

UDC 533.697:  
621.438:  
621.452.322

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-291

## 二段空冷軸流タービン(HT-10C)の空力性能実験

(設計および冷却空気を流さない場合の実験結果)

山 本 孝 正 ・ 高 原 北 雄 ・ 臼 井 弘  
井 上 重 雄 ・ 三 村 富嗣雄

1976 年 2 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
実 験 計 測	打田清重 <sup>**</sup> ，波多野光 <sup>**</sup> 長谷川清 <sup>***</sup>
計 測 装 置	西尾健二 <sup>*</sup> ，越沼 威 <sup>*</sup>
空 気 源 運 転	小倉五郎 <sup>*</sup> ，山田秀志 <sup>*</sup> 下平一雄 <sup>*</sup>

\* 原動機部

\*\* 石川島幡磨重工業(株)

\*\*\* 三菱重工業(株)

## 目 次

記 号 .....	1
1. まえがき .....	2
2. 設 計 .....	3
2.1 設計仕様 .....	3
2.2 空力性能実験用タービン (HT-10C) について .....	6
3. 実験方法 .....	7
3.1 実験装置および計測装置 .....	7
3.2 実験方法 .....	8
3.3 実験の解析方法 .....	8
4. 実験の結果と考察 .....	12
4.1 全段としての性能 .....	12
4.2 各段の性能 .....	13
4.3 タービン入口流量の検討 .....	16
5. 結 論 .....	17
6. あとがき .....	17
参考文献 .....	18
付録A 設計の詳細 .....	19
付録B 二次空気による空冷タービンの入口流量の変化の一算定 .....	25

# 二段空冷軸流タービン(HT-10C)の空力性能実験<sup>\*</sup>

(設計および冷却空気を流さない場合の実験結果)

山 本 孝 正<sup>\*\*</sup>・高 原 北 雄<sup>\*\*</sup>・臼 井 弘<sup>\*\*</sup>  
井 上 重 雄<sup>\*\*</sup>・三 村 富嗣雄<sup>\*\*</sup>

## Cold-Air Performance Test of a Two-Stage Air-Cooled Axial-Flow Turbine (HT-10C) (Design and Experimental Overall and Stage Performance Without Coolants)

By Atsumasa YAMAMOTO, Kitao TAKAHARA, Hiroshi USUI,  
Shigeo INOUE and Fujio MIMURA

### ABSTRACT

A two-stage air-cooled axial-flow turbine for application to the FJR 710/10 turbo-fan jet engine was designed. To determine the aerodynamic performance of the turbine, a cold air test turbine was manufactured and a test was conducted without coolants in the range of total pressure ratio of 1.4 ~ 4.1 and equivalent speed of 70 ~ 110% of the equivalent design value.

The design procedures of the turbine are described and the experimental results without coolants are presented. Overall stage performance including characteristics of turbine inlet mass flow, turbine torque and overall adiabatic efficiency, and each stage performance including characteristics of stage pressure distribution, stage work split, stage adiabatic efficiency and rotor exit conditions are discussed.

According to the test results, it was concluded that the present two-stage turbine suitable for air-cooled high-temperature use works well in a wide range of turbine operating conditions from aerodynamic point of view, but mass flow rate at the design point, (i.e. equivalent design speed and equivalent design overall pressure ratio), was different from the estimated design value, which might be partly due to the test without coolants. In order to estimate the effects of cooling air on turbine inlet mass flow characteristics, a few considerations were given.

### 概 要

通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発：航空機用ジェットエンジンの研究開発の一環として試作ファンエンジンFJR710/10の二段軸流高圧タービンの空力性能試験を行った。この試作ファンエンジンではタービン入口温度が1080℃であるので高圧タービンに空冷翼

を採用している。本報は高圧タービンの設計方法と試験結果について述べる。この試験は非加熱の圧縮空気を用い冷却空気を流さない実験を行い、空気力学的性能を詳細に調べることに主眼を置いたものである。その結果、冷却タービンの設計法についての資料を得て初期の目的を果たすことができた。

記 号

\* 昭和51年1月8日 受付

\*\* 原動機部

$A_{th}$ : 翼のスロート面積	$\kappa$ : 比熱比
$B_L, B_T$ : 翼の前縁, 後縁角	$\xi$ : 喰違い角
$C$ : 翼弦長 (コード長さ)	$\pi_T$ : タービンの膨張比 (全圧・全圧比)
$C_p$ : 定圧比熱	$\sigma$ : ソリディティ $c/s$
$D_p, D_s$ : 翼の圧力側, 負圧側のディフュージョンパラメータ	$\tau$ : タービントルク
$d_L, d_T$ : 翼の前縁, 後縁直径 (または厚み)	$\phi_{cr}$ : タービン膨張比の補正係数 (添字)
$G$ : 重量流量 ( $G_1$ : タービン入口主流流量, $G_c$ : 冷却空気流量)	$c$ : 冷却空気
$H$ : エンタルピ	$cr$ : $M=1.0$ における値
$\Delta H_T$ : タービン熱落差	$des$ : 設計
$J$ : 熱の仕事当量; $426.9 \text{ kg} \cdot \text{m/kcal}$	$exp$ : 実験
$l$ : 動力計のアーム長さ; $1,4606 \text{ m}$	$g$ : 主流ガス
$M$ : マッハ数	$M$ : <i>MEAN</i> (翼平均径)
$N$ : タービン回転数	$max$ : 最大
$n$ : 翼枚数	$N1, N2$ : 第一段, 第二段タービンの静翼
$O$ : 翼のスロート幅	$R1, R2$ : 第一段, 第二段タービンの動翼
$P$ : 圧力	$r$ : 相対
$R$ : ガス定数	$s$ : 静
$\bar{R}_e$ : タービン内平均レイノルズ数	$st$ : 基準状態
$RF$ : 温度回復係数	$T$ : タービン (全段)
$RFP$ : 圧力回復係数	$T1, T2$ : 第一段, 第二段タービン
$r$ : 翼高さ方向半径	$t$ : 全
$S$ : 翼のピッチ	$th$ : 熱力学的 (効率)
$T$ : 温度	$thr$ : スロート
$\Delta T_{i-j}$ : 断面 $i$ から断面 $j$ までの全温降下	$u$ : 周速, または周方向
$W_T$ : 動力計荷重	$un$ : 冷却空気のない場合 (冷却空気のある場合と特に区別するとき用いる。付録B参照)
$x$ : 長さ (おもに軸方向)	1 : 第一段静翼前
$Y_t$ : 翼の全圧損失係数	2 : 第一段静翼後 (第一段動翼前)
$Y_k, Y_p, Y_s$ : 翼のチップクリアランス損失, プロファイル損失, 二次流れ損失	3 : 第一段動翼後 (第二段静翼前)
$y$ : 長さ (おもに翼高さ方向) (ギリシャ文字)	4 : 第二段静翼後 (第二段動翼前)
$\alpha$ : 絶対流出角度	5 : 第二段動翼後
$\beta$ : 相対流出角度	— : 平均, 付録Bでは比を示す
$\delta$ : 基準圧力に対するタービン入口全圧の比	
$\epsilon_{cr}$ : 流量の補正係数	
$\eta$ : 効率	
$\eta_t$ : 動力計出力とタービン膨張比をもとにしたタービン全段断熱効率 (3.3 節参照)	
$\eta_{th}$ : 冷却空気も含め空冷タービン全体の系としての熱力学的なタービン全段断熱効率 (2.2 節参照)	
$\Delta \theta$ : 転向角	
$\theta_{cr}$ : 臨界 ( $M=1$ の) 速度比	

## 1. ま え が き

最近, エンジン部材の性能向上により高バイパス比のターボファンエンジンが実現したが, このエンジンは騒音が低く, 低燃料消費率で高出力を出すことが可能である。ここで報告する研究はこのような趣旨に沿って開発を進めているFJR710/10エンジンの二段高圧軸流タービンの空力性能に関するものである。

航空用ガスタービンエンジンにおいては高出力を得るために高圧段タービンの入口ガス温度を高めることが好ましい。このためにはタービン翼等高温部材を空気冷却しなければならない。こうした空冷タービンは製作が高

価になること、タービン段数を少くしてエンジン重量を軽減すると同時に回転数を高め一段あたりの仕事量を大きくとること、必要な冷却空気消費量を少なくするために冷却翼枚数および冷却タービン段数を減少することが要求される。この結果、空冷タービン翼の特徴として高負荷、大転向角、厚翼、低ソリディティとなり、又高圧下で使用されるため翼寸法が小さく翼高さにくらべ翼端すきまの大きい翼となる等、従来の非冷却翼にくらべ翼列性能を劣化させる多くの要因を合せもっている。その上、翼冷却用の空気によるタービン性能への影響は未知のことが多く、最近のようにかなり多くの空気を翼冷却に費すことになると、その影響は無視することはできない。こうした背景から諸外国でも空冷翼に関して研究が行われており、<sup>1)~5)</sup>当研究所原動機部でも早くから冷却タービンに関して研究を進めてきた。<sup>6)~10)</sup>

本報では前回の単段の空冷タービン<sup>1)</sup>に続いて、二段の空冷タービンについて空力性能を調べる実験を行ったので、その結果をのべる。

本報の二段空冷軸流タービンは現在研究開発中のターボファンエンジン (FJR710/10) の高圧段タービンとして設計されたものである。設計点でのタービン入口温度は 1353.2 °K (1080 °C)、タービン入口圧力は 16.42 kg/cm<sup>2</sup> abs. である。二段タービンのうち、第一段静翼、第一段動翼および第二段静翼が冷却翼として設計されており実機高温状態ではかなりの冷却空気をこれらの翼に流すよう計画した。ところで、このタービンの空力的な性能を実機と同じ高温燃焼ガスを用いて詳細にかつ精度よく調べることは以下の理由で非常に困難である。燃焼器出口すなわちタービン入口での温度が半径方向および円周方向にかなりバラツキがあるためタービン入口温度の正確な測定が難かしいこと、高温のため内部流動計測など詳細な計測自体難かしいこと、その上冷却空気やもれ空気の影響も含まれるため翼型そのものの空気力学的性能の評価が難かしいことなどによる。このことから本報での実験はタービン入口温度が約 90 ~ 170 °C の非加熱の圧縮空気を用い、冷却空気を流さないで行ったものであり、高負荷翼をもつタービンの空気力学的性能を詳細に調べることに主眼をおいた。また、この実験結果は別に行っている高温実機模型試験と比較して、冷却空気その他の影響を決定するための基礎資料となるものである。本報にはタービンの流量特性、トルク特性、比出力特性および効率など全段としてのタービン性能実験結果と各段の膨張比配分、仕事配分、各段効率、動翼出口での流れ角度およびマッハ数など第一段または第二段タービンとしての性能の実験結果を示す。なお、実験に先立ち本

二段空冷タービンの設計の概略もあわせて述べる。

## 2. 設 計

### 2.1 設計仕様

表1 設計仕様

	設 計 値 ( $\kappa_{des} = 1.314$ )	修 正 値 ( $\kappa_{st} = 1.401$ )
$T_{t1}$ (°K)	1353.2	288.2
$P_{t1}$ (kg/cm <sup>2</sup> )	16.42	1.0332
$\eta_{th}$	0.86	0.86
$G_1$ (kg/sec)	23.19	3.23
$N$ (rpm)	14080	6585
$\pi_T$	4.08	4.53

本タービンの設計仕様を表1の左欄に示す。右欄の値は左欄の各設計仕様を基準状態 (15 °C, 1 ata) への値に換算したいわゆる修正値 (3.3 節参照) である。すなわち、タービンの状態が設計状態 (タービン入口全温 1353.2 °K, 入口全圧 16.42 kg/cm<sup>2</sup>, タービン内平均比熱比 1.314) から基準状態 (288.2 °K, 1.0332 kg/cm<sup>2</sup>, 1.401) になった時、タービン内の流れが相似であるとすれば、タービン入口流量、およびタービン回転数はそれぞれ 3.23 kg/sec および 6585 rpm になることを示す。またこの時、設計のタービン効率と等しい効率が得られるためにはタービン膨張比は 4.53 であるべきことを示す。なお、このタービン断熱効率<sup>1)</sup>は次式で定義されたものである。

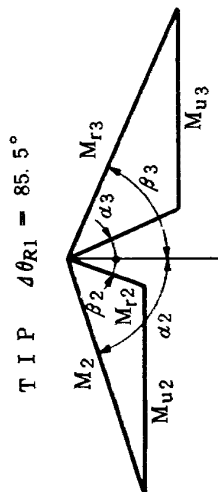
$$\eta_{th} = \frac{G_2 \Delta H_{R1} + G_4 \Delta H_{R2}}{(G_1 \cdot C_p \cdot T_{t1} + G_c \cdot C_{pc} \cdot T_c) (1 - \pi_T^{\frac{1-\kappa}{\kappa}})}$$

ここで、 $G_2$ ,  $G_4$ ,  $G_1$  および  $G_c$  はそれぞれ第一段動翼入口直前の流量、第二段動翼入口直前の流量、第一段静翼直前 (タービン入口) の流量および全冷却空気量である。 $\Delta H_{R1}$  および  $\Delta H_{R2}$  はそれぞれ第一段動翼および第二段動翼での熱落差であり、 $T_{t1}$  および  $T_c$  はそれぞれタービン入口全温、冷却空気の全温である。また、 $\pi_T$ ,  $C_p$ ,  $C_{pc}$  および  $\kappa$  はそれぞれタービン全段膨張比、タービン内平均定圧比熱、冷却空気の定圧比熱およびタービン内平均比熱比である。

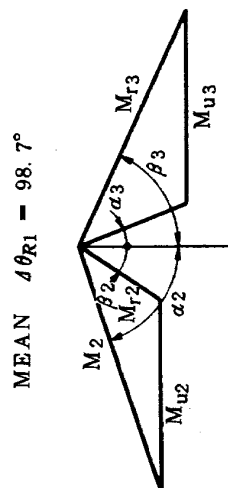
各翼の冷却に使われた冷却空気およびタービン各部からの冷却用空気のもれはタービンの主流と混合し主流流量を増すが、その増加分は各翼スロート部において、タービン入口流量に対し上流の翼からそれぞれ約 2.7 %, 3.6 %, 1.5 % および 1.0 % とした。また、これらの冷却空気の全温はすべて 500 °C とし、またその全圧はター

$\Delta\theta_R$ : 動翼轉向角

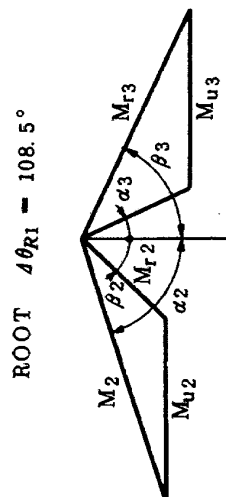
	符号	設計値
静翼	M 2	0.664
	Mr 2	0.218
	Mu 2	0.558
	$\alpha$ 2	72.0°
動翼	$\beta$ 2	19.8°
	M 3	0.333
	Mr 3	0.763
	Mu 3	0.584
	$\alpha$ 3	19.6°
	$\beta$ 3	65.7°



	符号	設計値
静翼	M 2	0.703
	Mr 2	0.261
	Mu 2	0.525
	$\alpha$ 2	72.0°
動翼	$\beta$ 2	33.5°
	M 3	0.338
	Mr 3	0.743
	Mu 3	0.548
	$\alpha$ 3	21.8°
	$\beta$ 3	65.2°



	符号	設計値
静翼	M 2	0.750
	Mr 2	0.321
	Mu 2	0.491
	$\alpha$ 2	72.0°
動翼	$\beta$ 2	43.8°
	M 3	0.342
	Mr 3	0.724
	Mu 3	0.509
	$\alpha$ 3	25°
	$\beta$ 3	64.7°

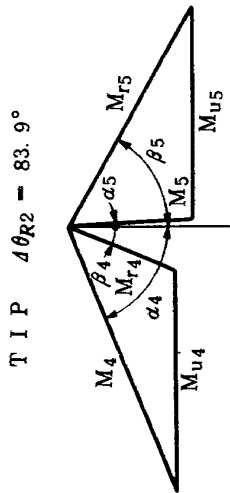


第一段速度三角形

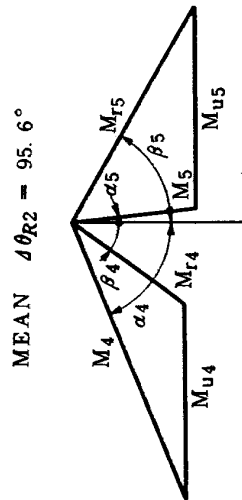
図 1 設計速度三角形

 $\Delta\theta_R$ : 動翼轉向角

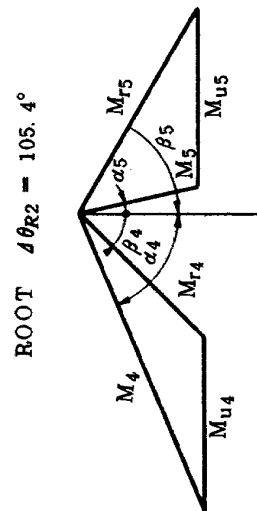
	符号	設計値
静翼	M 4	0.825
	Mr 4	0.339
	Mu 4	0.638
	$\alpha$ 4	68.0°
動翼	$\beta$ 4	22.0°
	M 5	0.381
	Mr 5	0.794
	Mu 5	0.682
	$\alpha$ 5	2.3°
	$\beta$ 5	61.9



	符号	設計値
静翼	M 4	0.892
	Mr 4	0.410
	Mu 4	0.591
	$\alpha$ 4	68.0°
動翼	$\beta$ 4	35.2
	M 5	0.379
	Mr 5	0.759
	Mu 5	0.620
	$\alpha$ 5	6.0°
	$\beta$ 5	60.4°



	符号	設計値
静翼	M 4	0.979
	Mr 4	0.519
	Mu 4	0.540
	$\alpha$ 4	68.0°
動翼	$\beta$ 4	45.1°
	M 5	0.368
	Mr 5	0.724
	Mu 5	0.548
	$\alpha$ 5	12.7°
	$\beta$ 5	60.3°



第二段速度三角形

ビン入口の主流ガス全圧と等しいとして設計した。

冷却空気に関する前記の仮定のもとに得た設計の速度三角形を図1に示す。空冷タービンは一段あたりの膨張比も大きくなり、また小さな翼で大きな仕事をとらざるを得ないので、図1にみられるように各段静翼からのガ

スの流出角度および各段動翼での轉向角はかなり大きくなっている。

また、各段の仕事配分はほぼ同程度と計画したが、設計の結果第二段タービンの方がやや仕事配分は大きくなり、第一段、第二段それぞれ約48.8%、51.2%となっ

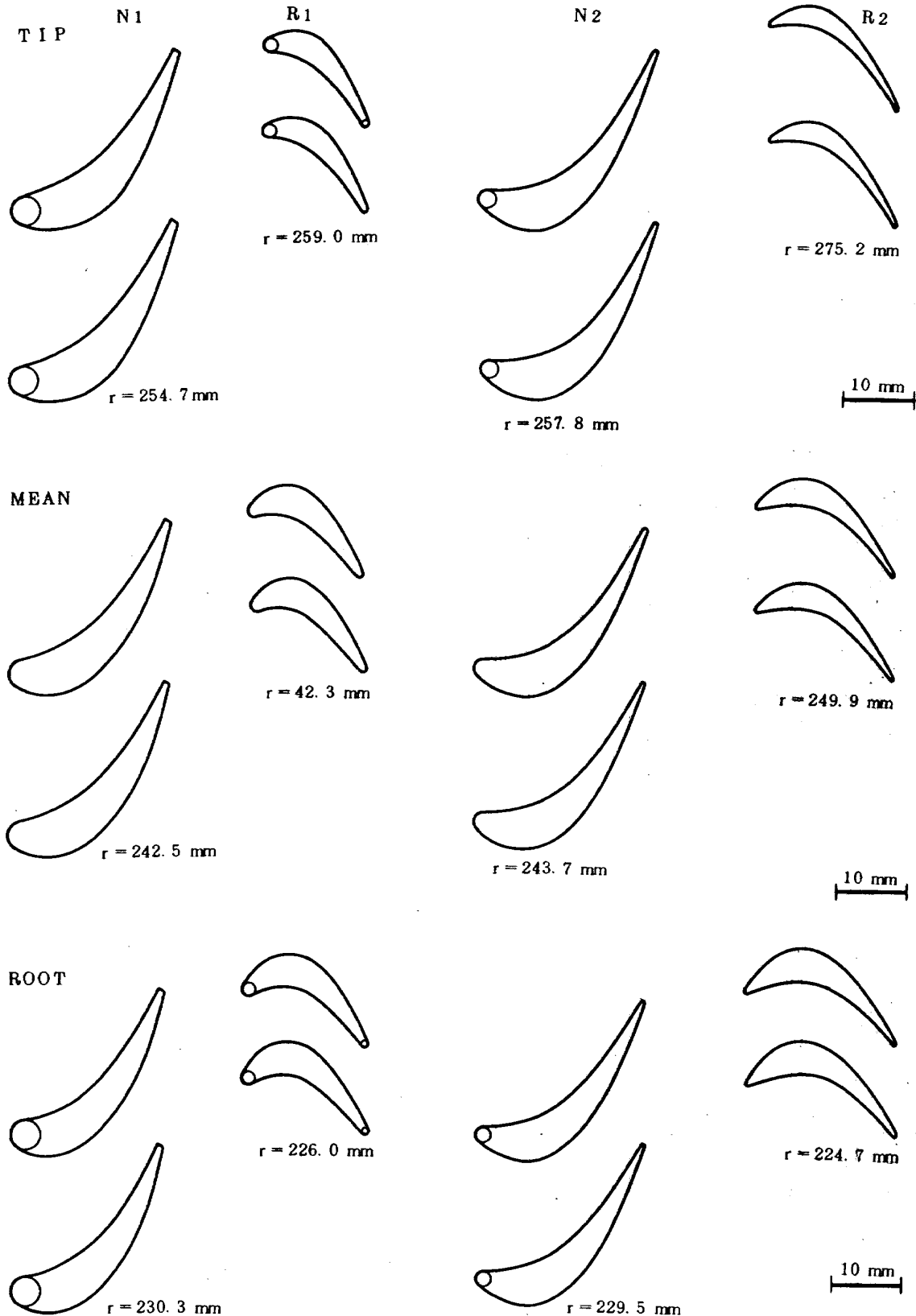
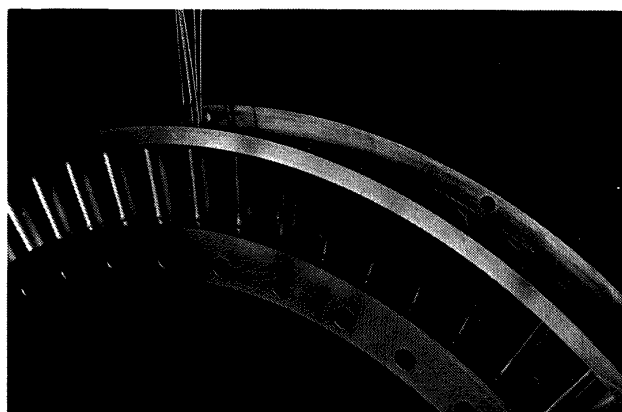


図2 翼配備



表2 翼 主 要 寸 法

	一段静翼（冷却翼）			一段動翼（冷却翼）			二段静翼（冷却翼）			二段動翼（非冷却翼）		
	T I P	MEAN	ROOT	T I P	MEAN	ROOT	T I P	MEAN	ROOT	T I P	MEAN	ROOT
翼 枚 数 $n$ (枚)		66			114			70			106	
半 径 $r$ (mm)	254.8		230.2	259.0		226.0	262.5 271.5		225.4 225.4	275.2 279.2		224.7 224.7
翼 弦 長 $C$ (mm)	33.13		30.46	18.95		19.20	34.28		30.35	22.21		22.89
ピ ッ チ $S$ (mm)	24.26		21.92	14.28		12.46	23.97		20.23	16.55		13.32
スロート長さ $O$ (mm)	7.81		6.92	5.79		5.34	9.12		7.68	7.96		6.54
ソリディティ $\sigma$	1.365		1.390	1.327		1.542	1.431		1.500	1.342		1.719
翼 前 縁 厚 $d_L$ (mm)	4.10		4.10	2.0		2.0	2.4		2.4	0.7		0.9
翼 後 縁 厚 $d_T$ (mm)	1.0		1.0	1.0		1.0	0.5		0.5	0.63		0.6
翼 前 縁 角 $B_L$ (deg)		9.75			34.75			27.67			33.25	
喰 違 い 角 $\xi$ (deg)	47.5		47.5	39.5		24.0	40.0		40.0	34.0		20.0



第一段静翼

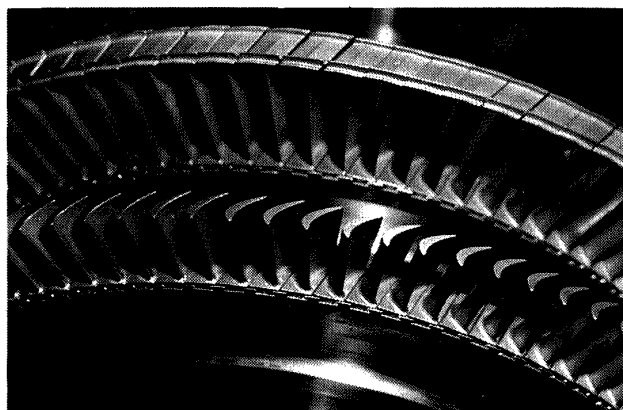
二段動翼（手前が第一段動翼，  
冷却空気孔は未加工）

図3 冷却翼の写真

た。

図2および表2に前記速度三角形を満たすようにきめた翼配備および翼寸法を示す。図および表にみられるように、第一段動静翼および第二段静翼は冷却翼であり、冷却空気通路を確保するために前縁および後縁を厚くした。また、これら冷却翼の写真を図3に示す。

## 2.2 空力性能実験用タービン (HT-10C) について

上述の設計に従いエンジン搭載用実機タービンHT-10H（付録A参照）を製作した。この実機タービンHT-10Hは高温かつ高回転で作動するため、熱膨張や遠心力による翼および流路の伸びも考慮して設計製作した。このHT-10Hをもとにこのタービンの空力性能実験用タービンHT-10Cを製作した。この実験用タービンは、非加熱の空気を用いかつ低回転のもとで性能を調べるためのものである。したがって実験時の温度や実際の回転数レベルが実機タービンとかなり異なるため、それに応じて動翼のチップクリアランスや流路幅などを補正して製作したものである。なお動翼は実機タービンのものを流用し、一方静翼は試験時における動翼との段差が実機設計時のものと等しくなることを基本条件とし新たに製作した。（詳細は付録A参照）

本空力性能実験では冷却空気を流さないで実験を行うが、このことによりタービンの流量特性をはじめ種々の性能が実機時の性能からずれることが考えられる。このことから本実験によって得られた性能がそれに相当する同一修正回転数、同一修正膨張比での実機タービンでの性能に必ずしも一致するものとはいえないため本実験ではタービンの性能をできるだけ広い部分負荷の範囲にわたり求めることにした。

翼スロート面積はタービンの特性を決定する重要なものであるが、本空力性能試験用タービンの第一段および第二段静翼のスロート面積は、実測の結果それぞれ

$A_{thr,N1} = 0.015688 \text{ m}^2$  (66 枚の合計) および  $A_{thr,N2} = 0.026854 \text{ m}^2$  (70 枚の合計) であり、これらの値は製作誤差内にあった。

### 3. 実験方法

#### 3.1 実験装置および計測装置

図4に本タービンの空力性能試験装置を示す。この装置は冷却空気を流さないで実験するよう計画したものである。タービンを駆動する空気源としては、比較的低膨張比領域(全段膨張比1.4～3.0)の実験では最高圧力比3.1の10段軸流圧縮機(駆動動力3700 kw)を用い、一方高膨張比領域(全段膨張比3.0～4.1)の実験では最高圧力比5.0の可変静翼をもつ8段軸流圧縮機(駆動動力10500 kw)を用いた。そして、低膨張比の領域ではタービン出口を大気に開放したいわゆる加圧実験を行い、一方高膨張比の領域ではタービン入口をほぼ大気に開放しタービン出口を大気圧以下に下げたいわゆる減圧実験を行った。この二種類の実験系統図をあわせて図5に示

す。なお、減圧試験はタービンの入口流量として圧縮機出口からの圧縮空気の一部と大気からの外気を混合し用いており、いわゆるセミクローズドな試験である。

計測装置としては次のとおりである。既報<sup>7)</sup>の単段タービンの実験と同様、タービン入口ガス流量はJIS規格の円板オリフィスにて測定し、タービン軸トルクは1600 kw 直流電気動力計にて測定した。

ガスの温度、圧力、マッハ数および風向などのガス状態は、第一段静翼前、第一段動翼後および第二段動翼後で測定した。その計測器として、第一段静翼前にはベークライトシールド付きのせき止め型CA熱電対温度計および3孔ピトー管を各2本円周方向に配置した。第一段動翼後にはシールド無しのCA熱電対温度計2本と、今回の実験用として新たに製作した円筒型の3孔ピトー管を円周方向に配置した。この円筒型ピトー管は図6-2(d)に示すように、先端面から3mmの円筒周上(円筒直径は4mmφ)に3個の測定孔をあけたものであり、この測定孔のうち中央の測定孔は直径0.5mmの全圧測定用、他の2孔は直径0.4mmの風向測定用である。風向測定用の各孔は中央の全圧測定用の孔と左右55°の角度をなしている。なお、風向の測定はこの風向測定用孔の

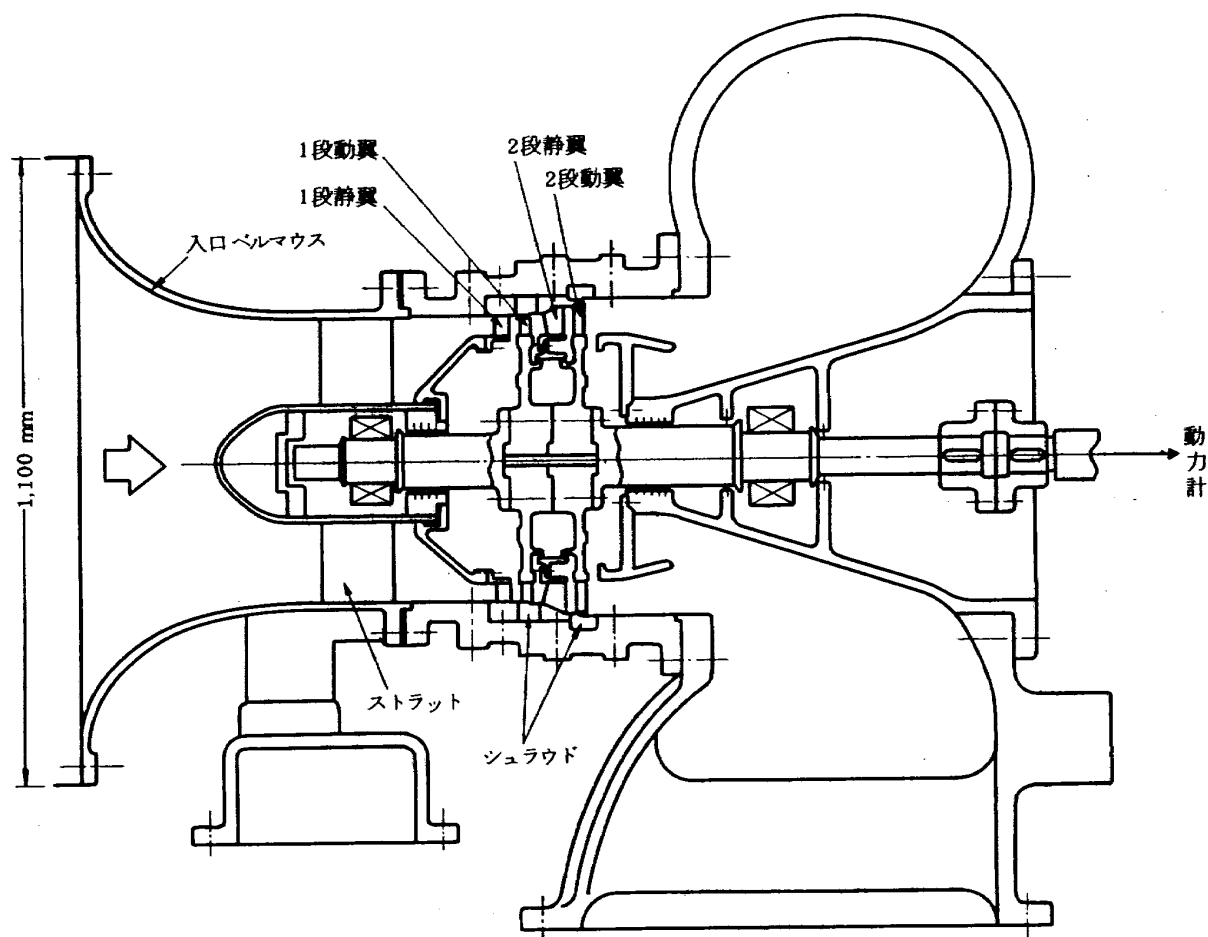


図4 空力性能試験装置

測定圧をバランスさせて行いが、この場合中央の全圧測定用の孔の測定圧はガスの真の全圧よりわずかに低い。この全圧を補正する係数として全圧回復係数  $RFP (= P_c - P_c) / P_0, P_c$  : ガスの真の全圧,  $P_c$  : 中央の測定孔の測定圧,  $P_0$  : 動圧) を定義し、検定により  $RFP = 0.98$  として用いた。また、第二段動翼後にはシールド無しの C A 熱電対温度計 2 本と 3 孔ビーター管 2 本を円周方向に配置した。

以上の各計測器の翼高さ方向の測定位置は以下のとおりである。第一段静翼前のすべての計測器は、流路幅を二等分した各断面の中央に固定して測定した。第一段動翼後の計測器は、温度計、ビーター管各 1 本を半径方向にトラバース測定し、他は流路中央に固定して測定した。また、第二段動翼後の計測器のうちビーター管は 2 本とも翼高さ方向にトラバース測定したが、温度計は 2 本とも流路幅 2 等分の各断面の中央に固定して測定した。

また、第一段静翼前と第二段動翼後の外壁にそれぞれ、

円周方向に 2 箇所壁圧測定孔を設けた。さらに、各段静翼の後縁位置の内壁および外壁に壁圧測定孔をいくつか設けた。

以上の各計測器および壁圧孔の配置など詳細は表 3 および図 7 に示す。

また、実験に用いた計測処理系統を図 8 に示す。

### 3.2 実験方法

実験の方法はタービン入口ガス温度がほぼ安定したとき（この安定時の入口ガス温度は膨張比およびその日の気温により、90℃～170℃であった）、タービンを目標の作動状態に設定した。そのうち、第一段動翼後および第二段動翼後の所定の計測器を半径方向に 5 点トラバースさせガス状態を測定した。

本実験ではタービンの修正膨張比および修正回転数を目標値に合わせた。実験範囲は回転数 70～110% で 10% 毎、膨張比は 1.4～4.1 である。タービン内平均レイノルズ数の算術平均を用いれば、実験の範囲ではその平均レイノルズ数は  $(1 \sim 6) \times 10^5$  であった。ここで各翼のレイノルズ数としては翼の平均 (MEAN) 断面でのコード長さと翼出口でのガスの平均流出速度から求めた。

### 3.3 実験の解析方法

タービン入口でのガス流量  $G_1$  (kg/sec) はオリフィスの流量式より求めた。<sup>7)</sup> 用いたオリフィスの開孔比は 0.4016 である。

タービンの軸トルク  $\tau$  (kg·m) は動力計の測定荷重  $W_T$  (kg) と動力計のアーム長さ  $l$  (m) より次式で求めた。

$$\tau = l \cdot W_T$$

タービンの比出力  $\Delta H_T$  (kcal/kg) は流量  $G_1$  (kg/sec) トルク  $\tau$  (kg·m) およびタービンの回転数 (rpm) より次式で求めた。

$$\Delta H_T = \frac{2\pi}{60 J} \cdot \frac{\tau \cdot N}{G_1}$$

タービンの全段膨張比  $\pi_T$  はタービン前後の平均全圧の比として定義し、次式で求めた。

$$\pi_T = \frac{\bar{P}_{t1}}{\bar{P}_{t5}}$$

ここで、 $\bar{P}_{t1}$  はタービン入口の平均全圧であり、これには第一段静翼前の 2 本のビーター管による算術平均を用いた。一方、 $\bar{P}_{t5}$  はタービン出口の平均全圧であり、これには第二段動翼後の 2 本のビーター管により半径方向に各 5 点トラバース測定した計 10 点の測定値の算術平均値を用いた。

また、タービンの全段断熱効率を次式で定義し求めた。

$$\eta_t = \frac{\Delta H_T}{c_p \cdot \bar{T}_{t1} \left\{ 1 - \left( \frac{1}{\pi_T} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}}$$

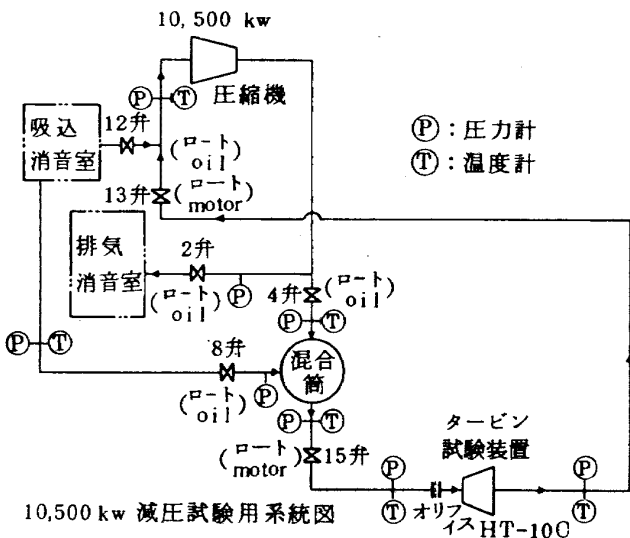
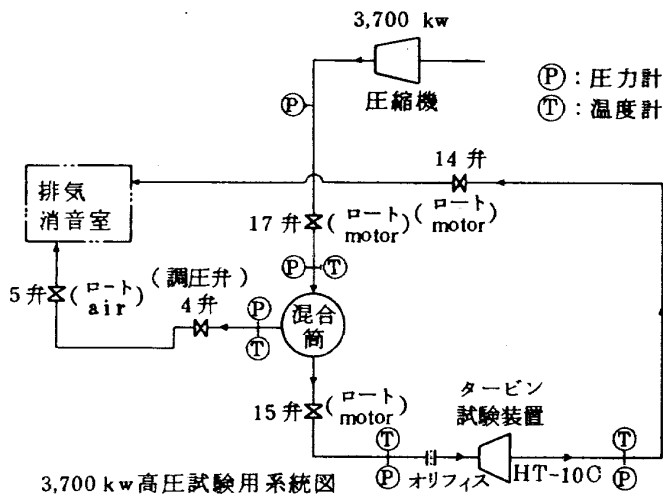


図 5 実験系統図

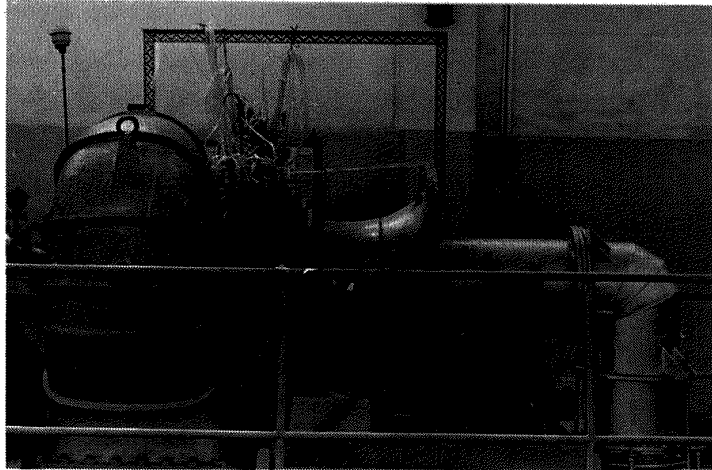
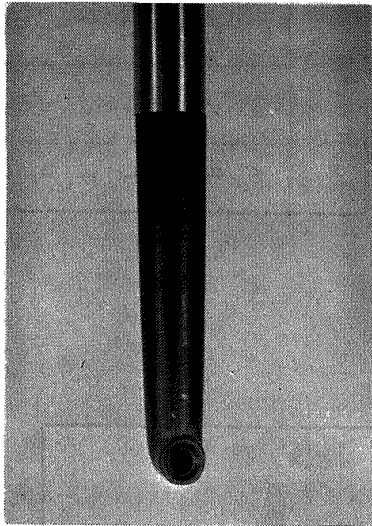
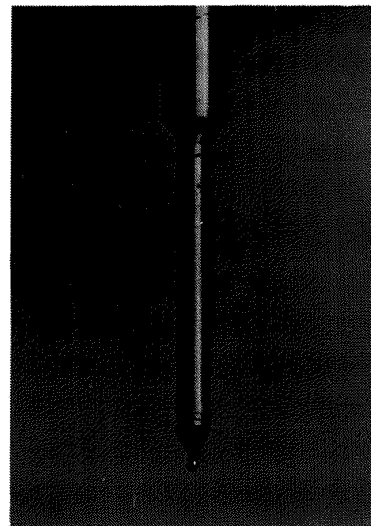


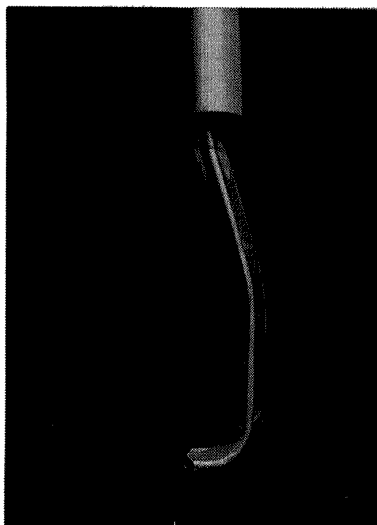
図 6 - 1 実験中の空力性能試験機の外観



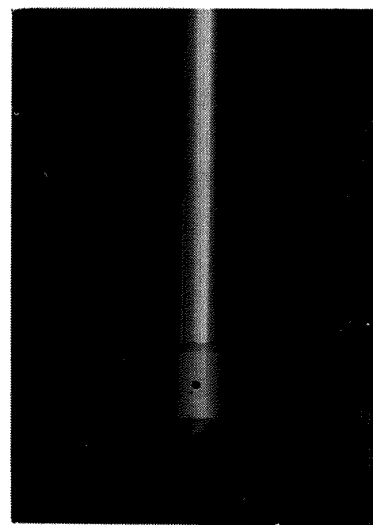
(a) せき止め型 CA 熱電対  
温度計  
( $T_1-1$ ,  $T_1-2$ )



(b) 先端露出型 CA 熱電対  
温度計 ( $T_3-1$ ,  $T_3-2$ ,  
 $T_5-1$ ,  $T_5-2$ )



(c) 5 孔ピトー管 ( $3P_{t1}-1$ ,  
 $3P_{t1}-2$ ,  $3P_{t5}-1$ ,  $3P_{t5}-2$ )



(d) 3 孔円筒型ピトー管  
( $3P_{t3}-1$ ,  $3P_{t3}-2$ )

図 6 - 2 計測器の先端部写真

図 6 空力試験機外観および計測器の写真

表 3 計測器の種類 (図 7 参照)

名 称	軸方向 位 置	円周方 向位置	半径方向位置 (y mm)	型 式
3Pt5-1	G	18	6~52 トラバース	5孔ピトー管のうち3孔を使用
3Pt5-2	G	19	6~52 トラバース	"
T5-1	H	20	14.5	先端露出型CA熱電対温度計
T5-2	H	21	43.5	"
Pw5-1	H	22	0 (外壁)	外壁静圧タップ
Pw5-2	H	23	0 (外壁)	"
Pt5-3	I	24	29.1	広角度全圧ピトー管 (参考用)

名 称	軸方向 位 置	円周方 向位置	半径方向位置 (y mm)	型 式
3Pt1-1	A	1	8	5孔ピトー管のうち3孔を使用
3Pt1-2	A	2	24.4	"
T1-1	B	3	8	ベークライトシールド付せき 止め型CA熱電対温度計
T1-2	B	4	24.4	(RF=1.0) "
Pw1-1	B	5	0 (外壁)	外壁静圧タップ
Pw1-2	B	6	0 (外壁)	"
Pw2'-1	C	7	32.4 (内壁)	} 内壁静圧タップ } 外壁静圧タップ
Pw2'-2	C	8	" (内壁)	
Pw2'-3	C	9	0 (外壁)	
Pw2'-4	C	10	0 (外壁)	
3Pt3-1	D	11	4~34 トラバース	円筒型3孔ピトー管 (RFP=0.98)
3Pt3-2	D	12	19	"
T3-1	E	13	4~34 トラバース	先端露出型CA熱電対温度計 (RF=0.8)
T3-2	E	14	19	"
Pw4-1	F	15	46.3 (内壁)	} 内壁静圧タップ } 外壁静圧タップ
Pw4-2	F	16	46.3 (内壁)	
Pw4-3	F	17	0 (外壁)	

円周方向における 翼端からの距離		円周方向位置
A	x1	24.5 mm
B	x1	239.8 mm
C	第1段階翼後縁位置	
D	x3	239.8
E	x3	239.8
F	第2段階翼後縁位置	
G	x5	12.5
H	x5	249.4
I	x5	249.4

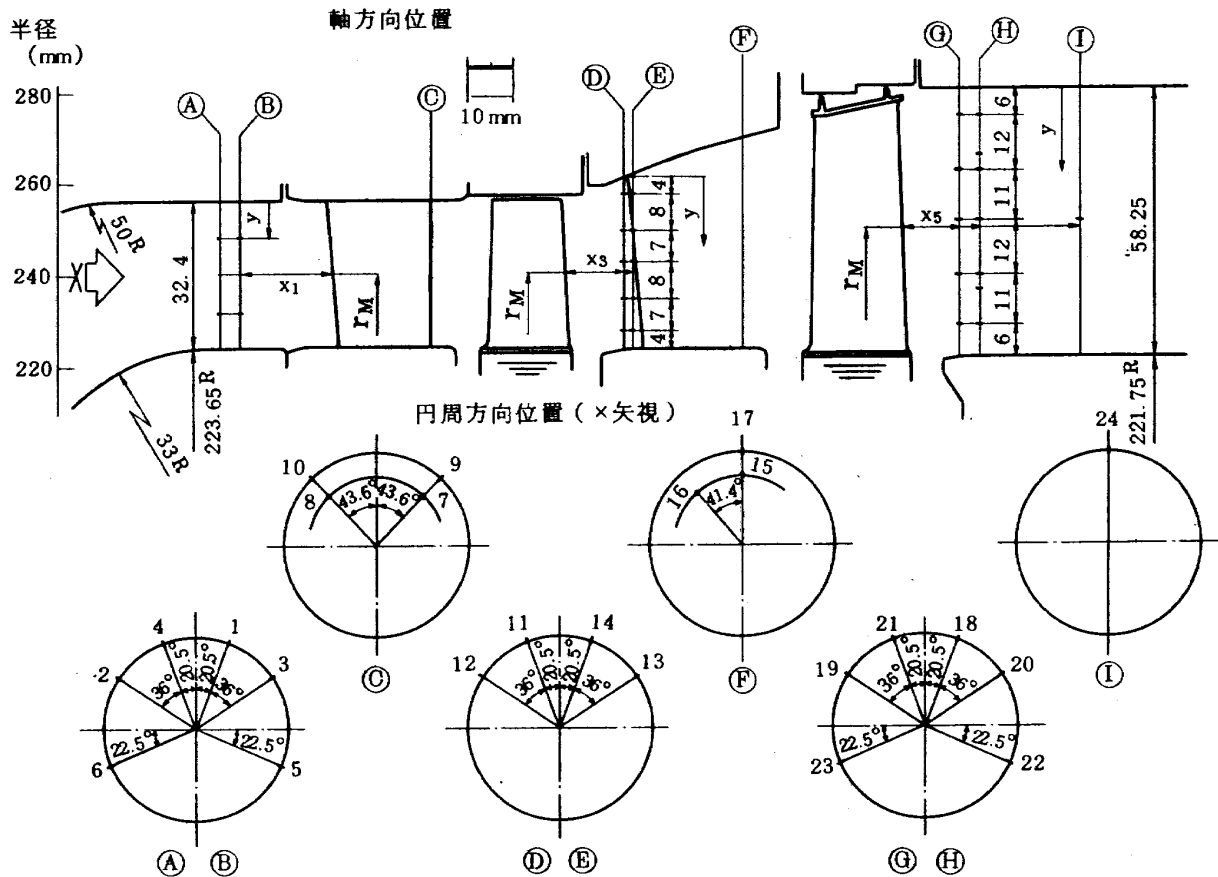


図7 各計測器の計測位置 (表3 参照)

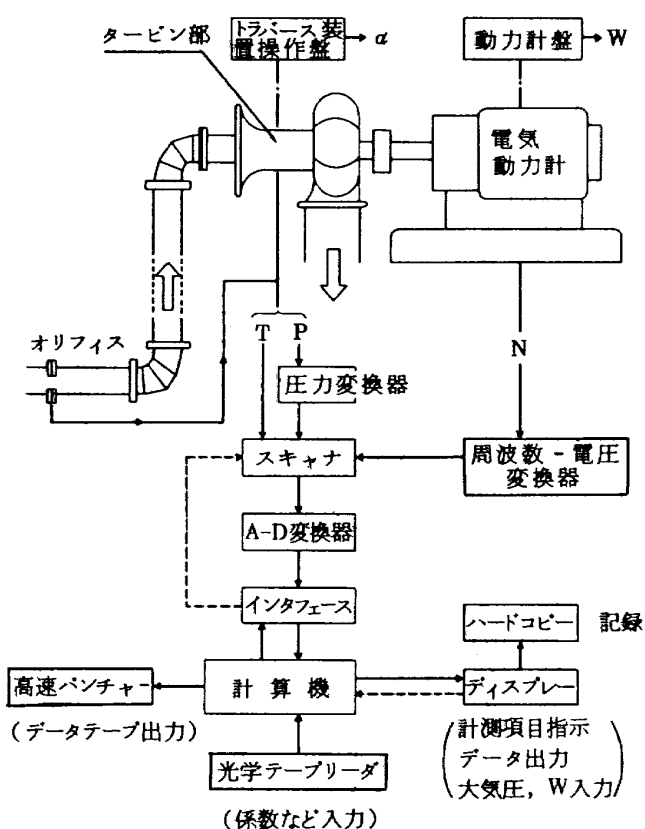


図8 計測処理系統

ここで、 $c_p$  はタービン内平均定圧比熱、 $\kappa$  はタービン内平均比熱比であり、 $\bar{T}_{t1}$  はタービン入口での平均ガス全温である。実験範囲では  $\kappa = 1.40$ 、 $c_p = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot \frac{R}{J} = 0.240$  とした。

実験結果と設計仕様と比較するため、以上の各実験値を次の方法<sup>7)</sup>で修正値に換算した。

$$\left. \begin{aligned} \text{流量 } G_1 &\rightarrow \text{修正流量 } \varepsilon_{cr} \cdot G_1 \sqrt{\theta_{cr}} / \delta \\ \text{回転数 } N &\rightarrow \text{修正回転数 } N / \sqrt{\theta_{cr}} \\ \text{比出力 } \Delta H_T &\rightarrow \text{修正比出力 } \Delta H_T / \theta_{cr} \\ \text{トルク } \tau &\rightarrow \text{修正トルク } \varepsilon_{cr} \cdot \tau / \delta \\ \text{膨張比 } \pi_T &\rightarrow \text{修正膨張比 } \phi_{cr} \cdot \pi_T \end{aligned} \right\}$$

ここで、 $\theta_{cr}$ 、 $\delta$ 、 $\varepsilon_{cr}$  および  $\phi_{cr}$  は補正係数で次式で表わされる

$$\left. \begin{aligned} \theta_{cr} &= \left( \frac{\kappa}{\kappa + 1} R \cdot \bar{T}_{t1} \right) / \left( \frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st} + 1} R_{st} \cdot T_{t,st} \right) \\ \delta &= \bar{P}_{t1} / P_{t,st} \\ \varepsilon_{cr} &= \left\{ \kappa_{st} \left( \frac{\kappa + 1}{2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \right\} / \left\{ \kappa \left( \frac{\kappa_{st} + 1}{2} \right)^{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st} - 1}} \right\} \\ \phi_{cr} &= \frac{1}{\pi_T} \left\{ 1 - \left( \frac{\kappa_{st} - 1}{\kappa_{st} + 1} \right) \left( \frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} \right) \left( 1 - \pi_T^{\frac{1 - \kappa}{\kappa}} \right) \right\}^{\frac{\kappa_{st}}{1 - \kappa_{st}}} \end{aligned} \right\}$$

ただし、添字  $st$  は基準状態を示す。ここでの基準値として次の値を採用した。

$$\left. \begin{aligned} T_{t,st} &= 288.2^\circ\text{K} \\ P_{t,st} &= 10332 \text{ kg/m}^2 \\ R_{st} &= 29.27 \text{ kg}\cdot\text{m}/^\circ\text{K}\cdot\text{kg} \\ \kappa_{st} &= 1.401 \end{aligned} \right\}$$

なお、表1の右欄の値は上記の方法を用いて設計の各値を換算した値である。この場合、設計のタービン平均比熱比としては  $\kappa_{des}=1.314$ 、ガス定数としては  $R_{des}=29.27 \text{ kg}\cdot\text{m}/^\circ\text{K}\cdot\text{kg}$  とした。これに対し、実験値の修正には  $\kappa_{exp}=1.40$ 、 $R_{exp}=29.27 \text{ kg}\cdot\text{m}/^\circ\text{K}\cdot\text{kg}$  を用いたが、この場合  $\varepsilon_{cr} = \phi_{cr} = 1.0$  である。

また、本実験の解析では、加圧試験と減圧試験のレイノルズ数のちがいについてはとくに補正をしなかった。

#### 4. 実験の結果と考察

##### 4.1 全段としての性能

###### (a) 流量特性 (図9)

縦軸はタービン入口流量の修正値  $\varepsilon_{cr} G \sqrt{\theta_{cr}} / \theta$  であり横軸はタービンの全段膨張比の修正値  $\phi_{cr} \pi_T$  である。なお、流量特性は加圧実験と減圧実験とで  $R_e$  数のちがいがあるため多少異なる。(この検討は別報にゆずる) ここでは加圧実験のデータによる流量特性を示した。ところで図9に示されるように、膨張比が高くなるにつれて、回転数による流量曲線のちがいは明確になる。また、

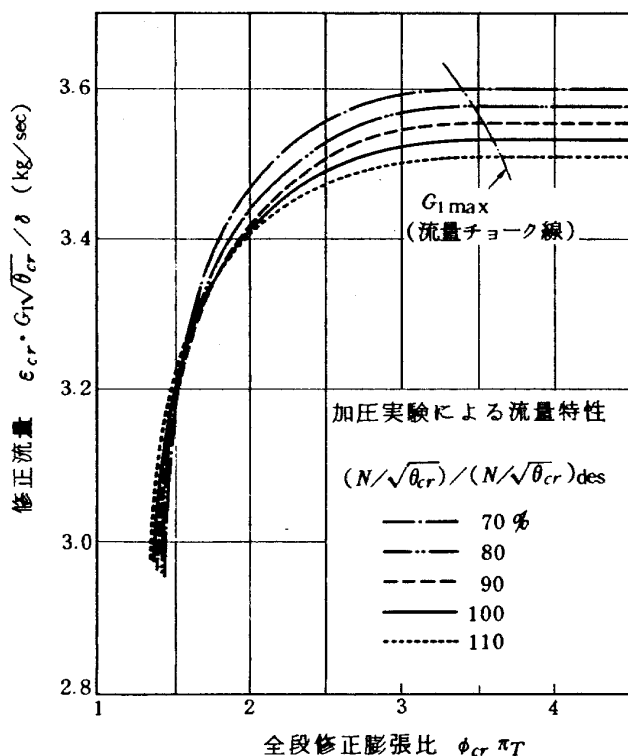


図9 タービン入口流量特性

流量が最大値に達する点での膨張比およびそのときの流量すなわちチョーク膨張比およびチョーク流量は回転数により異なっている。このことは流量が動翼により左右されることを示し、少なくとも第一段静翼が最初にチョークを起す翼列(以下これをチョーク翼列と呼ぶ)ではないことを意味する。本タービンではチョーク翼列は第二段静翼である(後述4.3節参照)ので、この回転数によるタービン入口修正流量のちがいは付録Bの式(4)からもわかるように、おもにチョーク時における第一段タービンでの膨張比および温度降下比の回転数によるちがいに伴って回転数による第二段静翼での入口入射角のちがいに伴って全圧損失のちがいに伴う。チョーク点を図中に一点鎖線で示したが、回転数が大きくなるにつれてチョーク点はわずかに膨張比の大きい方に移行する。回転数によるチョーク流量の差は回転数70%と110%でおよそ1.7%である。さて、設計回転数においては3.65付近の膨張比でチョークしており、設計膨張比 ( $\phi_{cr} \pi_T = 4.53$ ) ではすでにチョーク状態にある。この点でのタービン入口修正流量は3.53 kg/secであり、この値は設計仕様より約9.3%大きい値である。このタービン流量の問題については4.3節にて検討を行う。

###### (b) 比トルク特性 (図10)

縦軸はタービンの修正トルクをタービン入口修正流量で割った単位流量あたりのトルク、すなわち修正比トルクをとって示す。これから全回転数とも常に膨張比とともにトルクは増大しており、実験の膨張比の範囲ではいわゆるトルク限界 (limiting loading) はみられなかつ

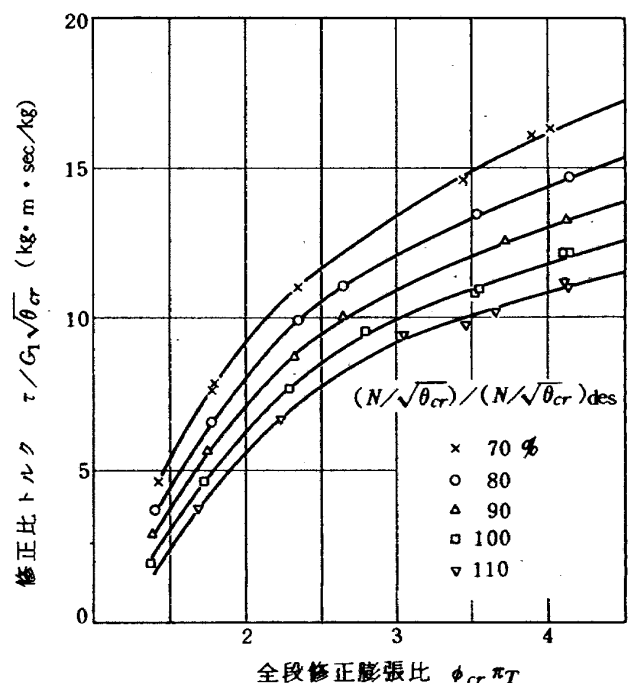


図10 タービンの比トルク特性

た。

### (c) 全体性能のマップ(図11)

次に図9と図10から作成された全体性能マップを図11に示す。これは縦軸に修正比出力すなわちタービン全段での熱落差をとり、横軸に修正流量回転数パラメータ(修正流量×修正回転数)をとり、等回転数、等膨張比および等全段断熱効率( $\eta_t$ )の線で表わしたものである。これによると実験の範囲でタービン全段断熱効率は0.6~0.875であり、かなり広い範囲で比較的良好な効率( $\eta_t > 0.84$ )を示している。最高の断熱効率は0.875であり、それは回転数110%、膨張比3.0付近で得られた。また、各回転数における最高断熱効率の点を二点鎖線で結んで示したが、この点は回転数の増加とともに高膨張比の方へ移行する。さらに、各回転数における最高断熱効率の値は回転数が高いほど大きい。設計回転数における最高断熱効率は0.864であり設計仕様の断熱効率(0.86)を満しているが、この最高の断熱効率点は設計膨張比からはずれている。設計回転数および設計膨張比では断熱効率は0.842であり、この値は設計仕様のそれより1.8%ほど低い値である。なお、この点での修正比出力は約20.4 kcal/kgである。

### (d) タービンの全段断熱効率(図12)

また、上記断熱効率が回転数と膨張比に対していかなる変化を示すかをより明確に示すために、横軸に膨張比

をとり、回転数をパラメータにとった断熱効率特性図を図12に示す。これによれば、各回転数とも低膨張比領域で断熱効率はかなり急激な変化を示しており、この領域では膨張比が増すにつれて断熱効率は急激に増す。そして最高効率に達した後、効率はいく分低下するが、その変化はゆるやかである。なお、 $\phi_{cr} \pi_T$ が3から4にかけてはそれ以下とは試験方法が異なりタービン内レイノルズ数が異なるのでそれによる効率の低下もいく分含まれていると考えられる。

## 4.2 各段の性能

### (a) 各段の膨張比配分(図13)

図13はタービンの全段修正膨張比に対して第一段および第二段タービンの膨張比を示したものである。図中には設計の修正回転数の実験値のみ実線で結んだが、回転数による膨張比配分への影響は小さい。各段の膨張比の変化の様子はかなり相異がみられる。全段の膨張比の増加とともに、第一段の膨張比は一定値におちつくが、第二段のそれは単調に増加する。これを図9のタービン流量特性と合せて考慮すると流量チョークは第二段タービンでおこっていることがわかる。両段の膨張比は $\phi_{cr} \pi_T = 3.8$ あたりで等しく、3.8以下の膨張比領域では第一段での膨張比が第二段でのそれより大きく、3.8以上の膨張比領域では逆である。設計回転数および設計膨張比

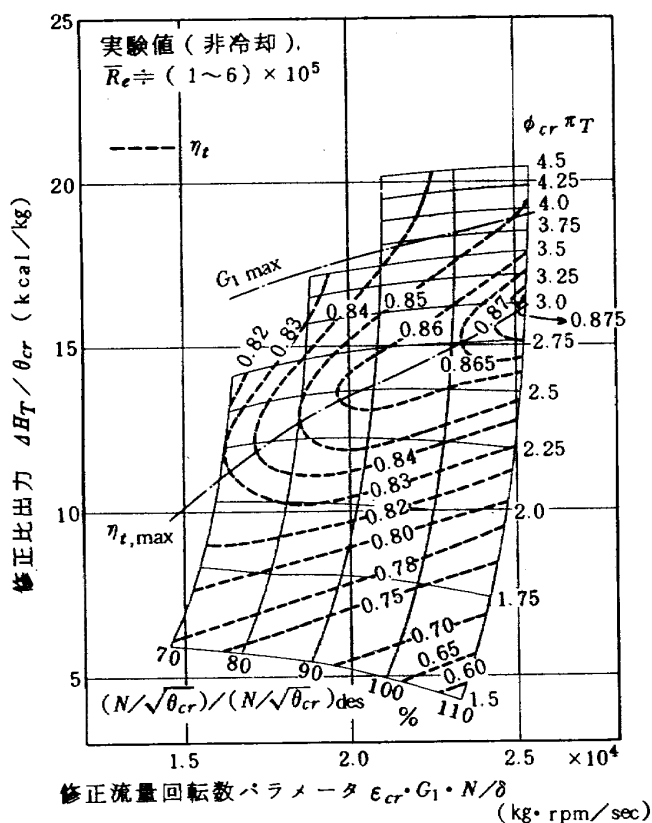


図11 全体性能のマップ

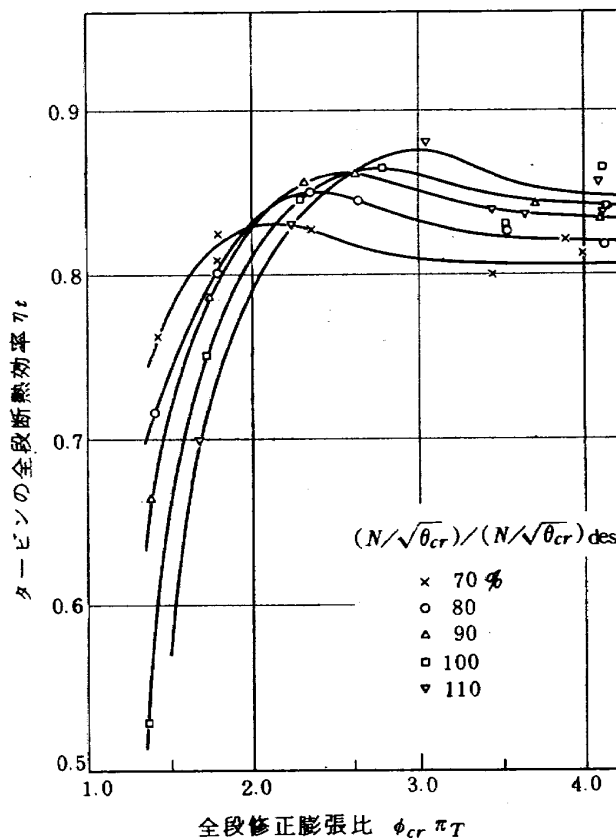


図12 タービン全段断熱効率



での各段の膨張比は第一段、第二段それぞれ 1.96, 2.31 である。

(b) 各段の仕事配分 (図 14)

また、図 14 は縦軸に全段の温度落差に対する一段の温

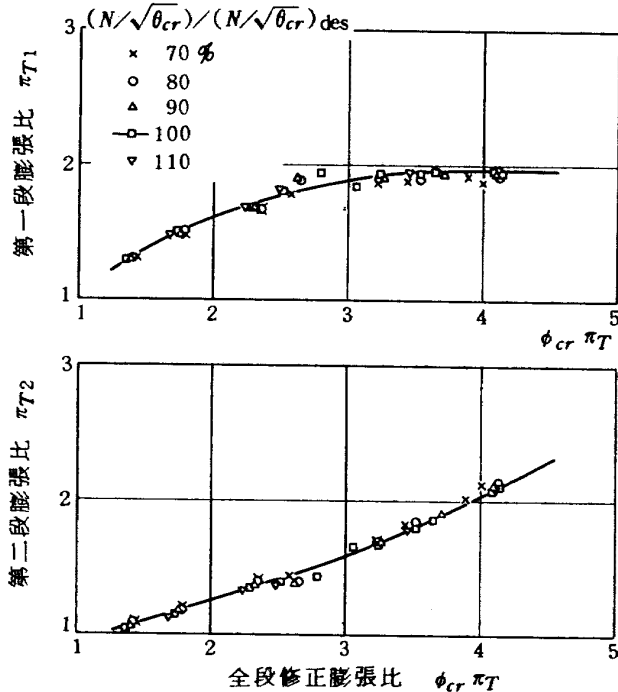


図 13 各段の膨張比配分

度落差をとったもので、各段の仕事配分がわかる。この配分にはさきの膨張比配分とちがって回転数によりかなりはっきりした差がみられる。全段膨張比が非常に低く回転数が高いとき縦軸の値が 1 を越すのは第二段タービンがあたかも圧縮機のごとく作動しこの段で全温の上昇がおこるためと考えられる。なお、設計回転数および設計膨張比の点での各段の仕事配分は、第一段、第二段それぞれおよそ 48%, 52% である。これらは設計時に予想した配分 (48.8/51.2%) に近い。しかし、冷却空気を流した場合、各段動翼を通過するタービン流量が互いに異なるので、その場合の仕事配分 (動翼入口流量と動翼での熱落差の積の比) はこの実験値と異なる可能性がある。

(c) 各段の断熱効率特性 (図 15)

図 15(a)および(b)は各段の断熱効率特性を示す。これは全段のトルク (図 10) を各段の仕事配分 (図 14) により分け、各段の膨張比 (図 13) および各段の入口全温を用いて算出したものである。図 15(a)および(b)とも横軸は全段の修正膨張比である。これらの図から、第一段タービンでは全段膨張比が比較的低い領域 ( $\phi_{cr} \pi_T = 2.2 \sim 3.0$ ) で効率が良いが、第二段タービンではより高い膨張比 ( $\phi_{cr} \pi_T > 3.0$ ) で効率が良いことがわかる。また、

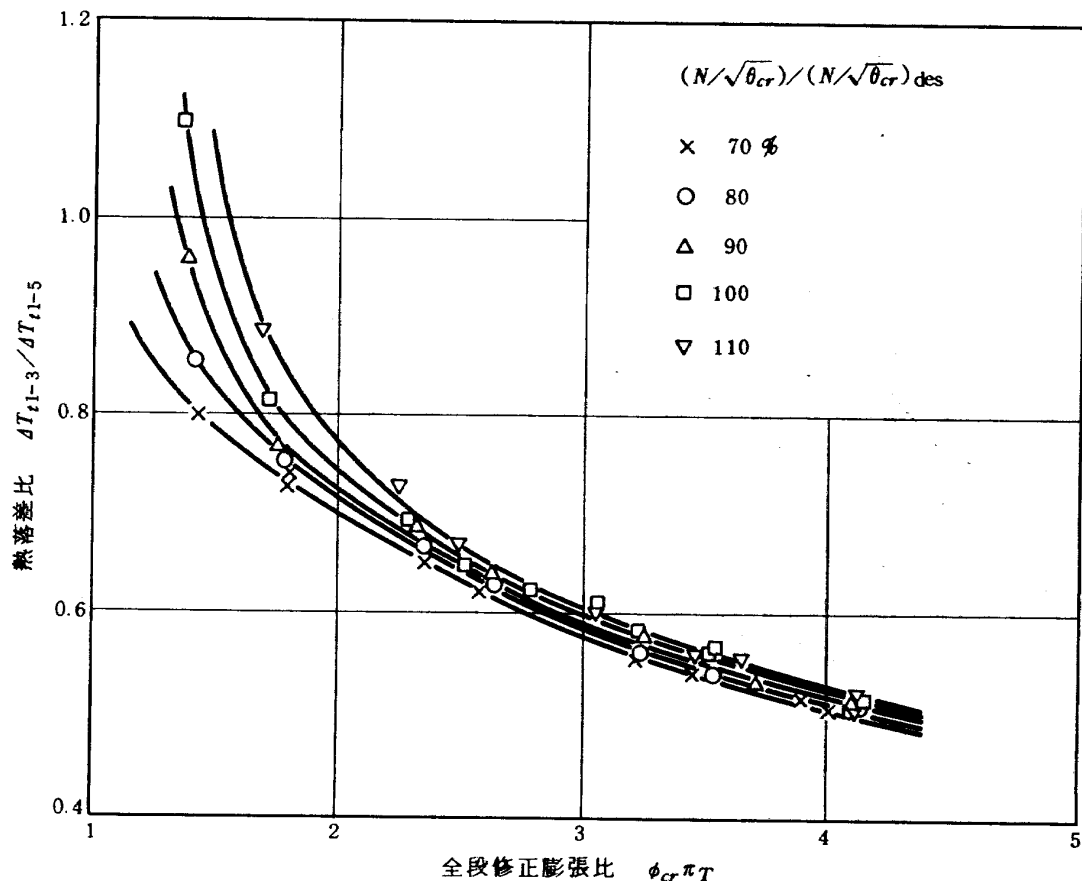


図 14 各段の仕事配分

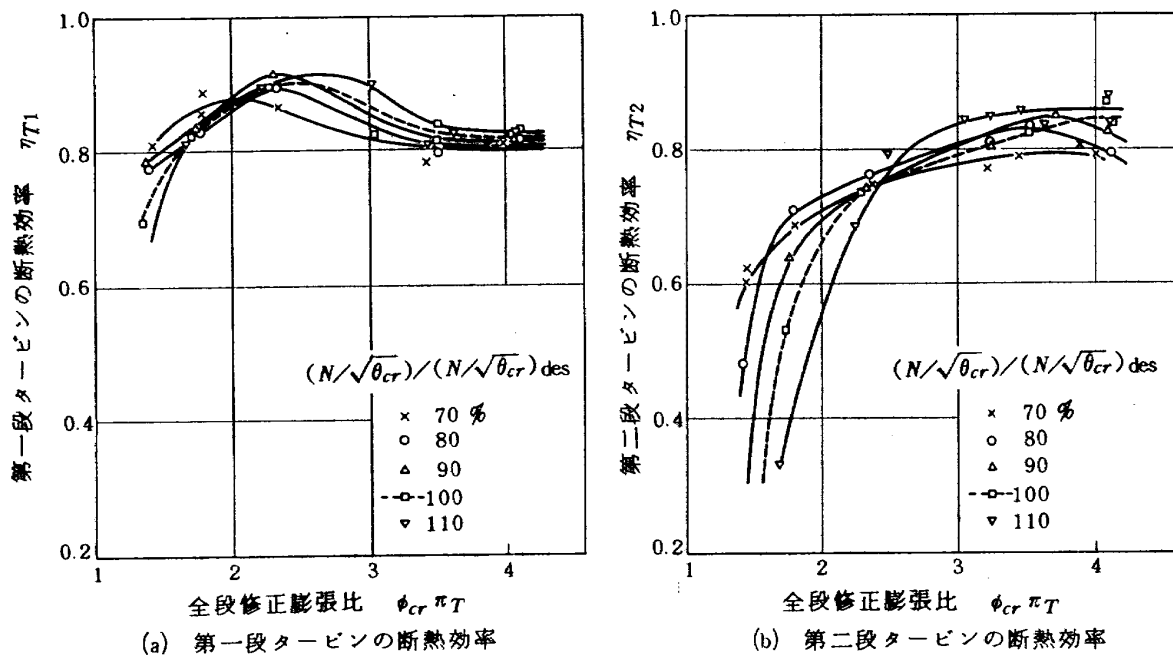


図15 各段のタービン断熱効率

第一段の方が実験の全範囲にわたり効率が良い。これらのことは前述の仕事配分でもわかるとおり、本タービンでは膨張比が低いすなわち流量が少ない領域では第一段の仕事が著しく大きく、第二段では殆んど仕事をしないからであり、膨張比が増すにつれて第二段での仕事が急激に増すからである。実験の範囲における各段の最高効率はおよそ第一段 0.916、第二段 0.860 である。設計回転数における各段の最高効率は第一段、第二段それぞれ全段膨張比 2.5 および 4.5 付近で得られ、その値はそれぞれ 0.903 および 0.848 である。とくに第一段のこの最高効率点は設計の全段膨張比よりかなり離れている。また、設計回転数および設計の全段修正膨張比における各段の効率は第一段 0.824、第二段 0.848 であり、この値は各段の設計計算の効率に対し第一段で 2.9%、第二段で 2.2% ほど小さい。

#### (d) 各段の動翼絶対流出角度 (図16)

図16(a), (b)は各段の動翼出口からのガスの絶対流出角度の流路平均値を示す。これは各段の動翼出口において3孔ピトー管により半径方向にトラバース測定したものの算術平均値である。図16(b)に示すように、第一段動翼出口での絶対流出角度は膨張比が高くなるにつれて次第と変化がなくなっており、この流出角度がほぼ一定値に達する点の膨張比は前述の流量チョークをおこす膨張比と一致している。これは図16(b)に示すように、第二段動翼出口での絶対流出角度がチョーク以後でも膨張比と共に変化しつづけていることと異なる点である。この二つ

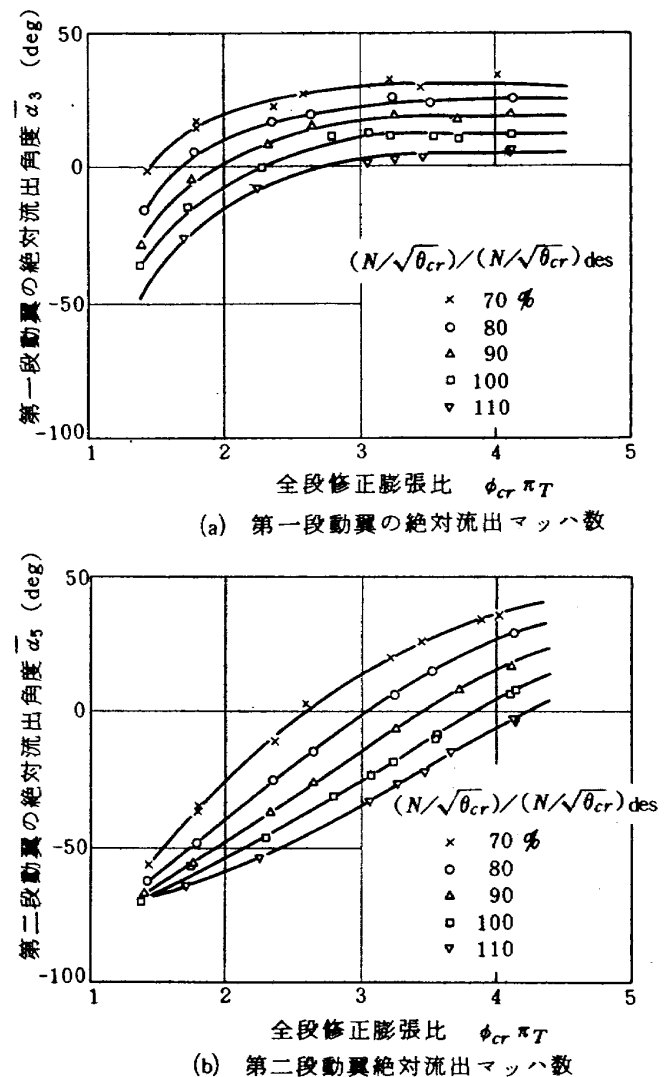


図16 各段の動翼絶対流出角度

の流出角度特性から、タービン流量のチョーク断面が第一段動翼より下流、第二段動翼より上流に存在することを意味する。なお、設計回転数および設計膨張比での第一段および第二段動翼の絶対流出角度はそれぞれおよそ  $13.0^\circ$ 、 $16.5^\circ$  である。これらの値は翼平均径 (MEAN) における設計速度三角形とくらべ、第一段動翼後では流れが  $8.8^\circ$  ほど小さく、第二段では  $10.5^\circ$  ほど大きい。したがって、第二段動翼後のこの流出角度はタービン出口でまだかなりのスワールを残していることになる。

#### (e) 各段の動翼絶対流出マッハ数 (図 17)

また、図 17(a) および (b) に各段の動翼出口でのガスの平均絶対流出マッハ数を示す。第二段動翼出口の平均マッハ数は 3 孔ピトー管により半径方向にトラバース測定したものの算術平均値である。一方、第一段動翼出口の平均マッハ数はこの断面で測定したガスの全圧、角度 (風向) および全温の半径方向トラバース平均値を用いて連続の式から算出したものである。これは、第一段動翼出口測定用のピトー管として前述のごとき円筒型ピトー管を用いたので、第二段動翼出口でのピトー管のように検定曲線から直接マッハ数を求めることが困難であるためである。さて、設計回転数および設計膨張比での各段の動翼出口における絶対流出マッハ数は第一段 0.325、第二段 0.425 である。これらは翼平均径 (MEAN) における設計値にくらべ、第一段ではかなり大きい値である。

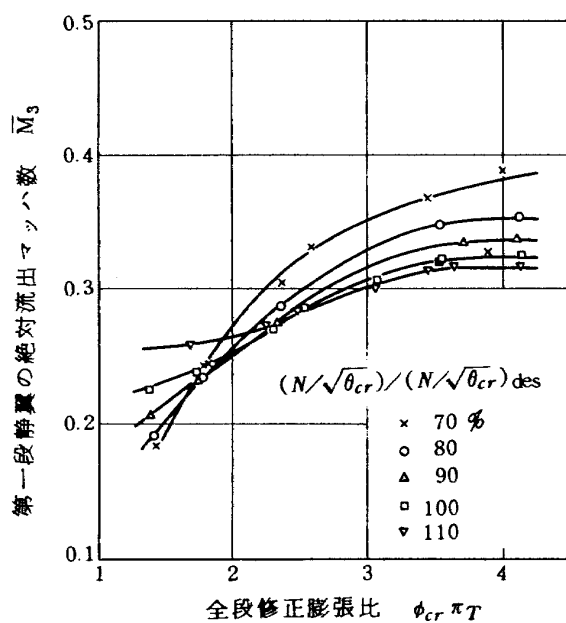
#### 4.3 タービン入口流量の検討

本実験においては設計回転数および設計膨張比でタービン流量はすでにチョークしており、その点での流量の値は  $3.53 \text{ kg/sec}$  であった。これは設計流量より 9.3 %

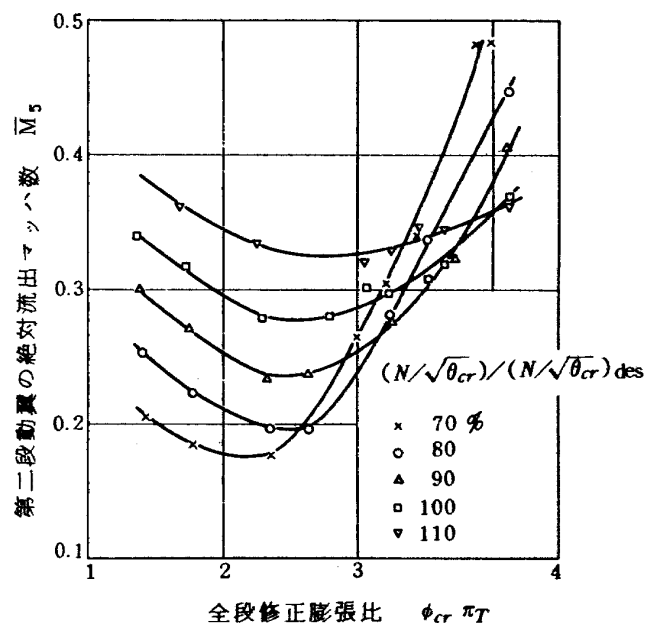
ほど大きい値である。本タービンはタービン各所の壁圧の測定および前節の各種特性から第二段静翼で流量チョークをおこなっていることが判明したが、この過剰流量の原因の一つに、そのチョーク翼のスロート部より上流において主流に吹き込まれる予定の二次空気 (各翼の冷却空気のほか流路内外壁からのもれ空気も含む。付図 2 参照) を本実験では流さなかったことが考えられる。ところで、このチョーク翼のスロート部より上流で吹き込まれる二次空気量は設計のタービン入口流量に対し約 7.8 % であり、これは実験の流量過剰分の 9.3 % よりいく分小さいが、ほぼその過剰分に一致している。ところで、二次空気によるタービン入口流量への影響は複雑であり、この流量は付録 B に示すように第二段静翼スロート部より上流で主流に吹き込まれる二次空気量のほかに、その二次空気の温度、タービンチョーク時における第一段タービンの膨張比、第一段タービン内の流量変化および二次空気による主流の全圧の変化により決定される。以下、二つの場合について二次空気のある場合のタービン入口流量を推定しておく。

case (i) 二次空気のあるときタービンチョーク時の第一段での膨張比  $\pi_{T1}$  が設計値 2.02 に一致した場合

タービン入口修正流量は非冷却時にくらべ約 8.0 % 減少することが付図 5 より推定できる。すなわち、タービン入口修正流量は  $3.24 \text{ kg/sec}$  となり、この値は設計値と非常によく一致する。いいかえれば二次空気を流した場合、設計回転数および設計膨張比において第一段タービン膨張比がその設計値 2.02 と一致したときにはじめて、ほぼ設計値どおりのタービン入口流量になることが



(a) 第一段動翼の絶対流出角度



(b) 第二段動翼の絶対流出角度

図 17 各段の動翼絶対流出マッハ数

わかる。なお、この推定では冷却時における第一段タービンの断熱効率 $\eta_{T1}$ は非冷却時のそれに等しい( $\eta_{T1} = \eta_{T1,un}$ ,  $\eta_{T1}$ の定義は付録Bの式(7)参照)とした。

case(ii) いま、二次空気と主流との混合がうまく行われて、その混合により主流の全圧が変化しないと仮定した場合

第二段静翼チョーク時における第一段の静動翼内を流れる流量は冷却時には非冷却時にくらべ少ないと考えられる。このため第一段の各翼での膨張比も流量の減少に応じて減少すると考えられる。いま、この膨張比の変化を文献〔9〕の方法により設計回転数および設計膨張比における二次空気による $\pi_{T1}$ の変化を計算すれば、非冷却時に $\pi_{T1} = 1.96$ であったものが冷却時には $\pi_{T1} = 1.91$ となる。<sup>10)</sup>ゆえに、付図5( $\eta_{T1} = \eta_{T1,un}$ )より二次空気によるタービン入口修正流量の減少分はおよそ3.3%と推定される。この結果、二次空気を設計計画通り流しても、タービン入口流量は設計値よりなお約5.4%( $3.52 \text{ kg/sec} \times 0.967 / 3.23 \text{ kg/sec} \div 1.054$ )多く流れたと予想される。

以上、二つの場合を例として二次空気のある冷却時のタービンの入口修正流量を非冷却実験結果をもとに推定したが、一般にcase(ii)の傾向になるものと考えられおそらく二次空気を流しても過剰流量は残るであろう。しかし詳細については二次空気を流した実験で確める必要がある。ただ、二次空気のラビリンスやシュラウド等からのもれなどの制御を含めてそうした実験を詳細に行いかつ解析することはかなり困難を有することから、計算で定性的、定量的な性能を予想することは有効であろう。タービンのこうした過剰流量の調整は実際上最終的には翼の取付角度の変更などにより行われているが、とくに空冷タービンでは二次空気の量やその吹込み位置によるタービン入口流量への影響の大きさがちがひ、さらに部分負荷における二次空気量の変化による影響等を考慮に入れておかねば、エンジン作動時に思わぬミスマッチングをおこす可能性をもっている。

## 5. 結 論

ファンエンジンの高圧段タービン用として、タービン入口全温1080℃を目標とした二段の空冷タービンを設計、製作した。このタービンの空気力学的性能を調べるために、新たに空力性能試験用のタービン(HT-10C)を製作し、回転数70~110%, 膨張比およそ1.4~4.1の範囲で実験を行った。本報ではおもに、冷却空気を流さないで行った実験の結果について考察した。

得られたおもな実験結果は；

(1) 実験の範囲における本タービンの全段断熱効率は0.6~0.875であり、最高値0.875は回転数110%, 膨張比およそ3.0で得られた。設計回転数および設計膨張比においては0.842であった。

(2) 第一段のタービン断熱効率は比較的低い全段膨張比領域( $\phi_{cr} \pi_T = 2.2 \sim 3.0$ )で高く、第二段のそれは高い全段膨張比領域( $\phi_{cr} \pi_T > 3$ )で高い。実験の範囲で各段の最高断熱効率はそれぞれ0.916, 0.860であった。また、設計回転数および設計全段膨張比における断熱効率は第一段0.824, 第二段0.848であった。

(3) 各段のタービン仕事は、低膨張比領域では第一段の仕事の方が第二段のそれより大きく、膨張比が増すにつれて両段のタービン仕事は互いに近づく。設計回転数および設計全段膨張比での仕事配分は第一段48%, 第二段52%であった。これは設計の仕事配分にほぼ一致する。

(4) 本タービンの流量は各回転数とも第二段静翼でチョークし、設計回転数においてはタービン全段膨張比がほぼ3.65のときチョークする。このため、このチョーク膨張比より大きい膨張比では第一段タービンの作動特性は一定になる。

(5) 設計回転数および設計全段膨張比において、タービン流量はすでにチョークしており、その流量の値は修正値で3.52 kg/secであった。設計時に付図2のごとく計画されている冷却空気量(チョークする静翼スロート以前で合計7.8%)を本実験中は流さなかったためにかなり多くの流量が流れた。この値は冷却空気を考慮して設計した設計値と比較すると約9.3%大きい値である。

(6) 設計回転数および設計膨張比において、タービン出口でスワールが設計値に仕事が増加する方向に約10.5°ほど大きい。

以上の実験結果から；

(7) 本タービンはかなり広い作動範囲で概して良い効率を示し、空冷翼に適した翼形状がそれほど空気力学的に悪い影響を与えるものではないことがわかった。今後はさらに効率を高める努力が必要であろう。

なお、タービン入口流量特性はじめ実験で得られた種々のタービン特性は冷却空気によりかなり変化する可能性があるが、冷却空気をともなう空冷タービンの性能を本報の非冷却実験値をもとに議論するためには、本報付録で一部示したような冷却空気のもつ影響を計算で予想することのほか、やはり、冷却空気をともなう実験をすることが急務である。

## 6. あとがき

実験で得られたタービン性能と設計値とのずれの原因

をより詳しく検討するため、かつ二次空気のタービン性能への影響を考慮し実機冷却時の性能を推定するため、得られた実験結果をもとに現在さらに解析を進めている。また、本タービンの実験では減圧実験と加圧実験を併用しているためこの二種の実験でタービン内のレイノルズ数がかなり異なっており、空力性能へのレイノルズ数の影響も考慮した解析も必要である。これらは別の機会に報告する予定である。

なお、本実験にあたり松木原動機部長、現鳥崎センタ一長に御協力ならびに御助言をいただいた。未筆ながらお礼申し上げます。

#### 参 考 文 献

- 1) W.J. Whitney, "Comparative Study of Mixed and Isolated-Flow Methods for Cooled-Turbine Performance Analysis", NASA TM X-1572 (1968)
- 2) W.J. Whitney, "Analytical Investigation of the Effect of Cooling Air on Two-Stage Turbine Performance", NASA TM X-1728 (1969)
- 3) W.J. Whitney, E.M. Szanca, B. Bider and D.E. Monero, "Cold-air Investigation of a turbine for High-Temperature-Engine Application, III-Overall Stage Performance", NASA TN D-4389 (1968)
- 4) W.J. Whitney, H.J. Schum and F.P. Behning, "Ibid., IV-Two-Stage Turbine Performance", NASA TN D-6960 (1972)
- 5) E.M. Szanca, H.J. Schum and H.W. Prust Jr., "Cold-Air Investigation of a Turbine with Stator-Blade Trailing-edge Coolant Ejection, III-Overall Stage Performance", NASA TM X-1974 (1970)
- 6) 高原北雄, 能瀬弘幸, 鳥崎忠雄, 西尾健二, 鈴木邦男; 高温タービン試験設備, 航技研昭和44年度研究発表会前刷(1969)
- 7) 山本孝正, 高原北雄, 能瀬弘幸, 白井弘, 井上重雄, 三村富嗣雄; 空冷軸流タービンの空力性能に関する研究(第一報), 航空宇宙技術研究所報告 TR-321(1973), 第12回航空原動機に関する講演会講演集 pp. 41 (1972), NASA TTF-16083
- 8) 能瀬弘幸, 高原北雄, 三村富嗣雄, 吉田豊明, 井上重雄, 白井弘; 高温タービン第三期試験体の高温試験, 第14回航空原動機に関する講演会講演集 pp. 5 (1974)
- 9) 山本孝正, 高原北雄, 白井弘; 空冷タービンの空力性能に及ぼす冷却空気の影響, 第14回航空原動機に関する講演会講演集 pp. 1 (1974)
- 10) 山本孝正, 高原北雄, 白井弘, 井上重雄, 三村富嗣雄; 二段空冷軸流タービンの空力性能に関する研究, 日本機械学会講演論文集 No. 740-5 pp.107 昭 49. 4 (1974)
- 11) D.G. Ainley and G.C.R. Mathieson, "A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbines", ARC R&M No. 2974 (1951)
- 12) J. Dunham and P.M. Came, "Improvements to the Ainley-Mathieson Method of Turbine Performance Prediction", ASME Paper No. 70-GT-2 (1970)
- 13) D.G. Ainley and G.C.R. Mathieson, "Examination of the Flow and Pressure Losses in Blade Row of Axial-Flow Turbines", ARC R&M. No. 2891 (1951)
- 14) O. Zweifel, "Optimum Blade Pitch for Turbo-Machines with Special Reference to Blades of Great Curvature", Brown Boveri Review, Vol. 32, pp. 436 (1945)
- 15) J.F. Barner and D.E. Fray, "An Experimental High-Temperature Turbine (No. 126) Part II - The Effects of Cooling on the Aerodynamic Performance", ARC R&M. No. 3405, pp. 28 (1962)
- 16) M. Platt and A.F. Carter, "Analysis of Geometry and Design Point Performance of Axial Flow Turbines, Part II-Computer Program", NASA CR-1187 (1968)

まず、実機タービン（HT-10H）を実機条件で設計し、次に空力性能試験用としてのタービン（HT-10C）をHT-10H との運転条件のちがいを考慮して設計した。

エンジン全体としての性能のサイクル計算の結果、高圧段のタービンは二段タービンとし、それに要求される設計仕様を本文表1のごとくきめた。

本文図1にその結果を示した。タービン出口でのスワールはTipで $2.3^\circ$ 、Rootで $12.7^\circ$ であるが、これ以上

註2) 流路形状は次の事項を基本にした。すなわち第一段タービンではTIPおよびROOT径とも一定とし、第二段タービンではROOT径のみ一定とし、TIP径は拡大角度最大12°とする。この基本事項に沿い速度三角形を計算し、各検査断面での流量が、所定の冷却空気をも含めた流量とある誤差内におさまるまで速度三角形および流路形状をくりかえし計算し決定した。

激な増加はなく全体性能に対して無視しうる。また各段の仕事配分は最終的に第一段 48.77 %、二段 51.23 % となった。各段の断熱効率はそれぞれ 0.853, 0.870 となり、全体としては 0.872 となった。これは仕様に対し約 1 % 大きい。

## 1.2 翼配備および翼型の決定

### (a) 翼配備

以下の如き手順で翼配備をきめた。

- (1) Ainley の式でプロフィル損失を最小にする方法<sup>18)</sup> Zweifel の方法<sup>14)</sup>、その修正した方法ほか他のエンジンとの比較などから適当なソリディティをきめた。
- (2) 実用エンジンの例から喰違い角をきめた。
- (3) ソリディティ、アスペクト比および翼弦長を考慮して翼枚数をきめた。
- (4) Ainley らの方法により流出角が設計速度三角形に一致するようスロート幅をきめた。(なお、第二段静翼および動翼では半径方向の流路が拡大しているの、この場合はスロート形状は非等角な台形となる)
- (5) 冷却翼か否かを考慮しそれに適した前縁厚み、後縁厚みおよび翼最大厚みをきめた。

### (b) 翼型

速度三角形および翼配備から次の手順で翼型をきめた。なお、第一段静翼のみは既報<sup>7)</sup>の翼型を採用したので以下の方法にはよらなかった。(付表 1(a))

- (1) 翼圧力側および負圧側の面を 4 次式で与える。
- (2) 翼前縁および後縁の円の中心座標とその半径を与える。
- (3) 翼の前縁円と圧力側、負圧側の翼表面との二つの接線の交角を  $\theta_L$  とし、翼入口角を  $B_L$  としたとき  $B_L \pm \theta_L$  がこれらの二つの接線の勾配とする。後縁についても同様である。
- (4) 翼圧力側、負圧側の表面が後縁の円と接する二点の曲率を条件として与える。
- (5) また負圧側についてはスロート幅を与える。

このようにして Tip と Root について数種の翼型を計算し、その中から速度三角形を満たしかつ翼表面の圧力分布の良いものを採用した。同時に、圧縮性を考慮して流線に沿う翼の表面速度を計算により求め、その結果から Diffusion Factor が  $D_s < 0.2$ ,  $D_p + D_s < 0.5$  であることを確認した。次に、翼製作時に必要な回転軸に平行ないくつかの断面の翼型は、上述の計算で得た Tip と Root の翼型を直線補間して求めた。(すなわち、2つの翼型の翼表面をそれぞれ同数だけ分割し直線で結んで作られた立体的な翼型を Root 型に平行な断面で切断し求めた。)このようにして求めた TIP, MEAN および

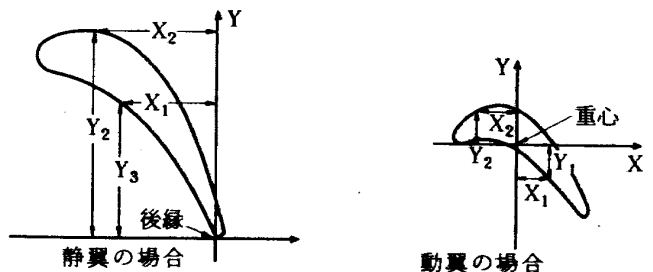
ROOTの翼座標(計算値)を付表 1(b)~(d)(座標のとり方は付図 3 参照)に示す。

また、本タービンの動静翼の翼配備および翼主要寸法はそれぞれ本文図 2 および表 2 に示した。

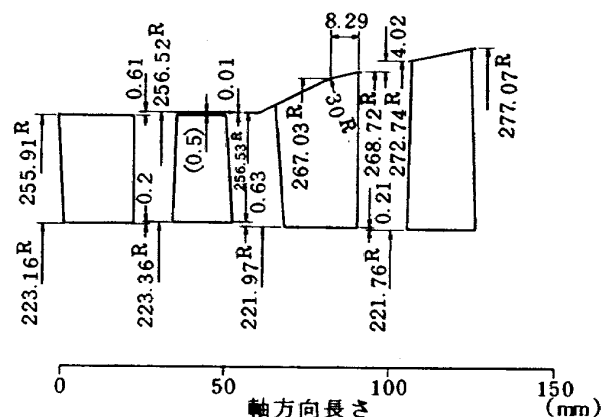
## 1.3 タービン流路の製作寸法

HT-10H の製作寸法は、前記付図 1 の空力的流路形状から設計運転時と製作時(常温静止時)との条件のちがいを考慮してきめた。この際次の三点について考慮した。

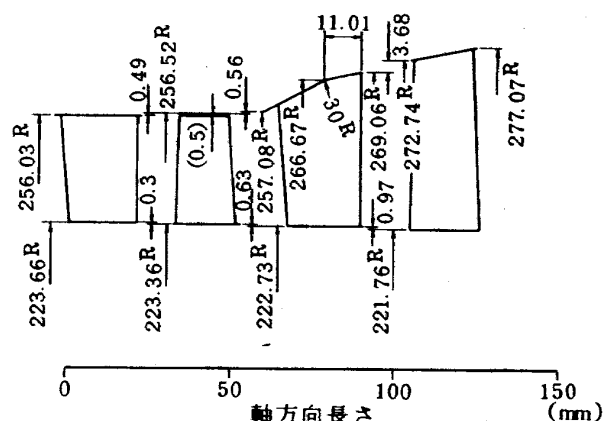
- (1) 熱膨張による伸び(タービン各部の温度を仮定し半径方向に単純に伸びるとして求めた)
- (2) 遠心応力による伸び(動翼およびディスクの伸び



付図 3 付表 1(b)~(d)の座標の取り方



(a) 実機タービン (HT-10H)



(b) 空力性能試験用タービン (HT-10C)

付図 4 タービン流路の製作寸法

を遠心応力から求めた)

(3) 境界層排除厚さ(この厚さとして内外壁合わせて、翼入口で流路幅の約1%, 出口で約3%ときめた)

その結果, 流路の製作寸法を付図4(a)のようにきめた。

## 2. 空力性能試験用タービン(HT-10C)の製作

HT-10C の試験条件から, 各翼について熱および遠心応力による半径方向の伸び等を考慮して, 以下の方針に沿い, 製作形状および翼形状をきめた。

### 2.1 翼型

動翼はHT-10H のものをそのまま流用した。一方, 静翼はHT-10HのTIP~ROOT の各断面における翼型をそのまま, HT-10C の製作時の各断面での翼型とした。すなわち両タービンの各断面の流路径は熱および応力による伸びをさしひいた量だけ異なっているが相当

する断面での翼型は等しくした。なお, HT-10C の運転は冷却空気を流さないから, たとえば設計回転数, 設計膨張比での速度三角形が設計の速度三角形と異なると考えられる。したがって, 設計の速度三角形から求めたHT-10H の翼型をそのまま適用することは無理があるかもしれないが, この翼型決定の際には上述のことは考えていない。また, 翼弦長はHT-10Hと同じとしたから, HT-10C ではアスペクト比や流線に沿うソリディティなどが設計と異なることを意味するが, その差異はあまり大きくなくタービンの空力性能に影響を及ぼすほどではないと考えられる。

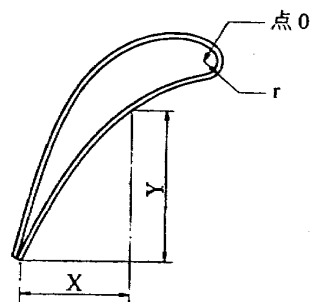
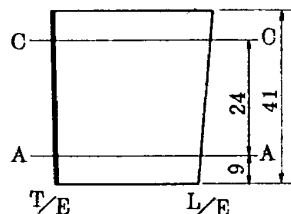
### 2.2 タービン流路の製作寸法

次の事項を基本とした。

(1) 動翼の通路形状はHT-10Hの動翼をそのまま流用するのでHT-10Hと同じとした。

付表1(a) 第一段静翼の翼座標

	TIP (C-C断面) $r = 251.86 \text{ mm}$				ROOT (A-A断面) $r = 227.86 \text{ mm}$			
	背 面		腹 面		背 面		腹 面	
	$X_1$	$Y_1$	$X_2$	$Y_2$	$X_1$	$Y_1$	$X_2$	$Y_2$
1	0.00	3.84	0.00	0.00	0.00	3.84	0.00	0.00
2	2.00	10.60	2.00	3.82	2.00	10.24	2.00	3.83
3	4.00	15.60	4.00	7.34	4.00	15.00	4.00	7.28
4	6.00	19.19	6.00	10.46	6.00	18.46	6.00	10.30
5	8.00	21.85	8.00	13.10	8.00	20.86	8.00	12.78
6	10.00	23.84	10.00	15.22	10.00	22.43	10.00	14.74
7	12.00	25.17	12.00	16.79	12.00	23.43	12.00	16.21
8	14.00	25.88	14.00	18.06	14.00	24.04	14.00	17.32
9	16.00	26.22	16.00	19.13	16.00	24.14	16.00	18.17
10	18.00	26.22	18.00	20.02	18.00	23.78	18.00	18.78
11	20.00	25.71	20.00	20.75	20.00	22.80	20.00	19.40
12	22.00	24.57	22.00	21.66	—	—	—	—
点0	$X = 20.52$		$Y = 23.11$		$X = 18.82$		$Y = 21.13$	
$r$	2.07				2.05			





付表 1(b) 第一段動翼の翼座標

TIP ( $r = 259.02$ mm)				MEAN ( $r = 242.50$ mm)				ROOT ( $r = 225.98$ mm)			
$X_1$ (mm)	$Y_1$ (mm)	$X_2$ (mm)	$Y_2$ (mm)	$X_1$ (mm)	$Y_1$ (mm)	$X_2$ (mm)	$Y_2$ (mm)	$X_1$ (mm)	$Y_1$ (mm)	$X_2$ (mm)	$Y_2$ (mm)
-7.749	2.574	-7.749	2.574	-8.242	.948	-8.242	.948	-8.736	-.678	-8.736	-.678
-7.379	1.794	-7.320	3.394	-7.787	.113	-7.955	1.618	-8.196	-1.568	-8.590	-.157
-6.561	1.592	-6.299	4.024	-6.864	.045	-6.862	2.778	-7.168	-1.501	-7.426	1.532
-5.534	1.584	-5.469	4.434	-5.760	.395	-6.007	3.490	-5.986	-.793	-6.546	2.547
-4.634	1.434	-4.179	4.814	-4.782	.548	-4.687	4.250	-4.931	-.338	-5.196	3.687
-3.809	1.199	-3.104	4.894	-3.885	.553	-3.577	4.593	-3.961	-.093	-4.051	4.292
-3.039	.884	-2.234	4.754	-3.057	.425	-2.670	4.650	-3.076	-.033	-3.106	4.547
-2.344	.519	-1.419	4.484	-2.300	.198	-1.807	4.553	-2.256	-.123	-2.196	4.622
-1.659	.089	-.709	4.134	-1.567	-.102	-1.025	4.340	-1.476	-.293	-1.341	4.547
-1.034	-.366	-.059	3.694	.880	-.450	-.322	4.018	-.726	-.533	-.586	4.342
-.394	-.876	.521	3.194	.195	-.857	.338	3.618	.004	-.838	.154	4.042
.191	-1.371	1.081	2.649	.443	-1.297	.973	3.155	.694	-1.223	.864	3.662
.761	-1.906	1.596	2.074	1.073	-1.785	1.558	2.645	1.384	-1.663	1.519	3.217
1.341	-2.471	2.106	1.444	1.688	-2.290	2.135	2.063	2.034	-2.108	2.164	2.682
1.896	-3.031	2.561	.804	2.288	-2.812	2.665	1.468	2.679	-2.593	2.769	2.132
2.426	-3.616	3.016	.114	2.873	-3.355	3.190	.815	3.319	-3.093	3.364	1.517
2.956	-4.236	3.456	-.586	3.453	-3.930	3.710	.133	3.949	-3.623	3.964	.852
3.456	-4.836	3.891	-1.311	4.015	-4.520	4.198	-.575	4.574	-4.203	4.504	.162
3.956	-5.476	4.296	-2.036	4.573	-5.137	4.678	-1.325	5.189	-4.798	5.059	-.613
4.446	-6.121	4.886	-3.136	5.115	-5.760	5.365	-2.467	5.784	-5.398	5.844	-1.798
4.926	-6.766	5.446	-4.316	5.648	-6.407	6.020	-3.685	6.369	-6.048	6.594	-3.053
5.391	-7.426	5.996	-5.491	6.158	-7.072	6.660	-4.920	6.924	-6.718	7.324	-4.348
5.841	-8.096	6.511	-6.706	6.668	-7.757	7.268	-6.230	7.494	-7.418	8.024	-5.753
6.292	-8.790	6.856	-7.531	7.154	-8.471	7.665	-7.130	8.016	-8.152	8.474	-6.728
6.856	-9.016	7.181	-8.344	7.720	-8.687	8.038	-8.014	8.584	-8.358	8.895	-7.683
7.216	-8.526	7.216	-8.526	8.075	-8.202	8.075	-8.202	8.934	-7.877	8.934	-7.877

付表 1 (c) 第二段静翼の翼座標

TIP ( $r = 257.81 \text{ mm}$ )				MEAN ( $r = 243.65 \text{ mm}$ )				ROOT ( $r = 229.49 \text{ mm}$ )			
$X_1$ (mm)	$Y_1$ (mm)	$X_2$ (mm)	$Y_2$ (mm)	$X_1$ (mm)	$Y_1$ (mm)	$X_2$ (mm)	$Y_2$ (mm)	$X_1$ (mm)	$Y_1$ (mm)	$X_2$ (mm)	$Y_2$ (mm)
-24.351	20.900	-24.351	20.900	-23.813	19.939	-23.813	19.939	-23.276	18.977	-23.276	18.977
-23.022	19.687	-24.140	21.583	-22.494	18.733	-23.541	20.694	-21.967	17.780	-22.943	19.805
-21.319	19.743	-22.675	23.209	-20.818	18.803	-22.215	22.060	-20.316	17.863	-21.754	20.911
-19.533	19.688	-20.957	24.396	-19.078	18.743	-20.701	23.110	-18.622	17.799	-20.445	21.825
-17.919	19.476	-19.550	24.997	-17.522	18.528	-19.275	23.756	-17.126	17.579	-19.000	22.515
-16.424	19.106	-17.400	25.409	-16.086	18.162	-17.156	24.192	-15.748	17.218	-16.912	22.975
-15.051	18.591	-15.575	25.323	-14.763	17.662	-15.412	24.118	-14.474	16.733	-15.248	22.913
-13.774	17.966	-14.049	24.944	-13.532	17.055	-13.919	23.748	-13.291	16.145	-13.789	22.552
-12.571	17.244	-12.686	24.337	-12.383	16.361	-12.618	23.176	-12.195	15.478	-12.550	22.015
-11.418	16.437	-11.473	23.554	-11.284	15.583	-11.419	22.426	-11.150	14.729	-11.366	21.298
-10.376	15.560	-10.413	22.672	-10.273	14.741	-10.377	21.590	-10.171	13.922	-10.341	20.509
-9.366	14.589	-9.399	21.645	-9.298	13.820	-9.378	20.622	-9.231	13.052	-9.357	19.599
-8.421	13.569	-8.455	20.522	-8.373	12.847	-8.440	19.558	-8.325	12.125	-8.425	18.594
-7.517	12.492	-7.602	19.360	-7.480	11.816	-7.602	18.471	-7.442	11.139	-7.601	17.581
-6.667	11.388	-6.792	18.123	-6.647	10.773	-6.787	17.290	-6.627	10.159	-6.782	16.457
-5.831	10.219	-6.025	16.825	-5.822	9.667	-6.023	16.062	-5.814	9.114	-6.021	15.299
-5.014	8.999	-5.298	15.477	-5.017	8.517	-5.304	14.795	-5.020	8.034	-5.309	14.113
-4.258	7.804	-4.609	14.090	-4.255	7.369	-4.610	13.469	-4.252	6.935	-4.611	12.849
-3.506	6.552	-3.952	12.666	-3.513	6.194	-3.943	12.095	-3.519	5.836	-3.934	11.524
-2.775	5.279	-3.022	10.459	-2.782	4.989	-3.021	10.015	-2.789	4.699	-3.021	9.572
-2.062	3.988	-2.154	8.207	-2.071	3.771	-2.140	7.835	-2.079	3.553	-2.125	7.463
-1.353	2.656	-1.329	5.867	-1.365	2.521	-1.325	5.630	-1.377	2.386	-1.322	5.393
-0.654	1.302	-0.537	3.445	-0.661	1.239	-0.530	3.306	-0.669	1.175	-0.523	3.168
0.000	0.000	-0.022	1.769	0.000	0.000	-0.017	1.709	0.000	0.000	-0.012	1.649
0.303	0.117	0.443	0.178	0.312	0.112	0.448	0.189	0.321	0.107	0.454	0.199
0.452	0.115	0.452	0.115	0.459	0.117	0.459	0.117	0.467	0.119	0.467	0.119

付表 1 (d) 第二段動翼の翼座標

T I P ( r = 275.15 mm )				M E A N ( r = 249.93 mm )				R O O T ( r = 224.70 mm )			
X <sub>1</sub> (mm)	Y <sub>1</sub> (mm)	X <sub>2</sub> (mm)	Y <sub>2</sub> (mm)	X <sub>1</sub> (mm)	Y <sub>1</sub> (mm)	X <sub>2</sub> (mm)	Y <sub>2</sub> (mm)	X <sub>1</sub> (mm)	Y <sub>1</sub> (mm)	X <sub>2</sub> (mm)	Y <sub>2</sub> (mm)
-9.153	1.689	-9.153	1.689	-9.775	.065	-9.775	.065	-10.397	-1.559	-10.397	-1.559
-8.728	1.345	-9.029	1.958	-9.251	-.315	-9.678	.319	-9.774	-1.975	-10.327	-1.319
-7.375	1.629	-6.891	3.471	-7.961	.074	-7.619	2.403	-8.547	-1.479	-8.347	1.334
-6.142	1.760	-5.329	4.160	-6.734	.365	-6.042	3.499	-7.327	-1.031	-6.757	2.839
-5.005	1.759	-4.056	4.412	-5.580	.545	-4.721	4.069	-6.157	-.669	-5.387	3.726
-3.915	1.631	-2.946	4.384	-4.455	.618	-3.548	4.305	-4.997	-.396	-4.152	4.226
-2.978	1.413	-1.971	4.162	-3.434	.592	-2.495	4.305	-3.892	-.230	-3.022	4.448
-2.060	1.096	-1.099	3.805	-2.437	.464	-1.524	4.133	-2.817	-.169	-1.952	4.462
-1.188	.697	-.276	3.329	-1.486	.242	-.618	3.821	-1.787	-.213	-.962	4.312
-.355	.224	.490	2.767	-.575	-.066	.238	3.398	-.797	-.356	-.017	4.028
.431	-.307	1.190	2.154	.301	-.450	1.041	2.893	.168	-.594	.888	3.631
1.180	-.890	1.872	1.470	1.143	-.905	1.822	2.301	1.103	-.920	1.768	3.131
1.891	-1.512	2.535	.724	1.949	-1.418	2.579	1.634	2.003	-1.325	2.618	2.543
2.584	-2.183	3.150	-.037	2.733	-1.993	3.291	.925	2.878	-1.804	3.428	1.887
3.257	-2.897	3.757	-.849	3.493	-2.620	3.995	.150	3.723	-2.345	4.228	1.149
3.894	-3.625	4.353	-1.706	4.226	-3.287	4.676	-.673	4.553	-2.951	4.993	.360
4.549	-4.429	4.903	-2.542	4.956	-4.018	5.328	-1.520	5.358	-3.607	5.748	-.499
5.157	-5.223	5.462	-3.437	5.658	-4.771	5.973	-2.421	6.153	-4.319	6.478	-1.405
5.747	-6.036	6.003	-4.341	6.340	-5.553	6.601	-3.353	6.928	-5.070	7.193	-2.366
6.346	-6.904	6.552	-5.297	7.020	-6.381	7.226	-4.337	7.688	-5.859	7.893	-3.377
6.909	-7.754	7.055	-6.201	7.679	-7.222	7.815	-5.310	8.443	-6.691	8.568	-4.420
7.462	-8.623	7.594	-7.200	8.320	-8.079	8.414	-6.352	9.173	-7.537	9.228	-5.504
8.024	-9.505	8.105	-8.171	8.967	-8.962	8.992	-7.399	9.903	-8.419	9.873	-6.627
8.553	-10.420	8.606	-9.143	9.591	-9.868	9.555	-8.459	10.622	-9.317	10.498	-7.776
8.981	-10.554	9.097	-10.112	10.003	-9.966	10.115	-9.555	11.018	-9.379	11.127	-8.998
9.132	-10.256	9.132	-10.256	10.146	-9.693	10.146	-9.693	11.153	-9.130	11.153	-9.130

(2) 静翼の通路形状は空力性能の試験時に動翼との段差がHT-10H の設計運転時と同じになるよう変更し製作した。

(3) 空力性能試験時の翼寸法は翼の平均温度および遠心応力から計算した。

この結果を付図4(b)に示す。

## 付録B 二次空気による空冷タービンの入口流量の変化の一算定

### (a) 解析的な方法による算定

タービン主流ガス中に冷却空気やその他のもれ空気などの二次空気が吹き込まれた場合(この場合を冷却時とよぶ)回転数を一定とすると、タービン入口流量はタービンの膨張比によらずおよそ一定の割合で変化することが、計算<sup>9),10)</sup>や実験<sup>5),15)</sup>から予想される(付図6参照)。したがって、二次空気によるタービン入口流量の変化量は近似的にチョーク時の流量の変化量と同一と考えると容易である。

ところで、タービンがどこかの翼列(ふつうある翼のスロート部であり、以下その翼をチョーク翼列とよぶ)で流量がチョークをしている場合、そのチョーク翼列のスロート部より上流で主流に吹き込まれた二次空気の量を  $G_c$  とすれば、タービン入口流量  $G_1$  は修正流量の形で次式で表わされる。

$$\frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta} = \varepsilon_{cr} \sqrt{\frac{\frac{\kappa}{\kappa+1} R}{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st}+1} R_{st}}} \times \frac{(G_1 + G_c) \sqrt{T_{t,thr}}}{A_{thr} P_{t,thr}} \times \frac{P_{st}}{\sqrt{T_{st}}} \times A_{thr} \left( \frac{G_1}{G_1 + G_c} \right) \frac{P_{t,thr}}{P_{t1}} \sqrt{\frac{T_{t1}}{T_{t,thr}}} \quad (1)$$

ここで、 $T_{t,thr}$  および  $P_{t,thr}$  はチョーク翼列のスロート部での翼に相対的な全温および全圧であり、 $A_{thr}$  はその翼のスロート面積である。明らかに、

$$\frac{(G_1 + G_c) \sqrt{T_{t,thr}}}{A_{thr} P_{t,thr}} = \sqrt{\frac{\kappa g}{R}} \left( \frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \quad (2)$$

だから、式(1)は、

$$\frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta} = \varepsilon_{cr} \sqrt{\frac{\frac{\kappa}{\kappa+1} R}{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st}+1} R_{st}}} \left\{ \sqrt{\frac{\kappa g}{R}} \left( \frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \right\} \frac{P_{st}}{st \sqrt{T_{st}}} \cdot A_{thr} \frac{1}{(1 + \bar{G}_c)} \left( \frac{P_{t,thr}}{P_{t1}} \right) \sqrt{\frac{T_{t1}}{T_{t,thr}}} \quad (3)$$

となる。

一方、二次空気を流さない場合(非冷却時)のタービン入口流量  $G_{1,un}$  は式(3)と同様に

$$\left( \frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta} \right)_{un} = \varepsilon_{cr} \sqrt{\frac{\frac{\kappa}{\kappa+1} R}{\frac{\kappa_{st}}{\kappa_{st}+1} R_{st}}} \left\{ \sqrt{\frac{\kappa g}{R}} \left( \frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \right\} \frac{P_{st}}{st \sqrt{T_{st}}} \cdot A_{thr} \left( \frac{P_{t,thr}}{P_{t1}} \right)_{un} \sqrt{\frac{T_{t1}}{T_{t,thr}}} \quad (4)$$

で表わされる。ここで、 $un$  は非冷却時の値を示す。なお、非冷却時と冷却時とでチョーク翼列およびチョーク時のスロート面積は同一であると仮定した。

式(3)および(4)より、冷却時と非冷却時とのタービン入口修正流量の比は次式で表わされる。

$$\frac{\left( \frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta} \right)}{\left( \frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta} \right)_{un}} = \frac{1}{(1 + \bar{G}_c)} \frac{\left( \frac{P_{t,thr}}{P_{t1}} \right)}{\left( \frac{P_{t,thr}}{P_{t1}} \right)_{un}} \sqrt{\frac{\left( \frac{T_{t,thr}}{T_{t1}} \right)_{un}}{\left( \frac{T_{t,thr}}{T_{t1}} \right)}} \quad (5)$$

ここで、 $\bar{G}_c = G_c / G_1$  である。

このことから、冷却時と非冷却時のタービン入口修正流量のちがいは、チョーク翼列のスロート部より上流で主流に吹き込まれた二次空気流量の比  $\bar{G}_c$  のほか、それぞれの場合におけるチョーク翼列スロート部の相対全温および相対全圧のタービン入口全温および全圧に対する比により決定される。

第二段静翼で流量がチョークしている場合

この場合、冷却時と非冷却時のタービン入口修正流量の比は、 $\bar{G}_c$  のほかタービンがチョークしているときの第一段タービン膨張比  $\pi_{T1}$ 、そのときの第一段タービン断熱効率  $\eta_{T1}$ 、さらに冷却空気の主流ガスに対する温度比  $T_c$  および比熱比の比  $\bar{c}_{pc}$  による。以下にそれを示す。

さて、第二段静翼の入口からそのスロート部までの全圧損失を無視( $P_{t,th} = P_{t3}$ ) すれば、式(5)は

$$\frac{\left( \frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta} \right)}{\left( \frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta} \right)_{un}} = \frac{1}{(1 + \bar{G}_c)} \frac{\pi_{T1,un}}{\pi_{T1}} \sqrt{\frac{\left( \frac{T_{t,thr}}{T_{t1}} \right)_{un}}{\left( \frac{T_{t,thr}}{T_{t1}} \right)}} \quad (6)$$

となる。

いま、第一段タービンの断熱効率を第一段動翼スロート部での流量を分母に用い次式で定義する。

$$\eta_{T1} = \frac{G_1 \cdot C_p \cdot T_{t1} + (G_c, M + G_c, R) \cdot C_{pc}}{(G_1 + G_c, M + G_c, R) C_p} \cdot \frac{T_c - (G_1 + G_c, M + G_c, R) C_p \cdot T_{t3}}{T_{t2} \left\{ 1 - \left( \frac{P_{t3}}{P_{t1}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}} \quad (7)$$

ここで、 $G_{c,N1}$  は第一段静翼のスロート部上流で主流に吹き込まれる二次空気、 $G_{c,R1}$  は第一段静翼のスロート部下流でかつ第一段動翼のスロート部上流で吹き込まれる二次空気の量である(付図2参照)。また、 $T_c$  は二次空気の全温でここでは全ての二次空気の全温は等しいを仮定した。 $C_p$  および  $C_{pc}$  は主流ガスおよび二次空気

の定圧比熱であり、主流ガスの  $C_p$  はタービン内で常に一定とする。また、 $T_{t2}$  および  $T_{t3}$  は第一段動翼の入口および出口の全温とし、 $T_{t2}$  は動翼のスロート前の冷却空気 ( $G_{c,N1}, G_{c,R1}$ ) を用いて次式で定義するものとする。

$$T_{t2} = \frac{G_1 C_p T_{t1} + (G_{c,N1} + G_{c,R1}) C_{pc} T_c}{(G_1 + G_{c,N1} + G_{c,R1}) \cdot C_p} \quad (8)$$

また、 $T_{t,thr}$  は  $T_{t3}$  を用いて、

$$T_{t,thr} = \frac{(G_1 + G_{c,N1} + G_{c,R1}) C_p \cdot T_{t3} + G_{c,N2} \cdot C_{pc} \cdot T_c}{(G_1 + G_{c,N1} + G_{c,R1} + G_{c,N2}) \cdot C_p} \quad (9)$$

であるから、式(7)~(9)より  $G_c = G_{c,N1} + G_{c,R1} + G_{c,N2}$  を考慮して次式を得る。

$$\frac{T_{t,thr}}{T_{t1}} = \frac{1 + \bar{G}_c \cdot \bar{C}_{pc} \cdot \bar{T}_c \cdot \eta_{T1}}{1 + \bar{G}_c} \cdot \frac{\{1 + (\bar{G}_{c,N1} + \bar{G}_{c,R1}) \bar{C}_{pc} \cdot \bar{T}_c\} (1 - \pi_{T1}^{\frac{1-\kappa}{\kappa}})}{1 + \bar{G}_c} \quad (10)$$

ここで、 $\bar{G}_{c,N1} = G_{c,N1}/G_1$ ,  $\bar{G}_{c,R1} = G_{c,R1}/G_1$ ,  $\bar{G}_{c,N2} = G_{c,N2}/G_1$ ,  $\bar{G}_c = G_c/G_1$ ,  $\bar{T}_c = T_c/T_{t1}$ ,  $\bar{C}_{pc} = C_{pc}/C_p$  である。

非冷却の場合 ( $\bar{G}_c = 0$ )、式(10)と同様にして

$$\left(\frac{T_{t,thr}}{T_{t1}}\right)_{un} = 1 - \eta_{T1,un} (1 - \pi_{T1,un}^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}) \quad (11)$$

ゆえに、式(6)に式(10)および(11)を代入して次式を得る。

$$\frac{(\frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta})}{(\frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta})_{un}} = \frac{1}{(1 + \bar{G}_c)} \cdot \frac{\pi_{T1,un}}{\pi_{T1}} \cdot \sqrt{\frac{\text{式(11)}}{\text{式(10)}}} \quad (12)$$

上式は次式で非常によく近似される。

$$\frac{(\frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta})}{(\frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta})_{un}} \div \frac{1}{1 + \frac{(1 + \bar{C}_{pc} \cdot \bar{T}_c)}{2} \cdot \bar{G}_c} \cdot \frac{\pi_{T1,un}}{\pi_{T1}} \sqrt{\frac{1 - \eta_{T1,un} (1 - \pi_{T1,un}^{\frac{1-\kappa}{\kappa}})}{1 - \eta_{T1} (1 - \pi_{T1}^{\frac{1-\kappa}{\kappa}})}} \quad (13)$$

なお、 $\eta_{T1,un}$  と  $\eta_{T1}$  とのちがいに左辺の値への影響は小さいので、 $\eta_{T1,un}$  と  $\eta_{T1}$  との差があまり大きくない限り、上式において  $\eta_{T1} = \eta_{T1,un}$  としても誤差は小さい。かつ、第一段タービン効率が高いときは、近似的に ( $\eta_{T1} = \eta_{T1,un} = 1$  として)、

$$\frac{(\frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta})}{(\frac{\varepsilon_{cr} G_1 \sqrt{\theta_{cr}}}{\delta})_{un}} \div \frac{1}{1 + \frac{(1 + \bar{C}_{pc} \cdot \bar{T}_c)}{2} \cdot \bar{G}_c} \left(\frac{\pi_{T1,un}}{\pi_{T1}}\right)^{\frac{\kappa+1}{2\kappa}} \quad (14)$$

となる。

さて、二次空気をタービン主流ガス内に吹き込んだときのタービン入口修正流量の変化は、非冷却時と冷却時の  $\eta_{T1}$  の差が大きい限り、式(13)においてその差による影響は無視できるので、おもに第二段静翼スロート部より上流での二次空気流量比  $\bar{G}_c$  と、その比熱比および温度の比  $\bar{C}_{pc} \cdot \bar{T}_c$  のほか、タービンがチョークしているときの第一段タービンの膨張比の比  $\pi_{T1,un}/\pi_{T1}$  によることがわかる。

#### (計算例と考察)

本空力性能試験用タービンの場合、設計回転数におけるチョーク時の  $\pi_{T1,un} = 1.96$ ,  $\eta_{T1,un} = 0.824$  を用いて二次空気のある場合のタービン入口修正流量の変化を式(13)で計算すれば付図5の如くなる。ここで横軸には二次空気がある場合におけるチョーク時の第一段タービン膨張比  $\pi_{T1}$  をとり、その時の第一段タービン断熱効率  $\eta_{T1}$  をパラメータとして示した。なお、二次空気は設計値通り ( $\bar{G}_{N1} = 0.027$ ,  $\bar{G}_{R1} = 0.036$ ,  $\bar{G}_{N2} = 0.015$ ,  $\bar{G}_{pc} \bar{T}_c = 0.478$ ) とした。この図より、とくに  $\eta_{T1} = \eta_{T1,un}$ ,  $\eta_{T1} = \pi_{T1,un}$  のときは冷却時に約 5.5% のタービン入口修正流量の減少が予想できる。しかし、一般には冷却空気と主流との混合による全圧損失が考えられるので、 $\pi_{T1} > \pi_{T1,un}$ ,  $\eta_{T1} < \eta_{T1,un}$  の傾向をもち、したがってタービン入口修正流量の減少はさらに大きいと思われる。一方、冷却空気の噴出がうまく行われて主流ガスとの混合による全圧損失がないとすれば、冷却時には非冷却時より第一段タービン内を通過する主流流量が少ないので、タービンの流量特性からみてその段での膨張比は小さくなる。すなわち、 $\pi_{T1} < \pi_{T1,un}$  となり、前述とは逆に二次空気があってもそれほどタービン入口修正流量は減少しないことになる。このように、二次空気によるタービン入口流量の変化は複雑で、二次空気と主流との混合のメカニズムやタービンの流量などの特性によるので、計算のみによってその変化を推定するのは容易でない。したがって、二次空気によるタービン入口流量の変化など冷却時のタービン性能の変化を知るには、二次空気を流した実験も合わせて行う必要がある。

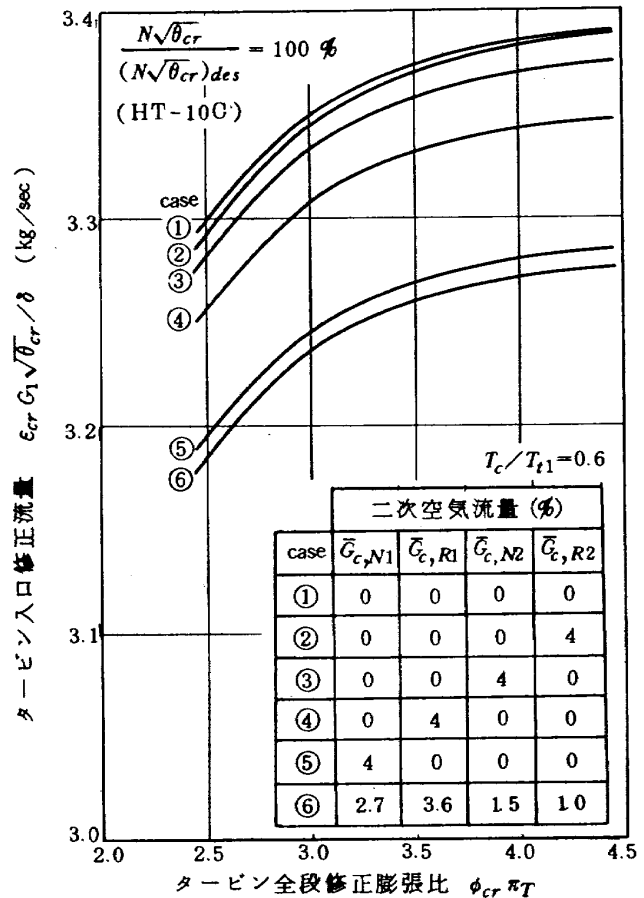
#### (b) 部分負荷性能計算による算定

タービンの部分負荷性能の計算に二次空気を考慮したタービンの入口流量ほか性能変化を算定することも考えられる。この方法は各翼への冷却空気の流量やその温度また混合位置などの影響が計算結果として表われるが、どんな効き方をしているかは解析的方法ほど一目瞭然ではないが、冷却タービンの性能計算にはしばしば行われている方法である。<sup>16)</sup> ここでは我々が用いている一次元部

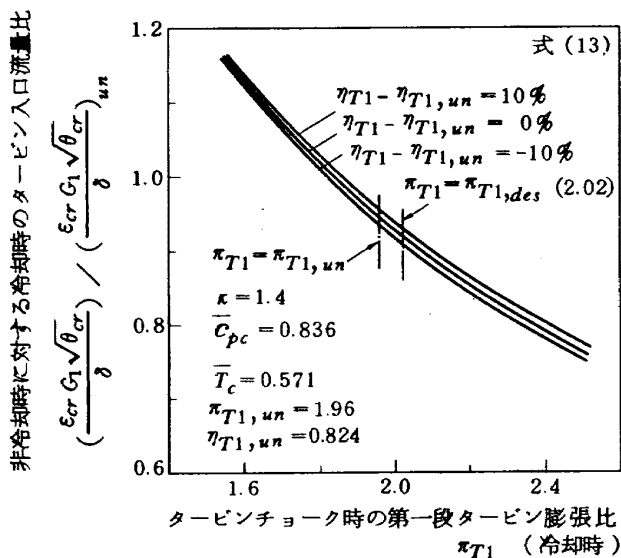
分負荷性能計算法を用いて、冷却空気に関する次の仮定のもとに、冷却空気の影響を計算してみた。その計算の仮定は次のとおりである。(i) 各翼のスロート部以前の二次空気流量はその翼入口部で主流と混合する。(ii) 混合は瞬時かつ断熱的に行われる。(iii) 混合により主流の全圧は変化しない。

#### (計算例と考察)

本二段タービンの入口修正流量に及ぼす二次空気の影響を付図6に示す。case ① が非冷却時、case ⑥ が冷却時(各翼に設計通りの二次空気流量を流した場合)である。設計点( $\pi_T = 4.53$ )で、冷却時には非冷却時にくらべ約3.4%の流量減少があるものと計算された。なお、参考としてタービン入口修正流量へ及ぼす二次空気の吹き込み位置の影響を示すために各翼単独に4%の二次空気を流した場合の変化をcase ③～⑤に示す。これから上流で吹き込まれる二次空気ほどタービン入口流量特性への影響が大きいことがわかる。前項(a)の式(12)にはこの位置の影響は表われていないようにみえるが、実はこの位置の影響は式(12)の第一段タービン膨張比 $\pi_{T1}$ の値として表われる<sup>9)</sup>のである。



付図6 二次空気によるタービン入口流量の変化の算定例(b)



付図5 二次空気によるタービン入口流量の変化の算定例(a)

---

## 航空宇宙技術研究所資料 291号

昭和 51 年 2 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 共 進  
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)

---

