による内部流動計測結果⁽¹⁰⁾ を用いた。 κ は, 静翼出口に於ける主流ガスの比熱比である。

6.7 動翼レイノルズ数 Re_B

静翼の場合と同様, 平均径に於ける翼弦長 C_B , 動翼相対流出速度 w_5 を用いて,

$$Re_B = \rho_5 w_5 C_B / \mu_5 \quad (15)$$

ρ_5 , μ_5 は動翼出口主流密度および粘性係数である。 w_5 は, 動力計吸収動力 L , 機械効率 η_m をもちいて,

$$L = (w_4 \cos \beta_4 - w_5 \cos \beta_5) \eta_m G_4 \quad (16)$$

ここで u_m : 平均径に於ける動翼周速, w_4 : 動翼相対流入速度, β_4 , β_5 はそれぞれ動翼相対流入, 流出角度。

w_5 の算出は, 速度三角形から

$$w_4 \cos \beta_4 = v_4 \cos \alpha_4 - u_m \quad (17)$$

(16)(17)式から

$$w_5 = \{ (v_4 \cos \alpha_4 - u_m) - L / (\eta_m G_4) \} / \cos \beta_5 \quad (18)$$

となる。

7. 実験結果

7.1 温度および圧力分布

図23に測定断面に於ける主流ガス温度, 圧力の分布の測定例を示す。タービン機械回転数 ($N = 14,096$ rpm), 全圧膨張比 ($\pi_T = 2.039$), タービン入口主流全温 ($\bar{T}_{t,3} = 1363.6$ K) はほぼ設計値である。タービン入口温度 $\bar{T}_{t,3}$ および圧力 $P_{t,3}$ は, 既に述べた方法による算出値である。タービン出口主流全温 $T_{t,5}$ の分布は, 予熱燃焼器および主燃焼器の燃焼状態に影響を受けるため, 燃焼器内主流流速, 燃焼器負荷率, 主流圧力によって多少異なる。タービン出口主流温度の測定値に基づいて算出したタービン入口における温度不均一率 ζ は, 計画値 (0.2)

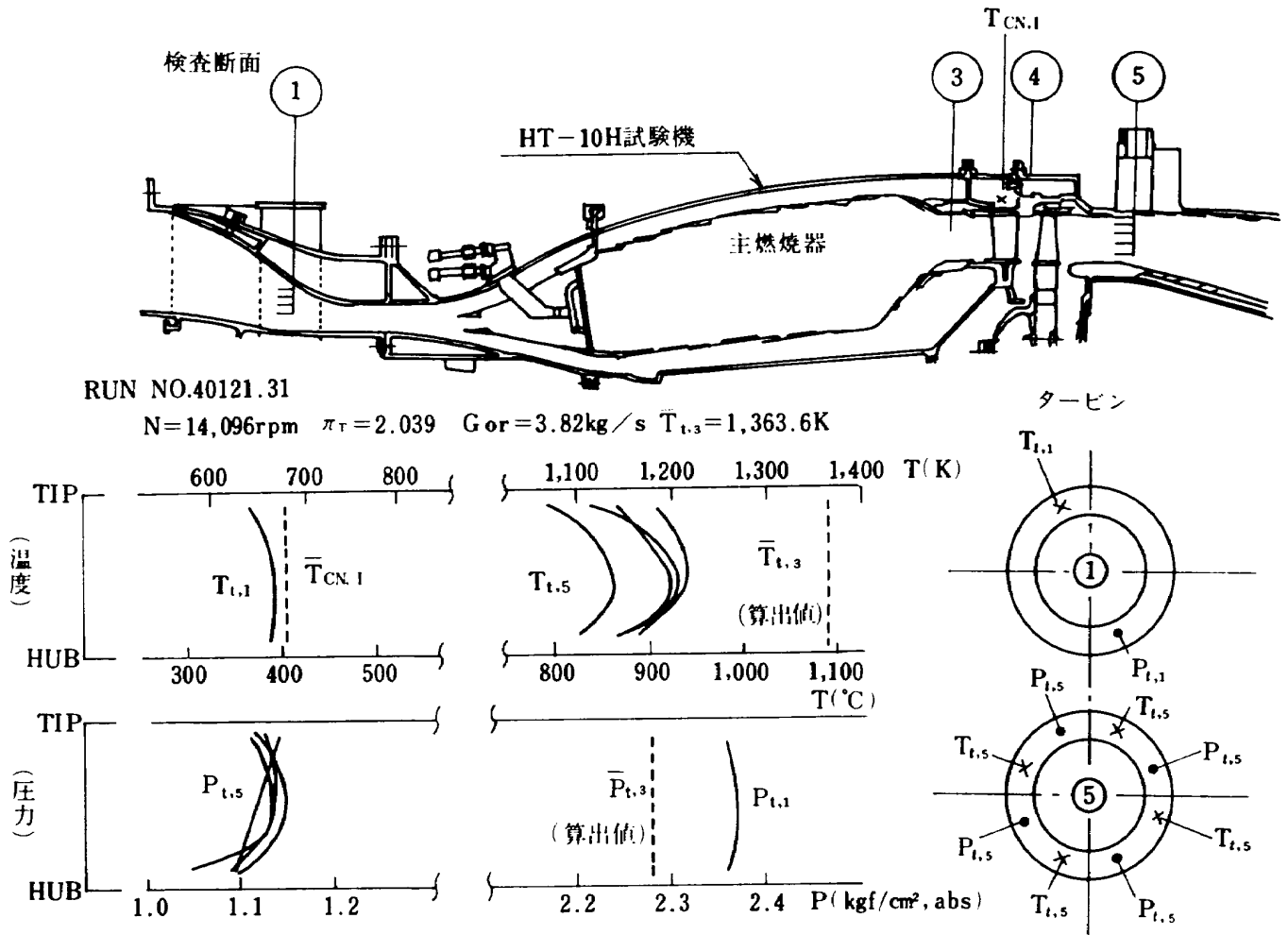


図 23 主流温度，圧力分布測定例

よりやや大きく，また実験の過程で燃料噴射ノズルチップにエロージョンを生じ，温度不均一率 ϵ が異常に増大したため，これを補修して実験を行なった。

7.2 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から1.1の範囲にわたって図24に示す。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，次式から算出した値である。即ち

$$\left. \begin{aligned} G_{3,cor} &= G_3 \sqrt{\theta_{t,3}} / \delta_3 \\ G_{4,cor} &= G_4 \sqrt{\theta_{t,4}} / \delta_4 \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

但し標準大気温度 T_0 ，圧力 P_0 を用いて $\theta_t = T_t / T_0$ ， $\delta = P_t / P_0$ である。また図中の N_{cor}^* は，

修正回転数の設計値に対する比で，

$$N_{cor}^* = (N / \sqrt{\theta_{t,3}}) / (N / \sqrt{\theta_{t,3}})_{des} \quad (20)$$

チョーク時の修正流量は，設計回転数に於て $G_{3,cor}$ で約11%， $G_{4,cor}$ で約17%設計値より過大となった。

チョーク位置は動翼スロート部である。

本試験結果は，非燃焼空気($T_{t,3}=340\sim 400\text{K}$)によるもので，燃焼ガスによる試験($T_{t,3}=800\sim 1,365\text{K}$)の結果は， $T_{t,3}$ の推定誤差，ガス温度分布の非一様性などにより，データのバラツキが大きい。

7.3 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25に示す。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 ，ならびに静翼入口に於ける単位時間

主流修正流量

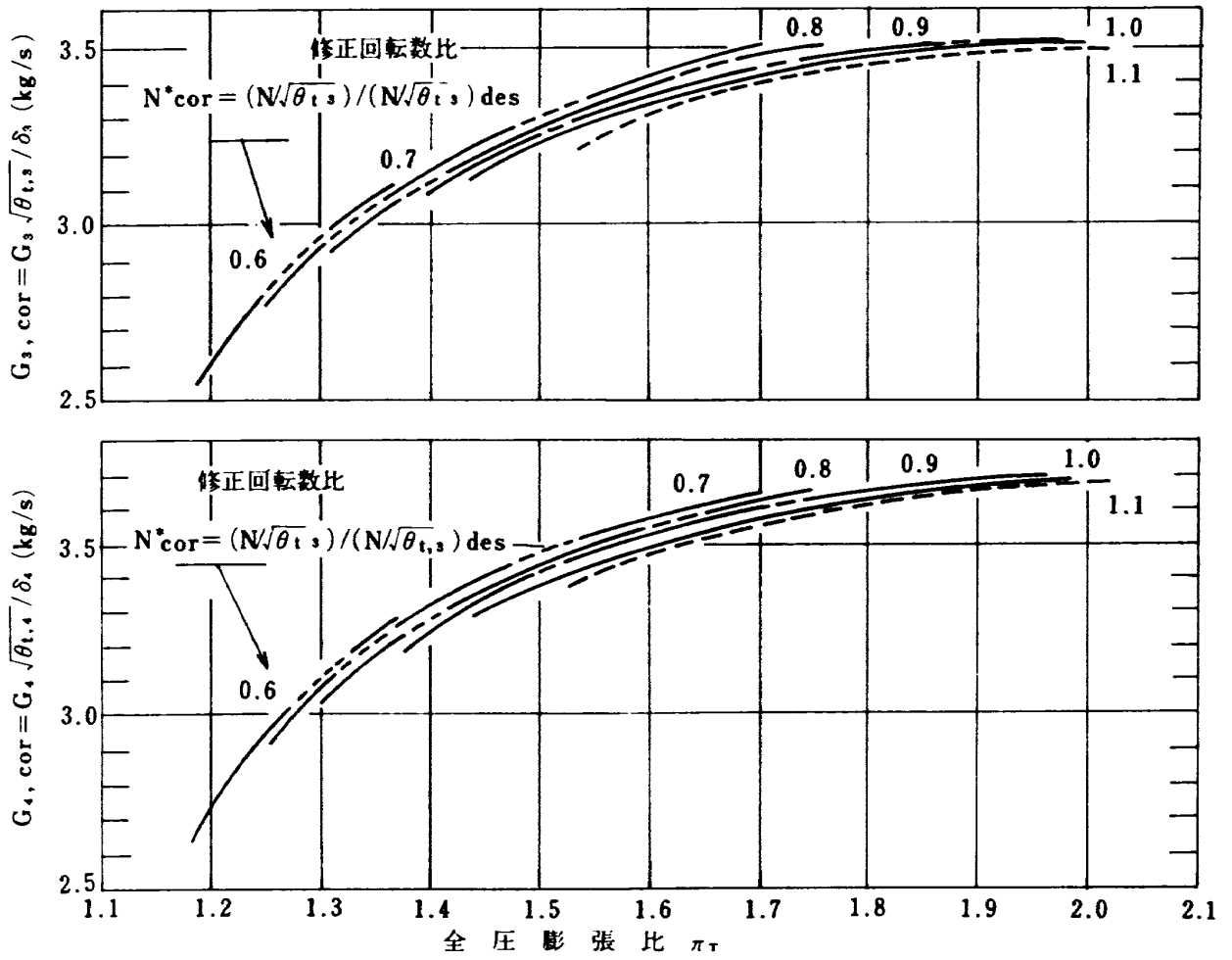


図24 主流流量特性

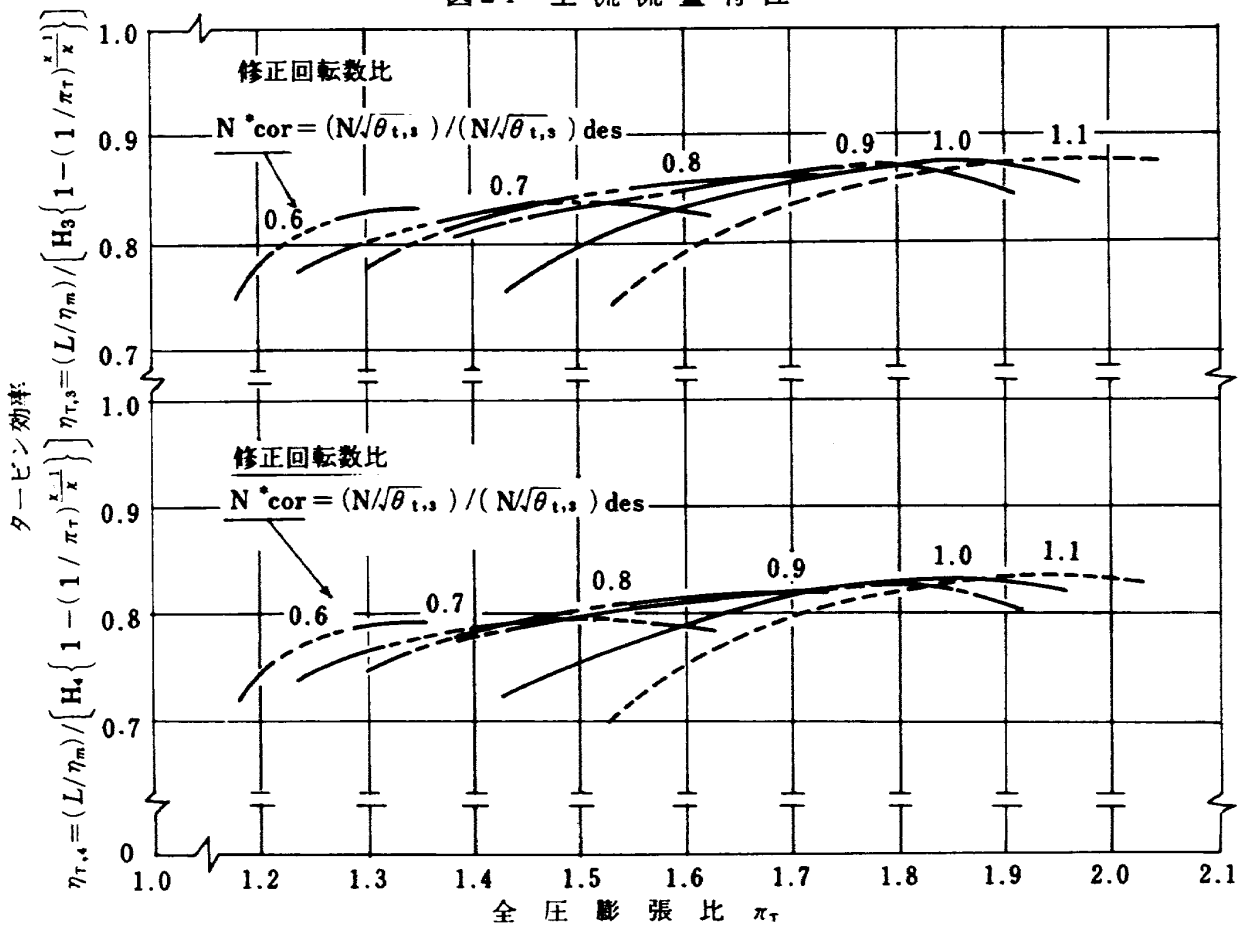


図25 タービン効率

当たりの主流エンタルピ H_3 ないしは動翼入口に於ける単位時間当たりの主流エンタルピ H_4 をもちいて次式から算出した。

$$\eta_{T,3} = (L/\eta_m) / \{ H_3 \{ 1 - (1/\pi_T)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \} \} \quad (21)$$

$$\eta_{T,4} = (L/\eta_m) / \{ H_4 \{ 1 - (1/\pi_T)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \} \} \quad (22)$$

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。

$\eta_{T,3}$ は、静翼以後で主流と混合する冷却空気やもれ空気などの二次流が持つエンタルピを無視して、供試タービン入口における主流のエンタルピのみを有効エンタルピとした場合の基本効率であり、 $\eta_{T,4}$

は動翼入口における、混入した二次流を含む主流のエンタルピを有効エネルギーとした効率である。従って $\eta_{T,3}$ と $\eta_{T,4}$ とでは、主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のエンタルピ量に応じて、効率の算定値が異なり、この効率差は、修正回転数および膨張比が設計値のとき約 6% である。図 2.6 に非燃焼空気試験によるタービン性能マップを、表 5 に全体性能主要データを示す。

7.4 タービン効率のスパン方向分布

図 2.7 に、流線に沿った断熱温度効率 η_θ^i のスパン方向変化を示す。ただしタービン段の入口、出口間での流線の半径位置の移動は考慮してない。 η_θ^i

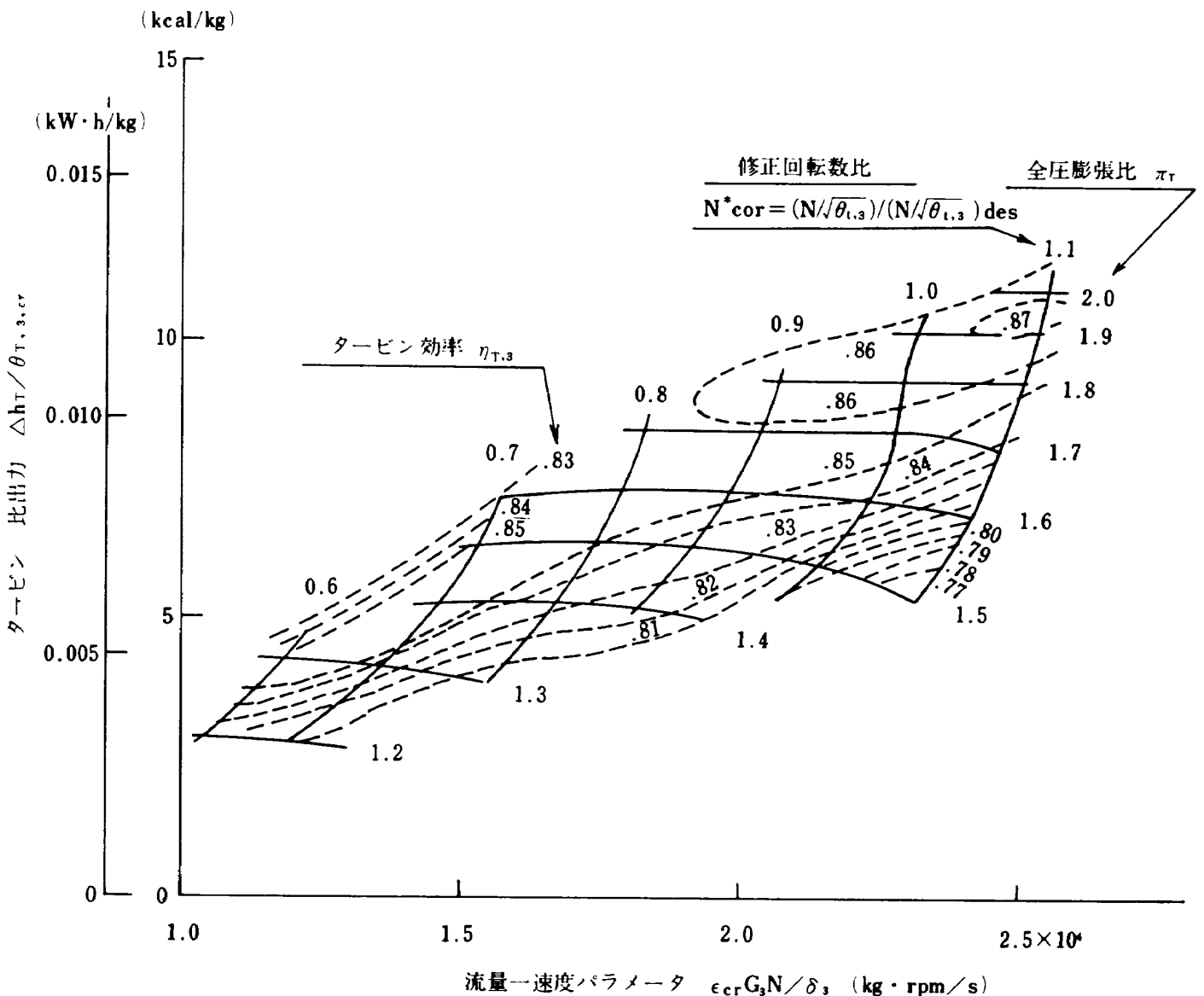


図 2.6 タービン性能マップ (空気試験)

表 5 全体性能データ (空気試験)

実験番号 <i>R_{un}</i> No	回転数 <i>N</i> (rpm)	主流流量		入口温度 <i>T_{1,3}</i> (K)	主流圧力		修正 回転数比 <i>N_{3,cor}</i> *	全 圧 膨 張 比 <i>π_T</i>	修正 流量比		タービン効率		翼レイノルズ数		修正トルク	
		<i>G₀₇</i> (kg/s)	<i>G₃</i> (kg/s)		<i>P_{1,2}</i> (kg/cm ² , abs)	<i>P_{1,3}</i> (kPa)			<i>G_{3,cor}</i> *	<i>G_{4,cor}</i> *	<i>η_{T,3}</i>	<i>η_{T,4}</i>	<i>Re_N × 10⁻⁶</i>	<i>Re_B × 10⁻⁶</i>	(kg·m)	<i>τ / δ</i>
3061218	4269	3.096	2.848	335.9	1.297	1.241	1217	1.191	0.812	0.851	0.761	0.725	0.292	0.077	6.84	67.1
3061219	4314	3.395	3.123	339.4	1.350	1.284	1269	1.230	0.864	0.907	0.803	0.765	0.321	0.092	8.97	88.0
3061221	4408	4.172	3.837	350.2	1.509	1.418	1391	1.343	0.977	1.024	0.827	0.789	0.389	0.128	14.61	143.3
3061223	5030	3.505	3.223	352.4	1.386	1.315	1289	1.259	0.888	0.931	0.787	0.750	0.322	0.094	8.72	85.5
3061225	5050	4.420	4.066	356.7	1.575	1.477	1448	1.399	1.003	1.522	0.822	0.784	0.409	0.132	14.85	145.6
3061226	5068	4.749	4.368	358.9	1.652	1.545	1515	1.453	1.034	1.840	0.839	0.802	0.441	0.146	17.10	167.7
3061227	5096	5.287	4.863	362.5	1.796	1.674	1641	1.554	1.067	1.119	0.833	0.795	0.488	0.181	20.68	202.8
3061228	5106	5.615	5.165	364.5	1.883	1.751	1717	1.612	1.086	1.139	0.823	0.785	0.520	0.192	22.46	220.3
3061231	5844	3.793	3.489	364.5	1.462	1.381	1355	1.317	0.930	0.976	0.784	0.747	0.342	0.105	9.49	93.1
3061232	5860	4.430	4.075	365.6	1.598	1.498	1469	1.422	1.003	1.952	0.826	0.788	0.403	0.132	13.67	134.1
3061233	5865	5.028	4.625	367.2	1.741	1.624	1592	1.529	1.053	1.104	0.846	0.806	0.461	0.160	17.51	171.7
3061234	5861	5.456	5.018	369.1	1.855	1.727	1694	1.610	1.077	1.130	0.853	0.813	0.499	0.185	20.17	197.8
3061235	5878	6.013	5.531	372.0	2.008	1.865	1829	1.713	1.104	1.157	0.857	0.817	0.550	0.214	23.27	228.2
3061236	6609	4.231	3.892	371.5	1.569	1.475	1446	1.400	0.981	1.029	0.819	0.781	0.380	0.127	11.32	111.0
3061237	6673	4.799	4.414	370.7	1.696	1.585	1554	1.502	1.035	1.085	0.822	0.784	0.436	0.143	14.17	139.0
3061238	6673	5.426	4.991	372.0	1.858	1.730	1697	1.625	1.074	1.126	0.852	0.812	0.493	0.179	18.02	176.7
3061239	6678	5.924	5.449	374.2	1.997	1.857	1821	1.726	1.095	1.149	0.861	0.821	0.541	0.204	20.78	203.8
3061240	6682	6.302	5.797	376.1	2.110	1.961	1923	1.803	1.106	1.160	0.870	0.829	0.574	0.228	22.79	233.5
3061241	6684	6.760	6.218	376.4	2.248	2.088	2048	1.893	1.115	1.169	0.849	0.810	0.617	0.244	24.14	236.7
3061243	7472	4.460	4.103	376.2	1.638	1.537	1507	1.447	0.999	1.048	0.768	0.732	0.397	0.129	10.53	103.3
3061244	7529	4.829	4.441	376.4	1.724	1.691	1612	1.522	1.031	1.081	0.801	0.764	0.432	0.146	12.69	124.5
3061245	7508	5.545	5.101	377.1	1.907	1.776	1741	1.668	1.076	1.129	0.848	0.808	0.501	0.182	16.90	165.7
3061246	7507	6.103	5.614	378.0	2.062	1.916	1879	1.786	1.099	1.152	0.867	0.826	0.551	0.213	19.84	194.6
3061247	7511	6.651	6.117	379.6	2.226	2.068	2028	1.902	1.112	1.166	0.873	0.832	0.602	0.242	22.26	218.3
3061248	7511	6.919	6.364	379.7	2.308	2.144	2103	1.958	1.116	1.170	0.860	0.820	0.627	0.250	22.93	224.9
3061249	8273	4.918	4.524	379.1	1.766	1.652	1620	1.545	1.029	1.079	0.749	0.714	0.439	0.144	11.15	109.4
3061250	8254	5.416	4.982	379.8	1.883	1.755	1721	1.650	1.067	1.119	0.815	0.777	0.485	0.171	14.42	141.4
3061251	8268	6.093	5.604	380.7	2.071	1.927	1889	1.800	1.095	1.149	0.859	0.819	0.550	0.209	18.08	177.3
3061252	8279	6.611	6.081	381.1	2.224	2.181	2067	1.917	1.108	1.162	0.878	0.837	0.598	0.238	20.50	201.0
3061253	8282	7.079	6.511	381.8	2.365	2.198	2155	2.017	1.117	1.171	0.875	0.834	0.641	0.258	22.05	216.2

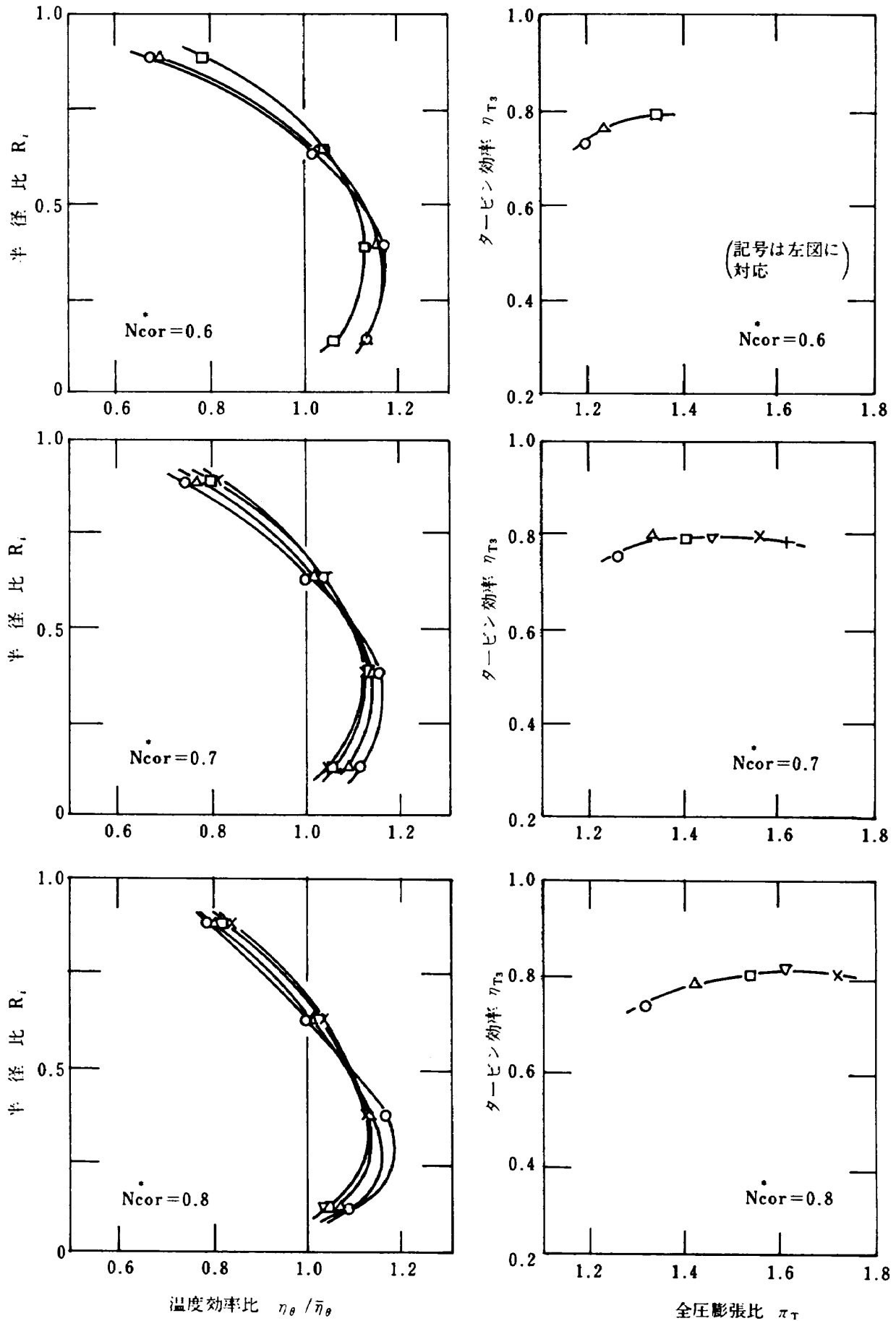


図 27-(1) タービン効率のスパン方向分布

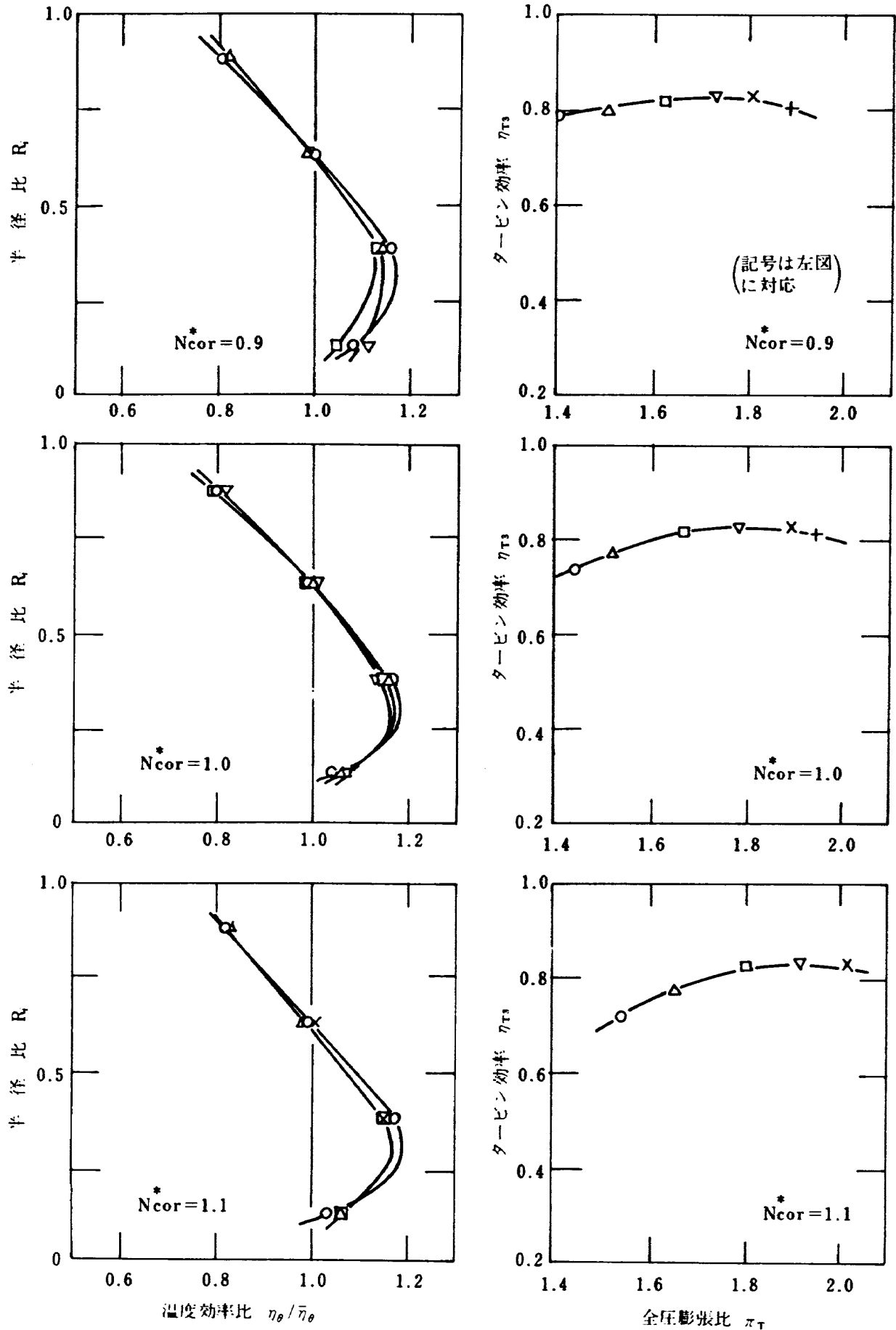


図 27-(2) タービン効率のスパン方向分布

および半径比 R^i はそれぞれ、以下の定義による。

$$\left. \begin{aligned} \eta_{\theta}^i &= \Delta T_t^i / \{ T_{t,3}^i \{ 1 - (1/\pi_T^i)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \} \} \\ R^i &= 2 \int_{r_h}^{r_t} r dr / (r_t^2 - r_h^2) \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

ここに ΔT_t^i , $T_{t,3}^i$, π_T^i はそれぞれ第 i 番目流線における全温度降下、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。また、 $\bar{\eta}_{\theta}$ は η_{θ}^i のスパン方向平均値である。

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。半径 $R^i = 5/8$ でほぼ平均値に等しい局所効率を示し、動翼先端に向かって効率の低下が著しい。部分負荷において、特に動翼先端部での効率低下が著しい場合は、オーバーオール効率も低い。

全圧膨張比のスパン方向分布は、タービン速度および全圧膨張比(スパン方向平均値)の変化にかかわらず、ほぼ一様である。

動翼先端部に於ける効率低下の主要原因としては、

- (i) 動翼の轉向角が大きいために二次流れ損失が大きい。
- (ii) 動翼スパンが小さいため、動翼先端間隙のスパンに対する比が大きく、動翼負荷が大きい事と相まって翼先端間隙損失が大きい。

(iii) タービン部ケーシングから主流に吹き込む二次流(冷却空気、もれ空気等)によって生ずる空力的損失が大きい。

等の可能性が考えられる。動翼冷却空気の一部は、動翼先端から主流に吹き出されるが、これは一般に翼先端の有効間隙を減少させる効果があるが、冷却空気の吹き出しによる空力的損失の増加とほぼ相殺されるものと考えられている。

7.5 トルク特性

図 28 に全圧膨張比 π_T 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。ここで $\tau_{cor} = \tau / \delta$, $\delta = P_{t,3} / P_0$, 但 P_0 は標準大気圧(101 kPa)。タービントルク τ の算出にあたっては、動力計吸収動力と供試タービン入口における主流状態量とを用いた。タービン速度および膨張比が設計値の時の修正トルクは約 $230 \text{ N}\cdot\text{m}$ で、供試タービンの負荷限界(Limiting Loading) にかなり近いと考えられる。

7.6 動翼冷却空気のポンプ仕事

動翼冷却空気が回転部に導入される際の運動のエネルギーと、動翼から主流に流出する際の動翼に対する相対速度エネルギーを無視(即ち冷却空気が動翼吹出点に於て、その位置に於ける動翼周速に等しい速

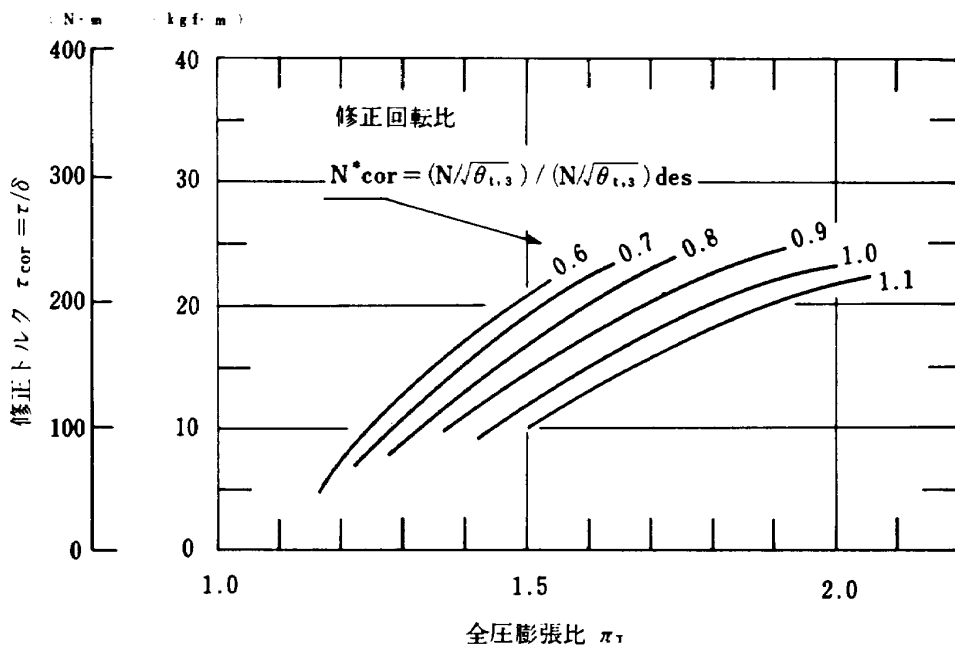


図 28 トルク特性

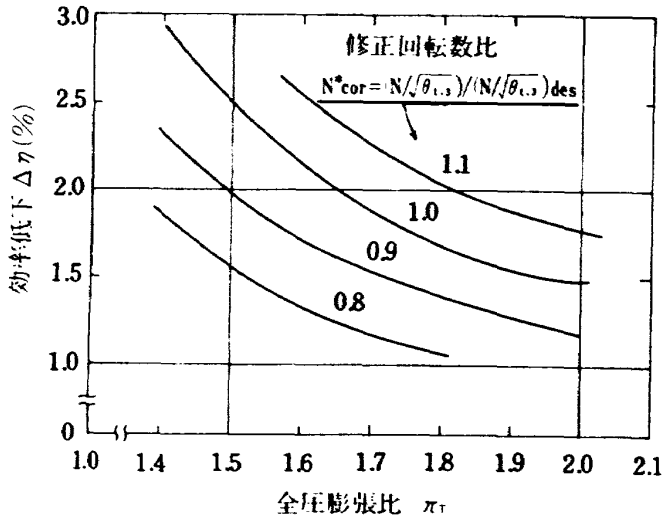


図 29 動翼冷却空気のポンプ仕事による損失

度エネルギーを持って主流と混合すると仮定)し得るものとすれば、動翼冷却空気は、単位時間当り式(8)の L_B に相当するポンプ仕事を、タービンディスクおよび動翼から受ける。この一部はタービンの損失と考えられるが、定量的には冷却空気の吹出し位置、方法等とも関連して評価が困難である。一例として、このポンプ仕事(動力)を全て損失と考えた場合のタービン効率低下換算値を、設計回転数について図29に示す。なお動翼冷却空気流量は主流に対し2.5%と仮定した。設計膨張比に於ける効率低下は約1.6%で、膨張比が下がるに従って単位主流流量当たりのタービン比出力が低下するために、効率低下が大きくなる。なお膨張比が一定で動翼周速度が増加すると、単位冷却空気流量当たりのポンプ仕事が増加するために、タービン速度の増加に従って上記の効率低下が大きくなる。

7.7 タービン効率のレイノルズ数による影響

タービン効率は、全圧膨張比およびタービン速度の他、主流レイノルズ数によっても影響を受ける。航空用ガスタービンエンジンでは、エンジンの作動状態に応じてタービンの主流レイノルズ数も大きく変化する。本実験では試験機出口の排気流路に絞り弁を有していないため、全圧膨張比とタービン速度とを一定に保ったまま主流全圧を広い範囲で変化させる事は出来ないが、主流の温度を変化させることによって主流の物性値が変化することを利用してレイノルズ数を変化させた。図30は、速度三角形が

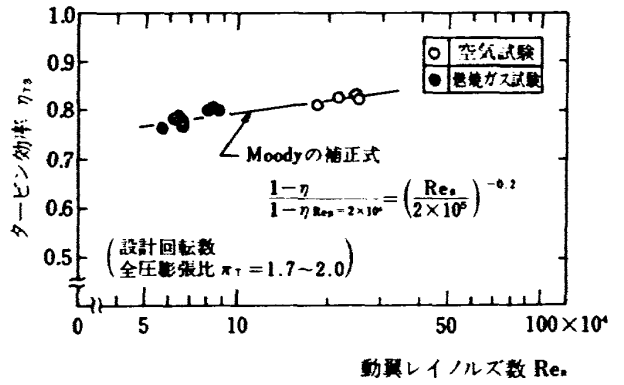


図 30 タービン効率の動翼レイノルズ数による影響

ほぼ設計条件に近い作動範囲(設計回転数、全圧膨張比=1.7~2.0)に於けるタービン効率(動翼入口断面状態基準)の、動翼レイノルズ数 Re_s による変化を示したものである。

タービン効率のレイノルズ数補正式は種々提示されているが、本実験データの場合、式24のMoodyによる補正式と、比較的良い一致を示した。

$$\frac{1-\eta}{1-(\eta)_{Re_s=2 \times 10^5}} = \left(\frac{Re_s}{2 \times 10^5} \right)^{-0.2} \quad (24)$$

ここで Re_s は、動翼コード長さとして主流速度を用いたレイノルズ数で、 η はそのレイノルズ数に於けるタービン効率、 $(\eta)_{Re_s=2 \times 10^5}$ は $Re_s=2 \times 10^5$ に換算したタービン効率である。この実験に於ては、主流を加熱しない場合、 Re_s はほぼ 2×10^5 に近く、従ってレイノルズ数補正前後の効率差は僅かである。一方高温状態に於けるレイノルズ数は、ほぼ $(5 \sim 10) \times 10^4$ 程度で、 $Re_s=2 \times 10^5$ に換算すると、タービン効率は3~5%上昇する事になる。

7.8 動翼相対流入角度によるタービン効率変化

速度三角形が設計条件から外れた作動条件に於ても、タービン効率に及ぼす動翼レイノルズ数の影響が式24で表わされるものと仮定すれば、 $Re_s=2 \times 10^5$ に於けるタービン効率(動翼入口断面状態基準)の動翼相対流入角度 δ_i に対する変化は、図31に示す通りである。設計回転数に於ては、ほぼ設計膨張比に於て $\delta_i \sim 0$ で、タービン効率も最高値を示し

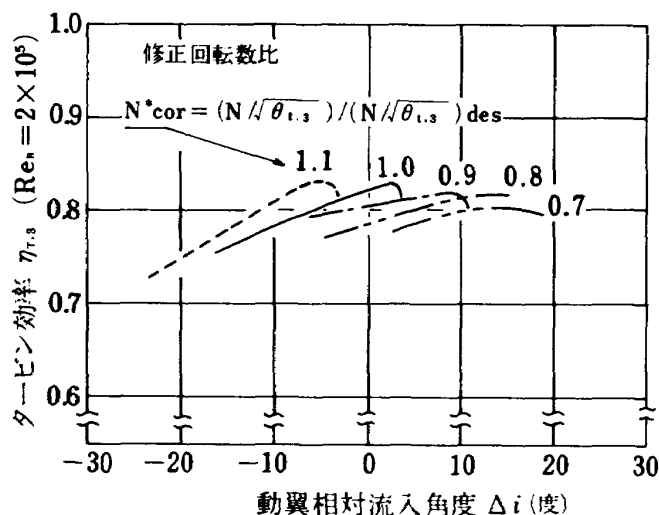


図 31 タービン効率の動翼相対流入角度による影響

ている。 Δi = 一定でタービン回転数が低下すると、一般に反動度が低下するため、チョーク流量以下の領域でタービン効率が低下する。

なお Δi の算出にあたっては、静翼からの流出角の算定に空力試験機によるトラバース計測結果¹⁰⁾を適用すると共に、タービン出力にオイラーの式を適用して動翼相対流入角度を求めた。

7.9 試験機の振動測定結果

試験機単体の1次固有振動数(計算値)は、インナーシェルで104.8 Hz (6,288 rpm)、外殻で146.2 Hz (8,772 rpm)である。実験時、試験機のほぼ中央部フランジの上部および水平位置に振動計ピックアップ(CEC-4-126型)を取り付けて計測した、加減速時における試験機振動の解析結果を図32に示す。

実験にあたっては、主燃焼器の燃焼状態ならびにタービンの空力的作動状態の安定な領域内で共振回転数を通過することによって、実験に支障をきたすような振動の発生は起きていない。

8. 結 論

ターボファンエンジンFJR710/10用に開発した高圧タービン初段を、燃焼器と共に高温タービン試験機HT-10Hとして組み、高温タービン試験装置を用いて非燃焼空気ならびに燃焼ガスを作動流体とする性能試験を行った。その結果、

(1) 供試タービンの作動は設計点(回転数14,080 rpm, 膨張比約2.0, タービン入口温度約1,353K)を含む広い範囲にわたり支障のないことを確認した。

(2) 非燃焼空気による全体性能試験の結果、設計点を含む広い作動範囲にわたり、膨張比および回転数に対する効率特性ならびに流量特性を明らかにした。設計値(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でそれぞれ、84.8%および87.9%, 翼などへの冷却空気を作動空気の一部として考慮した動翼入口状態量基準でそれぞれ、81.4%および83.4%となった。

またタービン修正空気流量は、静翼入口状態量基準で、設計値にくらべ約11%過大となった。

(3) 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明らかとなった。

(4) 作動流体としての空気と燃焼ガスの物性値の違いによるタービン効率への影響は、本実験の場合、Moody による動翼レイノルズ数に対する補正式と比較的良好一致を示した。

9. 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。

試験機的设计・製作ならびに実験に当たっては、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、当所松本正勝科学研究所、鳥崎忠雄原動機部長の指導、援助をいただいた。試験機および装置設計に当たっては、鈴木邦男機械技術研究所課長(前原動機部燃焼研究室長)ならびに当所西尾健二制御研究室長の指導をいただいた。さらに、実験を行うに当たっては、小倉五郎氏はじめ空気源室の諸氏、制御研究室の杉山七契主任研究員、越沼威技官、燃焼研究室石井淺五郎主任研究員の協力をいただいた。付記して謝意を表します。

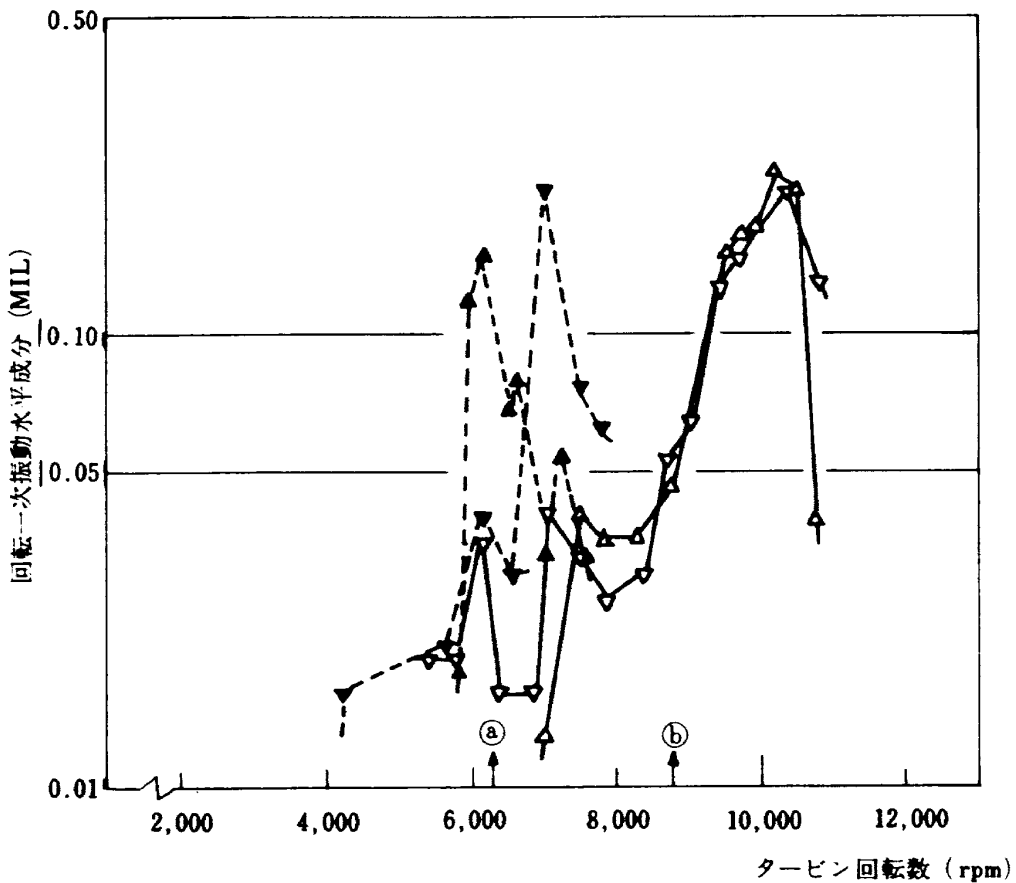
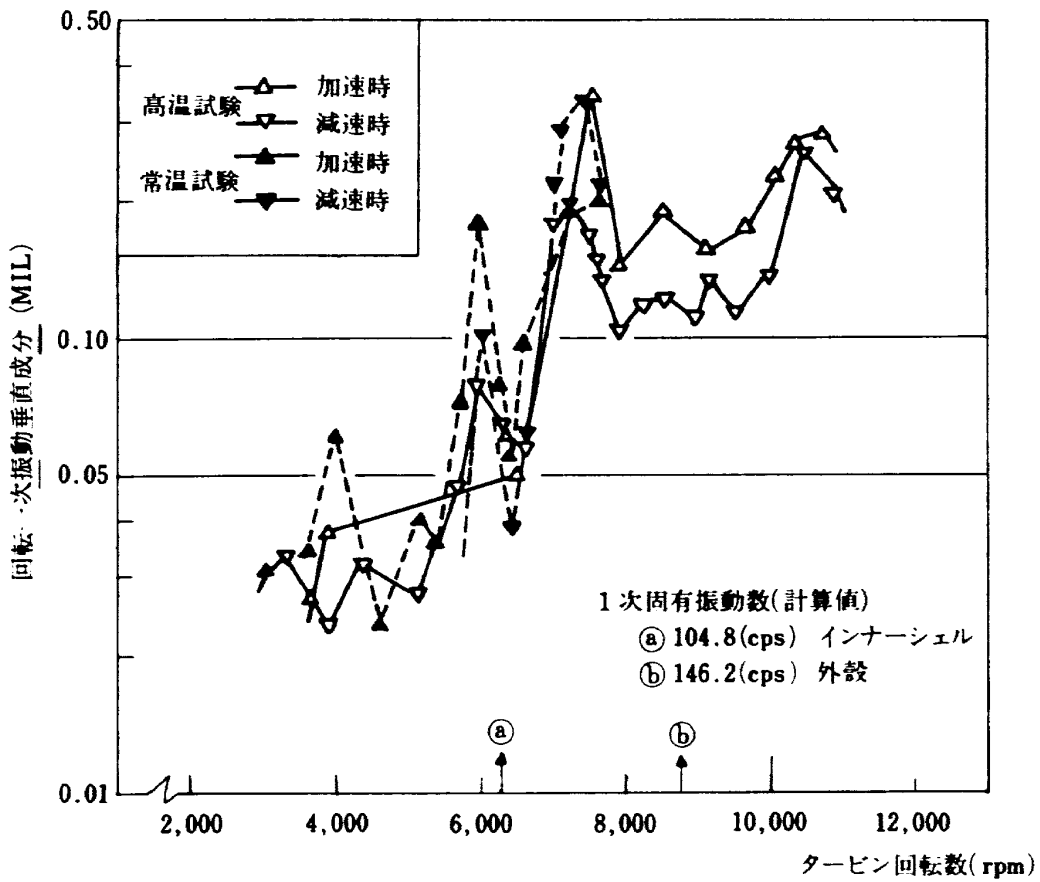


図 32 試験機振動測定結果

参 考 文 献

- (1) 高原北雄, 三村富嗣雄, 吉田豊明, 白井弘, 井上重雄, 能瀬弘幸, 高压タービンの研究開発(Ⅲ), 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)
- (2) 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)
- (3) 鈴木邦男, 石井浅五郎: 高压燃焼器の研究(Ⅱ), 航技研資料 NAL TM-242 (1973年6月)
- (4) 鈴木邦男, 石井浅五郎: 高压燃焼器の研究(Ⅲ), 航技研資料 NAL TM-285 (1973年6月)
- (5) 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)
- (6) 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)
- (7) 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)
- (8) Chappell, M.S., Cockshutt, E.P. and Sharp, C.R.: Gas Turbine Cycle Calculations: Design-Point Performance of Turbojet and Turbofan Engines, NRC (Canada) Report LR-407 (1964)
- (9) Poferl, D.J., Svehla, R.A. and Lewandowski, K.: Thermodynamic and Transport Properties of Air and the Combustion Products of Natural Gas and of ASTM-A-1 Fuel with Air, NASA TN D-5452 (1969)
- (10) 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)

航空宇宙技術研究所資料 484 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
