

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-485

高压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

高原北雄 ・ 三村富嗣雄 ・ 吉田豊明
臼井弘 ・ 井上重雄 ・ 能瀬弘幸

1983年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概 要	1
記 号	1
1. まえがき	1
2. 冷却翼構造および冷却空気の流れ	2
2.1 静 翼	2
2.2 動 翼	2
3. 翼の温度測定	6
3.1 静 翼	6
3.2 動 翼	6
4. 計 算 式	7
5. 結果および考察	8
5.1 静翼冷却特性	8
5.2 動翼冷却特性	9
5.3 翼の冷却空気流量特性	9
5.4 不可逆性温度塗料による試験機高温部材の温度測定	9
6. 結 論	10
7. 文 献	12

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*

高原北雄** 三村富嗣雄** 吉田豊明**
 臼井弘** 井上重雄** 能瀬弘幸**

概要

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、ターボファンエンジンFJR710/10用に開発した高圧タービンの初段を、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性能試験を行った。

前報⁽¹⁾では、試験機HT-10Hと試験装置の概要、ならびに空力性能試験の結果について述べた。本報では、空冷タービン翼の構造と冷却性能試験の結果について述べる。

(主な記号と単位)

C : 翼弦長
 N : タービン回転数
 Re : レイノルズ数(翼弦長基準)
 T : 温度
 η : 冷却効率
 θ : 無次元温度
 η : 粘性係数(Pa·s)
 ζ : 温度不均一率

mm
 rpm
 K

max : 最大値
 min : 最小値
 t : よどみ点状態量
 W : 壁面
 (上つき添字等)
 $()'$: 動翼に対する相対値
 $(-)$: 流路断面の平均値

(添字)

3 : 静翼入口検査断面
 4 : 動翼入口検査断面
 5 : 動翼出口検査断面
 B : 動翼
 C : 冷却空気
 des : 設計値
 I : 冷却空気入口
 l : 局所位置
 N : 静翼
 p : 温度塗料

1. まえがき

ターボファンエンジンの性能向上の観点から、タービン入口温度の高温化は最も重要な課題の一つであるが、作動中のタービン翼材温度や運転モード等から推定される許容応力、寿命が設計値を満足出来ない場合には、当然タービン翼を空冷することによって翼の温度を下げ、タービン入口温度の高温化に対処しなければならない。

タービンの空冷化に対しては、冷却空気を圧縮機の作動空気から抽気して充当することによるタービン出力の低下と、冷却空気と主流との混合に伴う空力損失の増加、さらにはタービン翼を空冷構造とするために強いられる翼プロファイルの変更等によって、空力的に最適な翼型や翼配備を必ずしも適用し

*昭和57年10月6日受付

** 原動機部

得ないことによる空力損失の増加など、種々の空力的問題を提起する。このため、タービン翼などの冷却に供される冷却空気は、必要最小限度にとどめなければならない。

タービン内の流れ場や温度場は、通常三次元的で、きわめて複雑であるため、空冷タービン翼の開発には、初期設計からエンジンでの実証試験に至る過程で、種々の実験解析を重ねながら冷却空気流量を適正なものとしなければならない。本実験はこのような背景のもとに、実機と全く同じ小型の冷却タービン翼の冷却構造で、主流のマッハ数、速度三角形、ならびに主流と冷却空気との温度比などをエンジンにおけるタービンの作動条件に合わせて試験し、タービン翼の冷却性能についての資料を収集することを目的としたものである。

なお、本試験機をもちいた空力性能試験の結果については、第1報⁽¹⁾に述べた。

2. 冷却翼構造および冷却空気の流れ

2.1 静翼

静翼は、翼部の両端に、流路の内・外周壁の一部を構成するためのフランジを有する翼外殻(シエル)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。静翼シエルはロストワックス法による精密鋳造製で、中空部はセラミックスコアにより翼鋳造時に形成し、後縁吹き出し孔は放電加工によってあけた。インサート冷却管は板金製である。主要材料には、シエルにC₀基合金のX-40を、インサート冷却管にはHastelloy Xを用いた。なお、図1から分るように各静翼セグメントのフランジ部の継ぎ目には、冷却空気などのシールのために薄板を挿入してある。

静翼への冷却空気は、燃焼器ライナの外周部から静翼外周側フランジ部で静翼インサート冷却管へ供給する構造とした。冷却空気はさらにインサート冷却管に明けた細孔を通過してシエルの内面をインピンジ冷却した後、シエルとインサート冷却管とに囲まれた冷却通路でシエル内壁を強制対流冷却し、翼後縁部吹き出し孔から翼外部へ流出して主流と混合する。インサート冷却管のインピンジ孔は、前縁1列、背

側および腹側各3列である。翼部冷却通路のシエル側壁面は、多数の突起(高さ約0.6mm)によりシエルの位置決めを行うと同時に伝熱面積の増加と熱伝達率の増大をはかっている。図1に静翼冷却構造の詳細を示す。図2は静翼アセンブリを示す。

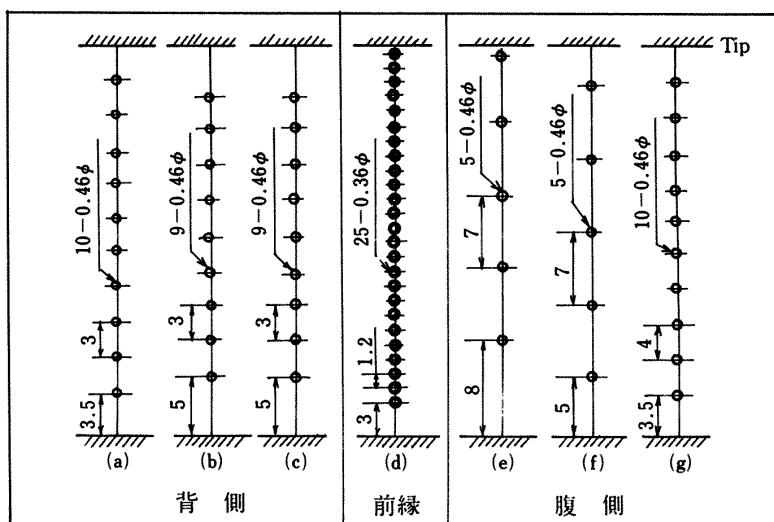
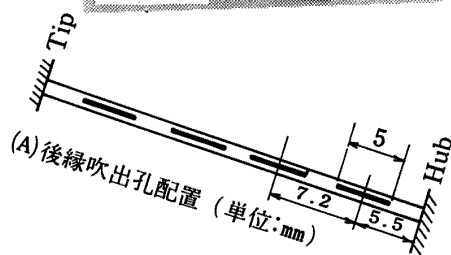
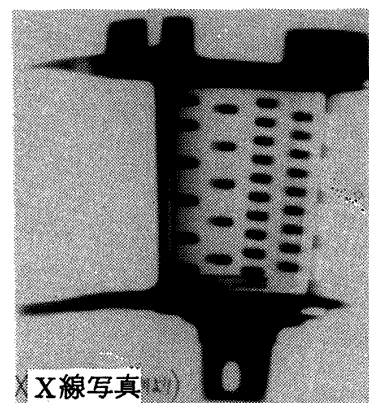
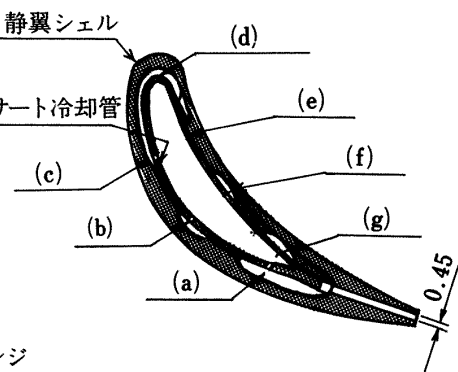
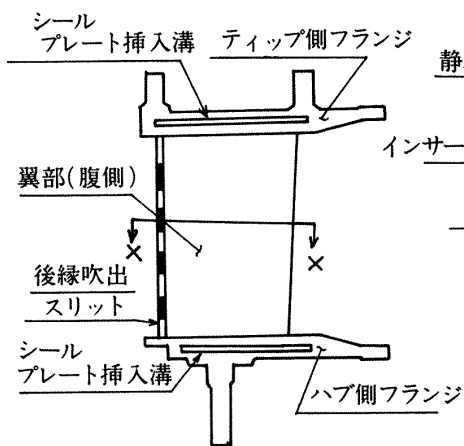
2.2 動翼

動翼は延長翼根部を有する構造で、翼部の冷却方式は細孔による強制対流冷却である。静翼と同様、動翼もロストワックス法による精密鋳造により製作した。翼部の冷却通路細孔の加工は、放電加工と電解加工により行い、動翼ダブテイル底面から翼部ブラットフォームにいたる延長翼根部内部の冷却空気導入路は、翼の鋳造時にセラミックスコアを用いて設けたものである。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、動翼ダブテイ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過して動翼先端から、また残りは動翼後縁部コード方向細孔を通過して翼の後縁から動翼外部へ流出して主流と混合する。

図3に動翼冷却構造の詳細を示す。また図4,5,6にそれぞれ、動翼ディスク周辺における動翼冷却空気取り入れ部の構造、動翼冷却空気導入ベーン、回転部アセンブリを示す。なお、静翼および動翼への冷却空気等の流量配分の計画値を図7に示す。

位置	記号	直径 d(mm)	ピッチ S(mm)	個数	面積 (mm ²)		空隙率 σ	等価スリット巾 de(mm)	ピッチ/ダイア比 S/d	
					A	(A×66枚)				
シェル	A	5×0.45 (0.77*)	7.2	4	8.8	(0.58×10 ³)	0.55	0.45	1.4	
インサート冷却管	背側	a	0.46	3.0	10	1.7	(0.11×10 ³)	0.12	0.055	6.5
		b	0.46	3.0	9	1.5	(0.99×10 ²)	0.12	0.055	6.5
		c	0.46	3.0	9	1.5	(0.99×10 ²)	0.12	0.055	6.5
	前縁	d	0.63	1.2	25	7.8	(0.51×10 ³)	0.41	0.26	1.9
	腹側	e	0.46	7.0	5	0.83	(0.55×10 ²)	0.052	0.024	1.5×10
		f	0.46	7.0	5	0.83	(0.55×10 ²)	0.052	0.024	1.5×10
		g	0.46	4.0	10	1.7	(0.11×10 ³)	0.090	0.041	8.7

インピンジ孔寸法表 *流力直径



インサート冷却管インピンジ孔配置 (展開図)

図1 静翼 (HT-10H) のX線写真と冷却構造

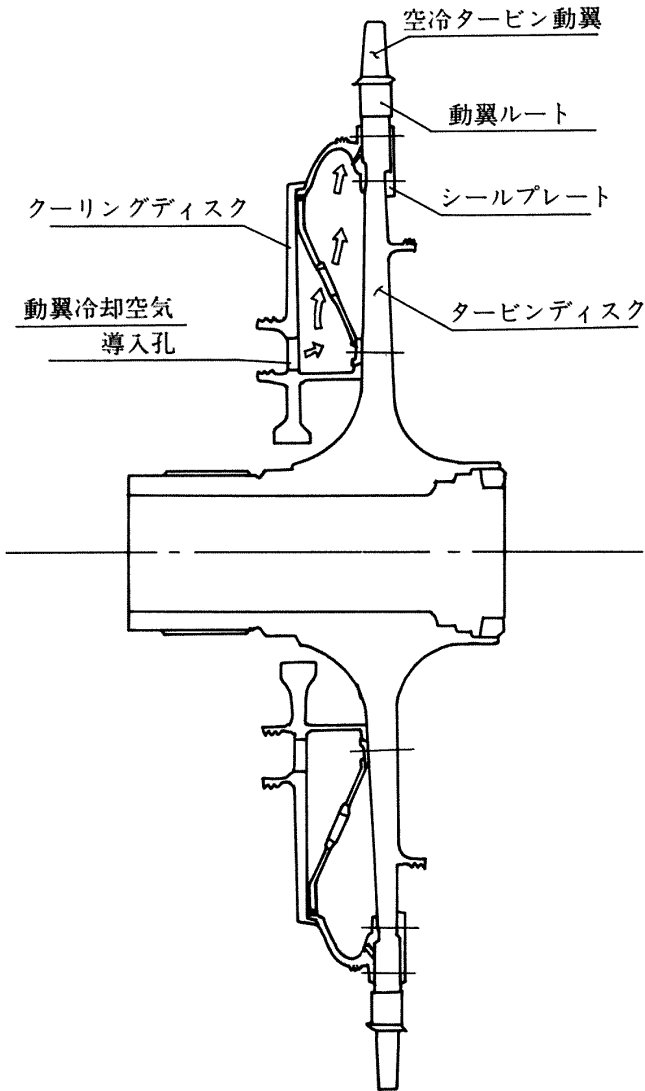


図4 タービンディスク周辺構造



図5 動翼冷却空気導入ベーン

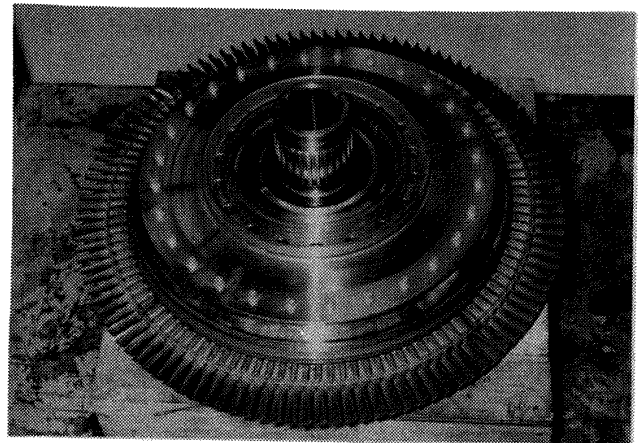
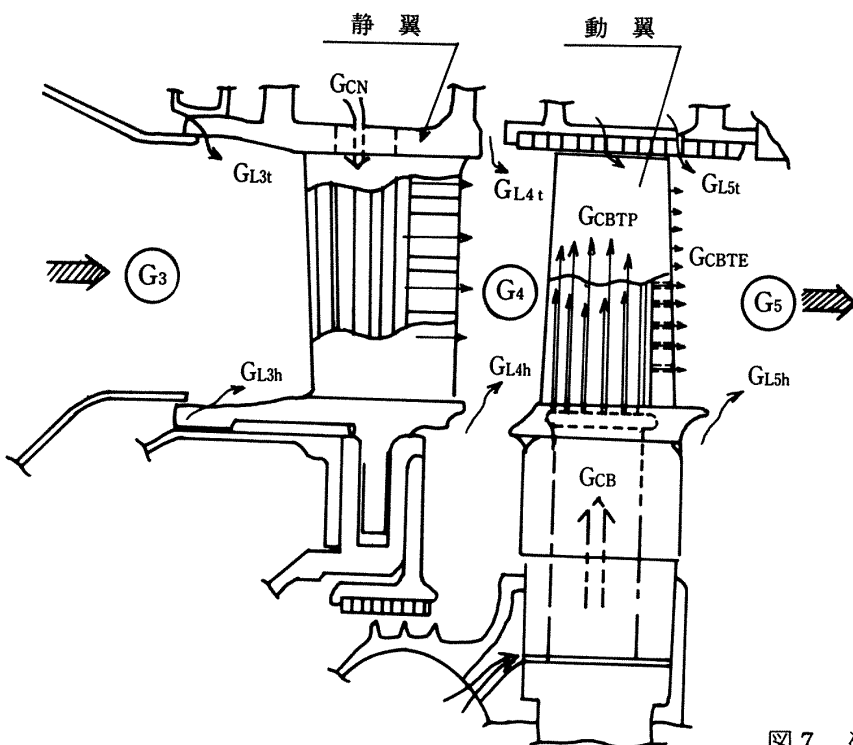


図6 タービン回転部アセンブリ (HT-10H)



冷却空気流量計画値
(タービン入口主流流量比)

$$\begin{aligned}
 G_{CN} &= 3.0 \% && \text{(静翼冷却空気)} \\
 G_{CB} &= G_{CBTP} + G_{CBTE} \\
 &= 2.5 \% && \text{(動翼冷却空気)} \\
 G_{LN} &= G_{L3t} + G_{L3h} + G_{L4t} + G_{L4h} \\
 &= 2.2 \% \\
 G_{LB} &= G_{L5t} + G_{L5h} \\
 &= 1.1 \%
 \end{aligned}$$

図7 冷却空気等流量配分計画値

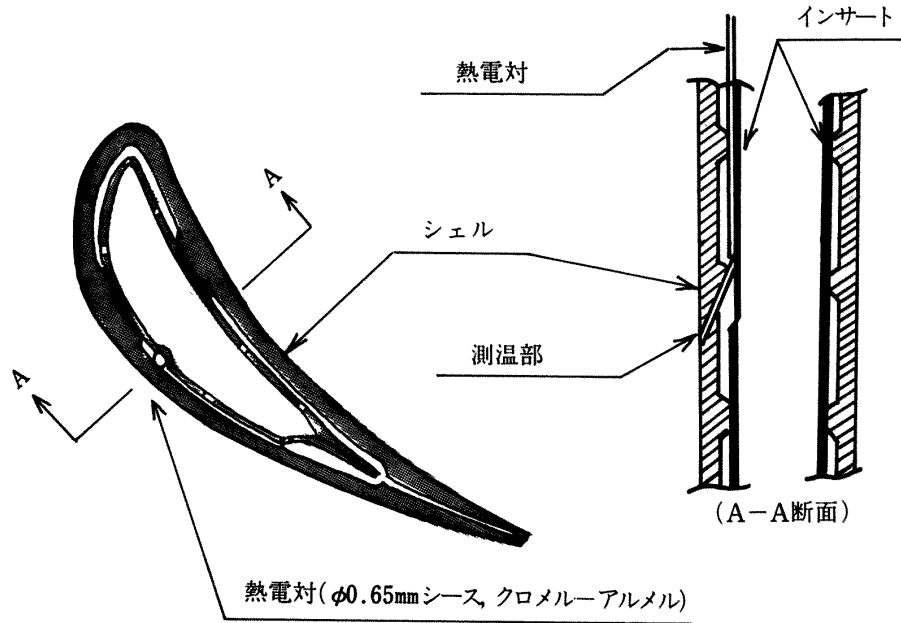


図8 静翼温度測定用熱電対の装着（翼根部より45, 81%）

3. 翼の温度測定

3.1 静翼

図8に示すように、静翼シェルの温度測定のために、インサート冷却管の外側、即ちシェル側に、薄板板金でシース入り熱電対（シース外径0.65mm、クロメル-アルメル素線）用の通路を設け、先端をシェルの外表面に達するまで熱電対を埋め込んだ後ロウ付けを行なった。測定位置は熱電対の導入とロウ付け加工上可能な、翼の背側スロート部近傍で、スパン位置は翼根部から約45%および81%である。

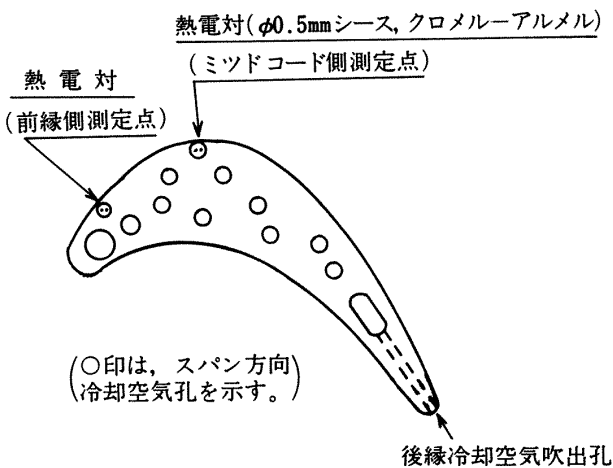
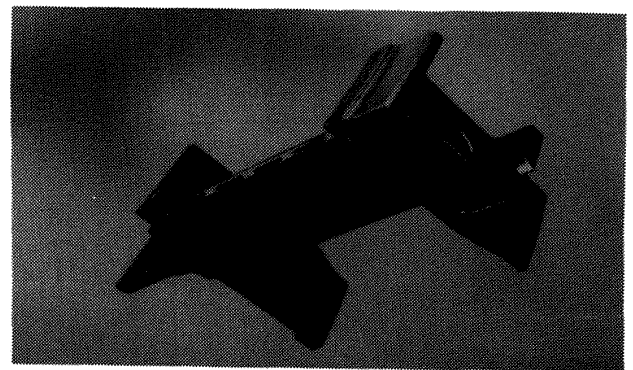


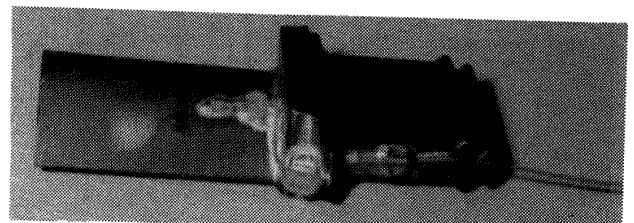
図9 動翼の熱電対装着位置（翼根部より31%スパン）

3.2 動翼

図9に示すように、動翼背側で翼根部から31%スパン位置に溝加工を行って熱電対（シース外径0.5mm、クロメル-アルメル素線）をロー付け加工し、スリップリングを介して動翼の温度測定を行った。スリップリング（Type-11ZE）は12チャンネル（熱電対6対用）で、摺動部には銀・カーボン—銀・カーボングラファイトを用いている。なおスリップリングには、水冷および空冷の二重の

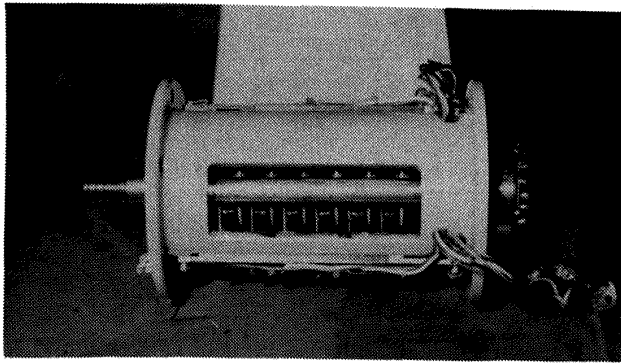


(a) 静翼

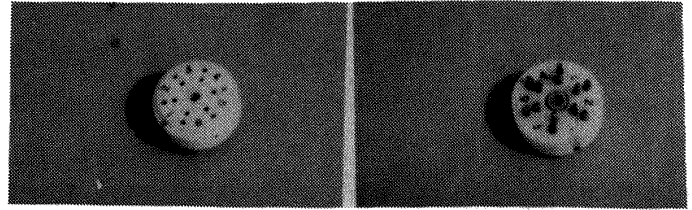


(b) 動翼

図10 静翼と熱電対付き動翼（HT-10H）



(a) スリップリング (11ZE型)



(メス側)

(オス側)

(b) マイクロコネクタ

図11 スリップリング (Type - 11ZE) 及びマイクロコネクタ外観写真

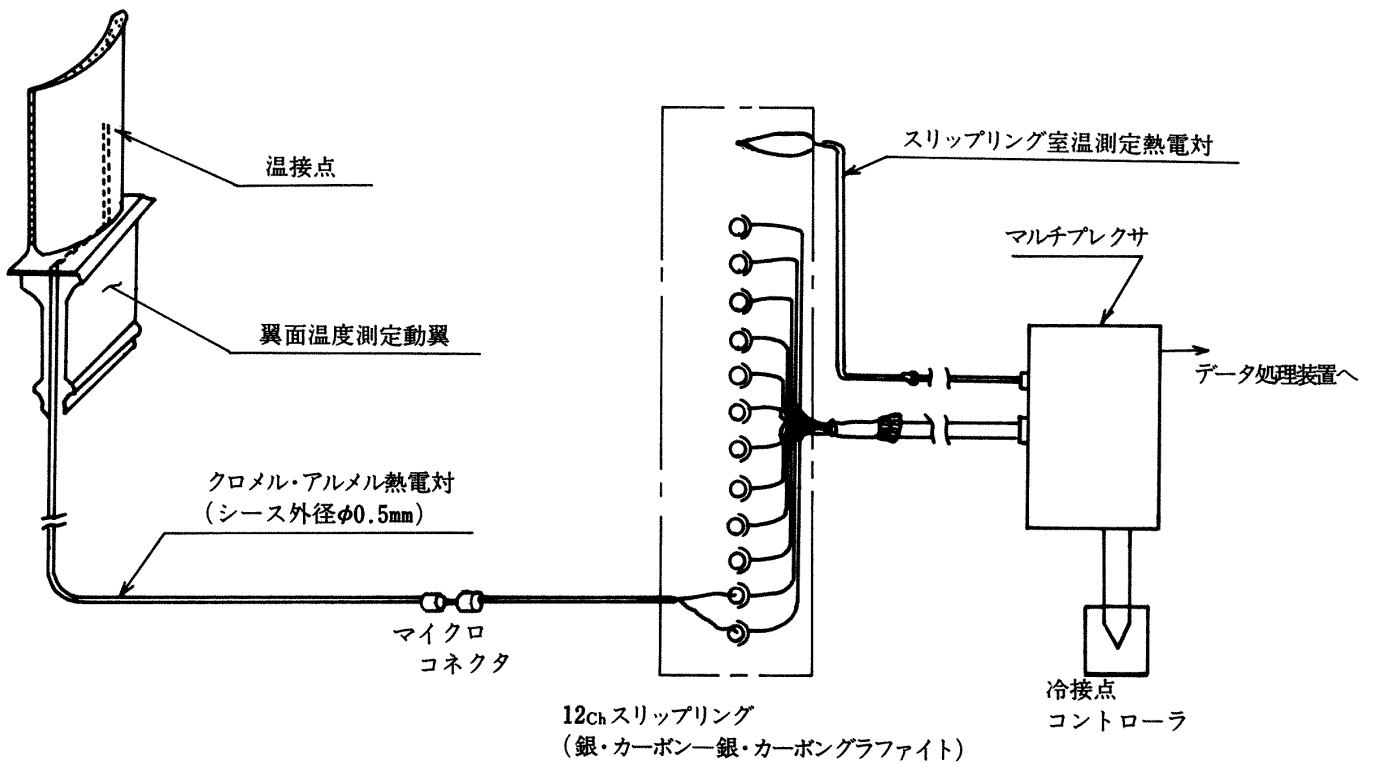


図12 スリップリング接続図

熱シールドを行った。図10に静翼及び熱電対付き動翼を、図11にスリップリング外観写真と、熱電対とスリップリングからの配線との継ぎのために製作したマイクロコネクタの写真を、図12に熱電対とスリップリングの接続図をそれぞれ示す。

4. 計算式

(i) 静翼レイノルズ数 Re_N 平均径における翼弦長 C_N 、翼列出口検査断面における主流ガス密度 ρ_4 、速度 v_4 および粘性係数 μ_4 を用いて、静翼レイノルズ数 Re_N は

$$Re_N = \rho_4 v_4 C_N / \mu_4$$

なお、詳細は第一報を参照されたい。

(ii) 動翼レイノルズ数 Re_B 上記静翼の場合と同様に、平均径における動翼翼弦長 C_B および動翼出口検査断面における状態量を用いて、動翼レイノルズ数 Re_B は、

$$Re_B = \rho_5 v_5' C_B / \mu_5$$

但し、 v_5' は主流の動翼相対流出速度である。

(iii) 静翼無次元温度 θ_N 静翼入口主流ガス全温 T_{t3} 、冷却空気入口温度 $T_{CN, I}$ 、翼の壁面温度測

定値 $T_{w,N}$ を用いて,

$$\theta_N = (T_{t3} - T_{w,N}) / (T_{t3} - T_{CN,I})$$

(iv) 動翼無次元温度 θ_B 、動翼相対入口ガス全温 T'_{t4} 、冷却空気入口温度 $T_{CB,I}$ 、動翼壁面温度計測値 $T_{w,B}$ を用いて

$$\theta_B = (T'_{t4} - T_{w,B}) / (T'_{t4} - T_{CB,I})$$

5. 結果および考察

5.1 静翼冷却特性

高圧タービンの初段静翼は燃焼器出口に於けるガス温度の不均一の影響を直接受けるため、その対策を必要とする。因みに燃焼器の温度上昇 $\Delta T_{comb} = 650\text{K}$ 、燃焼器出口平均ガス温度 $\bar{T}_{t3} = 1,353\text{K}$ (1080°C) 温度不均一率 $\zeta = 0.2$ とすれば、局所最高ガス温度は、 $T_{t3,max} = 1,353\text{K} + 0.2 \times 650\text{K} = 1,483\text{K}$ ($1,210^\circ\text{C}$) となる。翼材料最高温度 $T_{w,max}$ は、応力および寿命から規定される。ここで $T_{w,max} = 1,213\text{K}$ (940°C) とすれば、温度 $T_{t3,max}$ のガス直後に位置する翼 (Hot Vane) の局所冷却効率、 η_ℓ は、

$$\eta_\ell = (T_{t3,max} - T_{w,max}) / (T_{t3,max} - T_{CN,I}) = (1,483 - 1,213) / (1,483 - 773) = 0.380$$

を必要とする。但し、冷却空気入口温度 $T_{CN,I}$ は、高圧圧縮機出口空気温度 $T_c = 730\text{K}$ (430°C) と、

表1 静翼冷却性能等の計画値

項目 \ 局所ガス温度条件	最高 (ホット翼)	平均 (平均温度翼)	最低 (コールド翼)
冷却空気流量	3.0%		
冷却効率 η	0.380		
無次元温度 θ_N	0.241	0.380	0.519
局所ガス温度 T_{t3}, ℓ	1,483 K ($1,210^\circ\text{C}$)	1,353 K ($1,080^\circ\text{C}$)	1,223 K (950°C)
翼材温度 T_{wN}	1,213 K (940°C)	1,133 K (860°C)	1,052 K (779°C)

翼冷却通路入口迄の温度上昇 70K から $T_{CN,I} = 773\text{K}$ (500°C) となる。

すべての翼について $\eta_\ell = 0.380$ が達成された場合、無次元温度 $\theta_N = (T_{t3} - T_w) / (T_{t3} - T_{CN,I})$ は、Hot Vane, A_v , Vane (平均ガス温度直後の翼) および Cold Vane ($T_{t3,min} = T_{t3} - 0.2 \Delta T_{comb}$ の主流直後の翼) に対してそれぞれ、0.241, 0.380 および 0.519 となる (表1)。これら为了满足するために要する冷却空気流量は、二次元翼列試験の結果などから、主流の約3%である。

測定結果を図13に、静翼レイノズル数 Re_N に対する無次元温度 θ_N として、温度比 $T_{t3}/T_{CN,I}$ をパラメータとして示す。

翼先端部 (81% スパン) に較べて平均径 (45

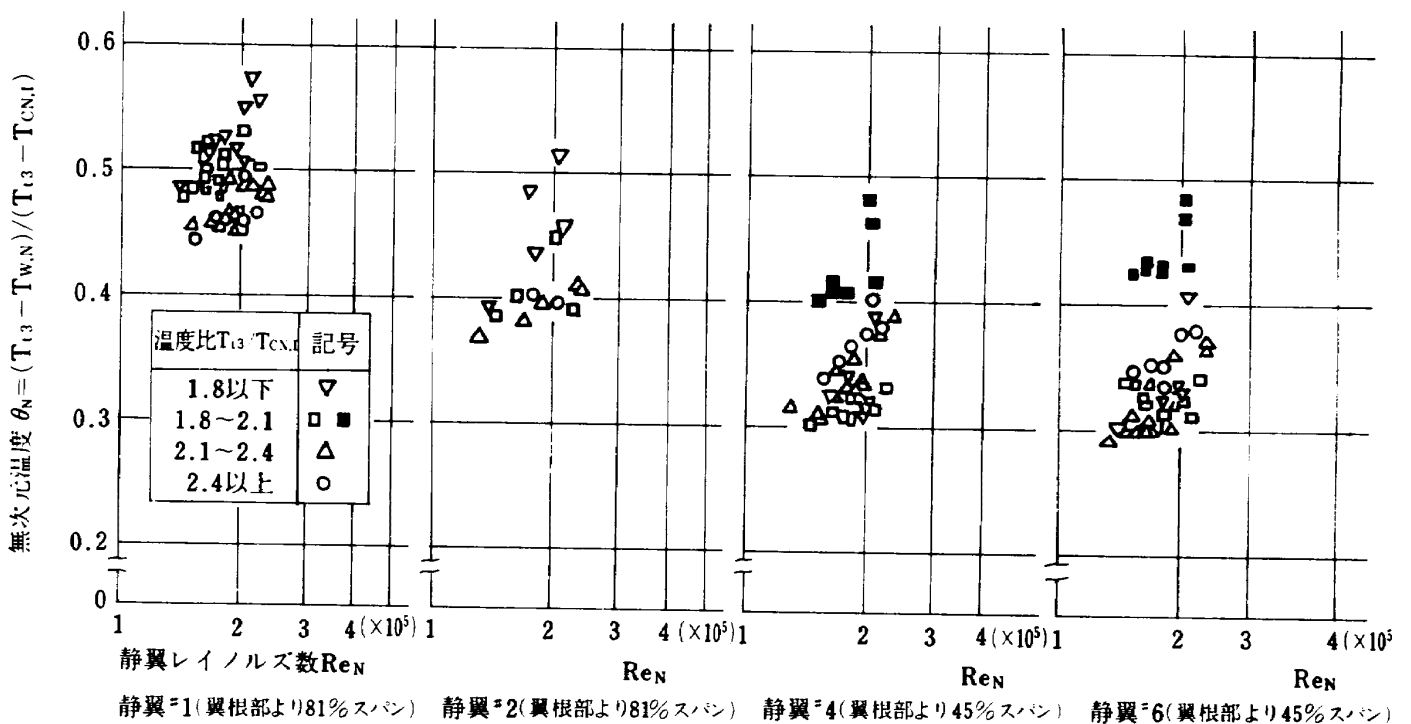


図13 静翼冷却特性

％スパン)に於て θ_N が全般に低いのは、主流ガス温度がスパン方向に変化しており、平均径近傍で最高値を示すことが主な原因で、必ずしも局所冷却効率が低いことを示すものではない。同一温度比に対しては、レイノルズ数の増大に伴って θ_N が増大する。これは、ほぼ同様の冷却方式の翼に対する二次元翼列試験結果と定性的に一致する。温度比の影響は、空燃比による燃焼器出口温度分布の変化が大きいため、物性値変化による影響との分離は困難である。

無次元温度 θ_N と局所冷却効率 η_{θ} とは、局所主流ガス温度の推定が困難なこともあって、その対応は必ずしも明確ではないが、 θ_N に関しては、実験範囲内でほぼ要求値(表1)を満足していると考えられる。また本実験に於ては、温度不均一率 ζ が0.2以上であるが、実機エンジンにおいては燃焼状態の向上のために ζ が改善されると期待出来ると同時に、レイノルズ数の増加による冷却性能の向上も期待出来るので、本静翼の実機エンジンへの適用は十分可能と考えられる。

5.2 動翼冷却特性

測定結果を図14に示す。主流の動翼入口相対全温 T'_{i4} は、動翼の上流で主流と混合する冷却空気などの影響と、主流に対する動翼の相対運動の影響により T_{i3} にくらべて低下する。円周方向の温度不均一に対しては、動翼の回転運動によってその影響は緩和される。従って θ_B の測定値のばらつきは、静翼の θ_N のばらつきよりも小さい。スパン方向の冷却通路細孔を通る動翼冷却空気は、翼の回転運動によって遠心力に比例する昇圧が行なわれるため、図14に見られるように $(N/N_{des})^2$ の上昇に伴って θ_B が増大する。ここに N, N_{des} は動翼回転数とその設計値(14,080 rpm)である。設計回転数に於ては、 θ_B は約0.2に達すると考えられる。なお熱電対埋め込み動翼は、溝加工による強度低下のため、燃焼ガスを作動流体とした設計点 ($N = 14,080 \text{ rpm}$, $T_{i3} = 1,353 \text{ K}$)における実験に際してはこれを取りはずし、熱電対の埋め込まれていない通常の動翼と組み換えて実験した。

実験範囲 ($0.4 \times 10^5 \leq Re_B \leq 0.9 \times 10^5$) 内のレイノルズ数による動翼無次元温度の変化は

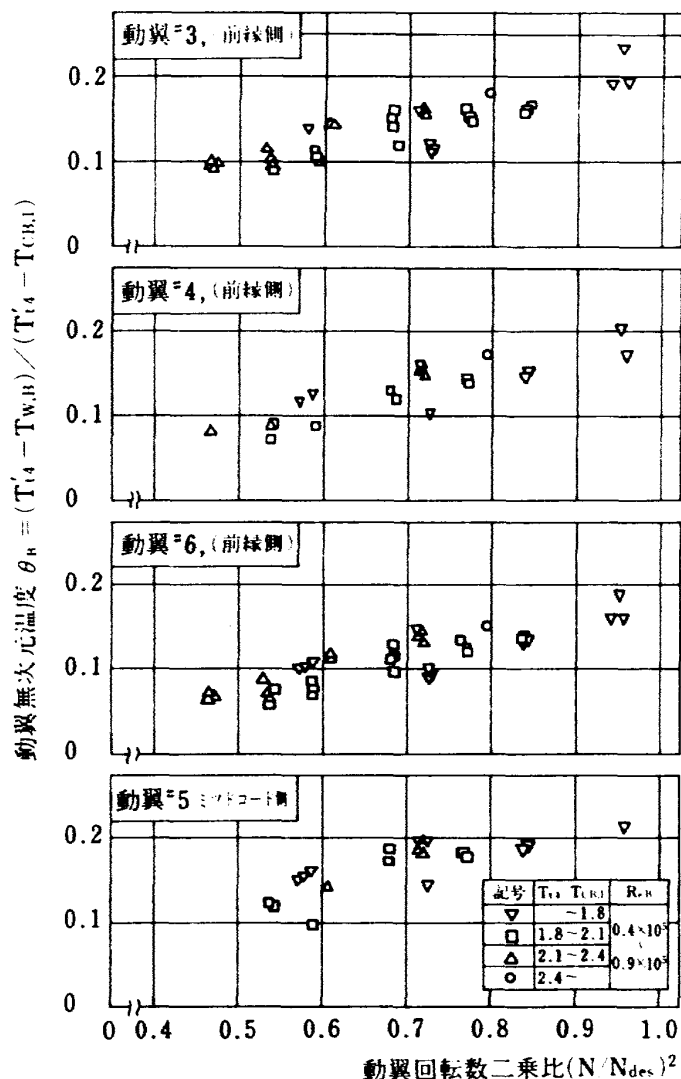


図14 動翼冷却特性 (翼背側, 翼根部より31%スパン)

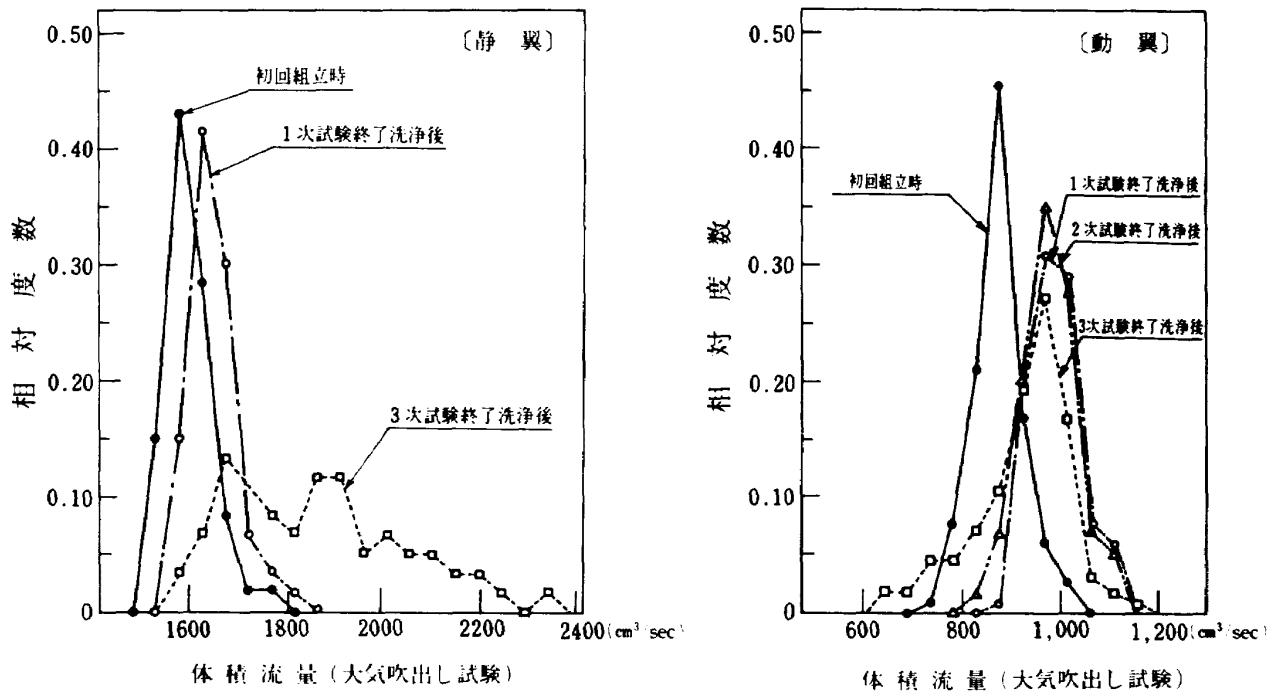
顕著ではない。なお、動翼に対する計画冷却空気流量は約2.5%である。

5.3 翼の冷却空気流量特性

図15は、静翼および動翼の冷却空気流量特性の、初回組立時以後の経時変化を、流量に対する翼枚数ヒストグラムとして表わしたものである。初回組立時にくらべ、実験後の洗浄によって、冷却空気流量は静翼、動翼共にやや増加した。これは実験をいしは洗浄によって、冷却空気通路のエッジなどが削られるためと考えられる。

5.4 不可逆性温度塗料による試験機高温部材の温度測定

試験機の組立に際し、不可逆性温度塗料(Thermindex E94, E106, E6, G6, O/G6)を試験



(運転時間：1次試験 20hr, 20min, 2次試験 7hr, 30min, 3次試験 3hr, 14min)

図15 静翼および動翼の冷却空気流量特性

機の高温度材等に塗付し、分解時に判読を行なった。図16に第2次試験(タービン入口、断面平均のガス温度の最高値は約1,270K)、第3次試験(同約1,363K)における測定結果を示す。温度最高指示温度は、静翼、動翼で約1,070K以上、燃焼器ライナで約830K以上であり、主流ガス温度 T_g 、試験機入口冷却空気温度 T_c を用いて温度塗料の指示値 T_p を無次元化($\theta = (T_g - T_p) / (T_g - T_c)$)すると、静翼で $\theta = 0.33 \sim 0.40$ 、燃焼器ライナ(外周側表面)で $\theta \approx 0.85$ である。

静翼、静翼内周側フランジ部、動翼、動翼テイクシュラウド部および燃焼器ライナを除いては、試験機の主燃焼器入口ガス平均温度を超える温度指示は無く、また試験機の分解検査の結果でも、部品の変形、損傷等の異常は認められなかった。

6. 結論

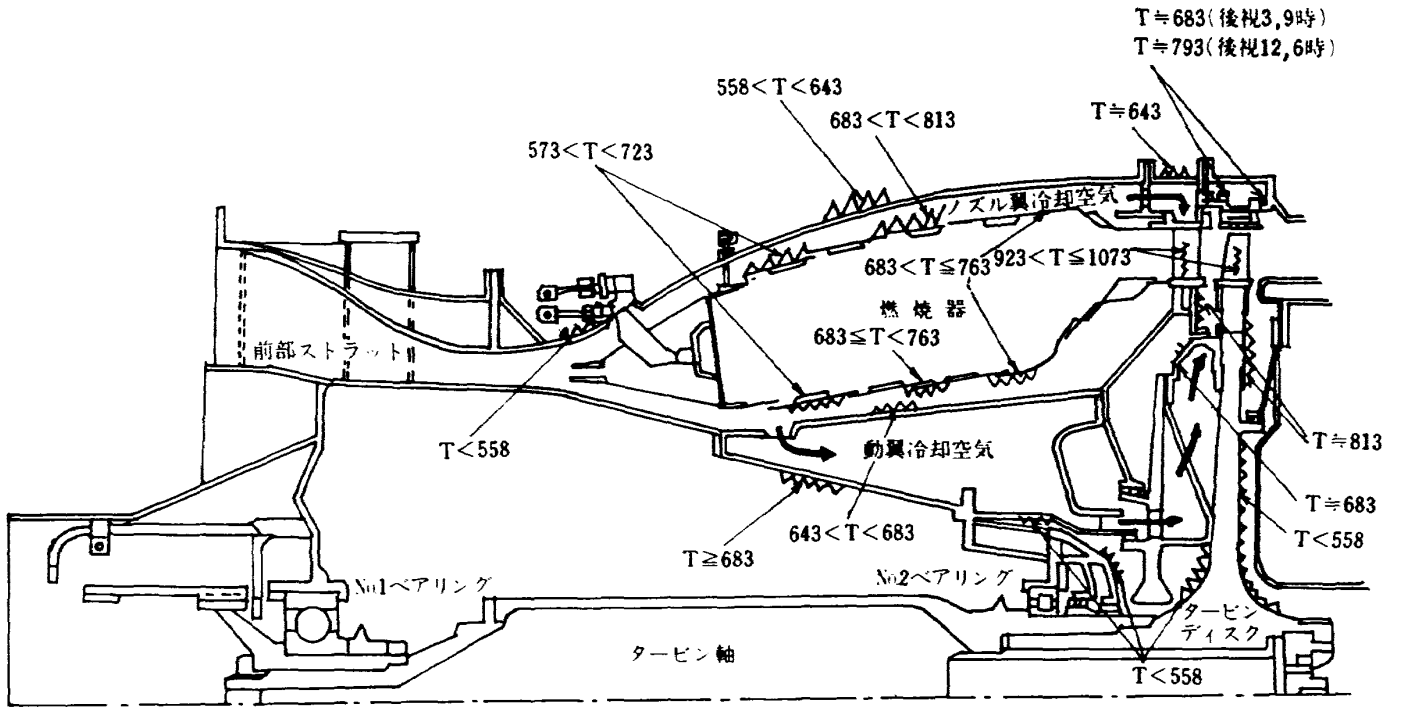
ターボファンエンジンの高圧タービン初段用に開発した、内部対流冷却式空冷タービン(HT-10H、設計タービン入口温度1,353K)を、燃焼器と共に高温タービン試験機として構成して、タービン翼の冷却性能を主体とした実験を行った。

試験機の燃焼器および供試タービンの主要部の寸

法、形状、材料などは実機部品とほぼ同一であり、主流流路や冷却空気流路に関しても、寸法、形状等は実機と同等である。また、タービン入口温度、冷却空気温度、タービン回転数、膨張比などは、設計値を含む広い範囲で変化させて実験を行った。

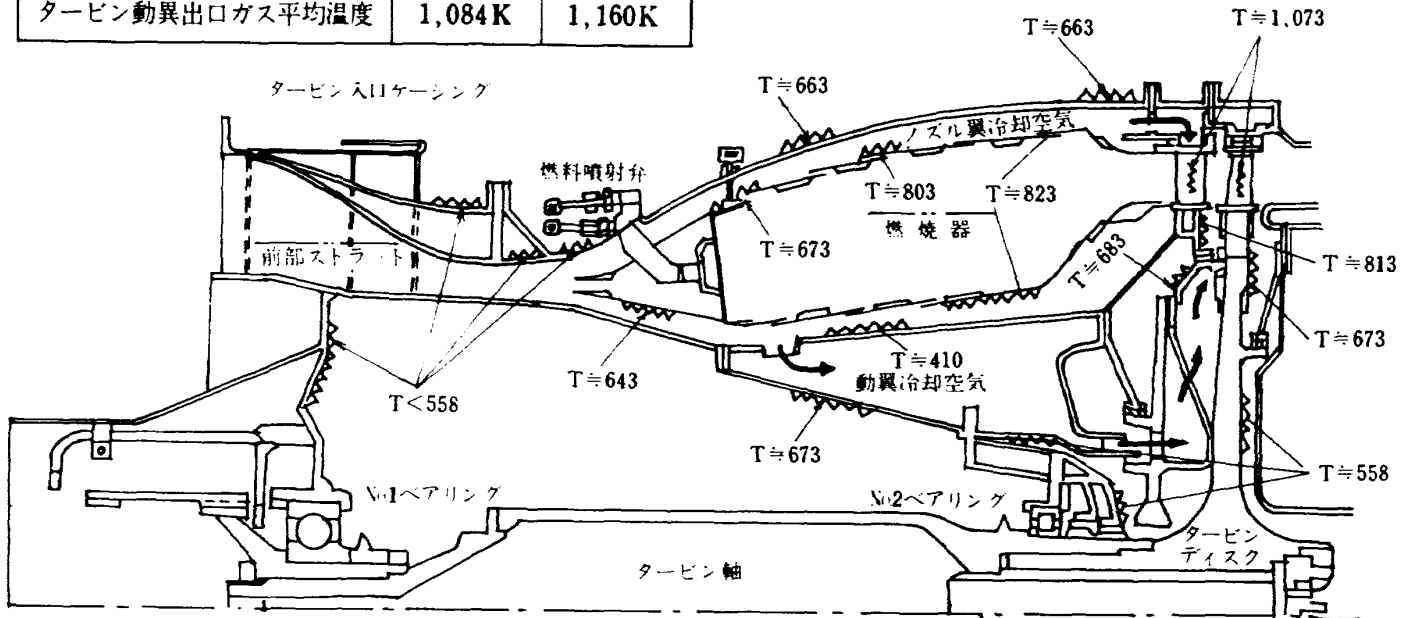
試験結果の主な点を要約すると、以下の通りである。

- (1) 主流と冷却空気の温度比、ならびに主流レイノルズ数の変化に対する静翼シエルの温度(冷却効率)について、広い作動範囲にわたる実験解析を行った。その結果、静翼への設計冷却空気流量約3%で、翼温度に対する要求値を満たす見通しを得た。
- (2) 動翼の冷却効率は、設計冷却空気流量約2.5%で、設計回転数および設計膨張比において、約0.2以上と推定される。
- (3) 試験機の分解検査の結果、タービン翼や燃焼器ライナーなどの高温部材に、変形、損傷等は認められず、正常な作動が確認された。



(第2次試験)

試 験	第2次	第3次
試験機入口ガス平均温度	675K	658K
タービンノズル入口ガス平均温度	1,270K	1,363K
タービン動翼出口ガス平均温度	1,084K	1,160K



(第3次試験)

図16 不可逆性温度塗料による各部推定温度 (図中の数字, K)
 (使用塗料 THERMINDEX E94, E106, E6, G6, O/G6)

7. あとがき

本研究を行うにあたり、御支援をいただいた通商産業省工業技術院の関係各位に感謝いたします。また、試験機の設計、製作ならびに実験に協力された、石川島播磨重工業㈱航空宇宙事業本部の関係各位、ならびに、空冷タービン翼精密鑄造素材の製作に協力された、小松ハウメット㈱に感謝の意を表します。

本研究の企画にあたっては、当研究所、松木正勝科学研究官、鳥崎忠雄原動機部長、鈴木邦男機械技術研究所原動機課長、データ処理に関して当研究所

原動機部西尾健二室長、空気源に関して小倉五郎氏ほかの指導、協力をいただいたことを記して謝意を表します。

参 考 文 献

- (1) 能瀬弘幸, 高原北雄, 吉田豊明, 井上重雄, 白井弘, 山本孝正, 三村富嗣雄, 西村英明: 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(1983.3)

航空宇宙技術研究所資料 485 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
