

UDC 532.46:  
621.438-226.2:  
533.697.4

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-231

高温タービンノズル翼二次元翼列試験

第1報 対流冷却翼の実験結果について

吉田豊明・高原北雄・能瀬弘幸  
井上重雄・三村富嗣雄・臼井 弘

1971年1月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-210 自由飛行模型 FFM-10 の空力特性について  
On the Aerodynamic Characteristics of a Free Flight Model FFM-10 1970年8月 河崎俊夫, 斎藤秀夫  
河本 巖
- TR-211 ジェット・フラップ・ローターのホバ特性に  
関する一模型実験  
A Model Test on Hovering Characteristics  
of Jet-Flapped Rotor 1970年9月 古茂田真幸, 戸田 亘洋  
岡 遠一, 高沢金吾
- TR-212 二重噴流の空力的騒音  
Aerodynamic Noise of a Circular Double  
Jet 1970年10月 河野長正
- TR-213 ジンバルエンジン駆動用 DPF 方式油圧サー  
ボの試作研究  
A Study of Gimbal-Engine Actuated Hy-  
draulic Servomechanism with DPF Hydro-  
mechanical Compensation Network 1970年9月 畑山茂樹, 興石 肇
- TR-214 軸流圧縮機動翼機植込部の疲労についての実  
験的研究 (隙間のあるピン接合)  
Experimental Investigation of Fatigue  
Strength of Axial Flow Compressor  
Blade Root  
—Pin Joint Lug Having Clearance  
between Pin and Pin-Hole— 1970年9月 池田為治, 山岸 崇
- TR-215 ジェット輸送機の操縦のタスク・アナリシス  
Task Analysis of Jet Transport (DC-8) 1970年10月 樋口一雄, 百名盛之典  
三好範子, 岡部正典  
川原弘靖
- TR-216 横風中の3次元乱流ジェットの湾曲と発達  
Bending and Development Three-dimensional  
Turbulent Jets in a Gross Wind 1970年9月 遠藤 浩, 中村正義
- TR-217 人工粘性付 LAX-WENDROFF およびその  
変形差分法に関する数値実験  
Numerical Test on Lax-Wendroff Difference  
Scheme with Artificial Viscosity and its  
Variations by the Two-Step Method 1970年9月 安喜隆幸
- TR-218 軸流回転機の翼の振動について  
II 翼根部による振動減衰  
On the Vibration of Axial-flow Turbo-  
machine Blade  
II Vibration Damping Capacity of the  
Blade Mounting 1970年10月 宮地敏雄, 星谷昌二郎  
祖父江 靖, 網千三郎  
熊谷隆王
- TR-219 二次元非圧縮性乱流境界層の近似について  
On an Approximation of Two-Dimensional  
Incompressible Turbulent Boundary Layer 1970年10月 尾形吉和
- TR-220T Application of Dorodnitsyn's Technique to  
Compressible Two-Dimensional Airfoil  
Theories at Transonics Speeds 1970年10月 Junzo SATO
- TR-221 先端のにおいフレヤつき物体の空力特性  
Aerodynamic Characteristics of a Flared  
Body with Blunt Nose 1970年10月 谷 喬, 河本 巖  
榊原盛一, 野田順一  
樋口 博 (東京大学)
- TR-222 東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流  
観測  
Measurements and Analysis of Atmospheric  
Turbulence on the Pacific Coast Air Route  
of the Tohoku District 1970年9月 竹内和之, 山根皓三郎  
矢沢健司, 小野幸一  
外崎得雄
- TR-223 球の仮想質量の円筒境界干渉  
Cylindrical Boundary Interference on Virtual  
Mass of a Sphere 1970年9月 河野長正

## 目 次

1	記 号	1
2	まえがき	2
3	翼型および冷却方式	3
3.1	翼型および翼配備	3
3.2	冷却方式	5
3.2.1	前 縁 部	6
3.2.2	翼弦中央部	7
3.2.3	後 縁 部	8
4	実験装置および実験方法	8
5	実験結果とその考察	10
5.1	冷却翼の空力性能	10
5.2	翼表面の温度分布	15
6	翼列実験の $\eta$ から実機の $\eta'$ への推定	19
6.1	物性値の補正	19
6.2	マッハ数の補正	21
6.3	乱流レベルの補正	22
6.4	翼表面平均熱伝達率	23
6.5	補正に関する補遺	24
7	結 論	24
付録1	低速風洞の特性	25
付録2	薄肉翼材温度分布の相似性	26
付録3	インピンジメント冷却によるよどみ点の熱伝達率の比較	28
	参考文献	28

# 高温タービンノズル翼二次元翼列試験\*

— 第1報 対流冷却翼の実験結果について —

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

## Two-Dimensional Cascade Test of an Air-Cooled Turbine Nozzle Part I On the Experimental Results of a Convection-Cooled Blade

By Toyoaki YOSHIDA, Kitao TAKAHARA, Hiroyuki NOUSE,  
Shigeo INOUE, Fujio MIMURA and Hiroshi USUI

An experimental investigation was made of the aerodynamic and heat transfer performance of an air-cooled nozzle cascade for a high temperature turbine. The experimental equipments consisted of a low speed wind tunnel ( $U_{max}$ : 70m/s, Exit area:  $500 \times 270 \text{mm}^2$ ), a cooling air system (Volume air flow max.:  $40 \text{m}^3/\text{min.}$ ) and a heater (Power max.: 110kW).

For the representation of the heat transfer performance of the cooled blade, the relations between temperature difference ratio  $\eta$  ( $= (T_g - T_b) / (T_g - T_{co})$ ) which expresses the cooling effectiveness of the blade surface temperature and several parameters such as main stream Reynolds number ( $Re_g$ ;  $1.8 \times 10^5 \sim 4.4 \times 10^5$ ), incidence angle ( $i$ ;  $-6.7^\circ, -1.7^\circ, +1.3^\circ$ ), weight flow ratio ( $G_c/G_g$ ;  $0 \sim 4.3\%$ ) and temperature ratio ( $T_{co}/T_g$ ;  $1.10 \sim 1.35$ ) are shown. Some possible corrections for the cooling effectiveness are discussed for the application of the data obtained from the cascade test to the turbo-engines. The value of  $\eta$  at the leading edge is kept at a high level (about 0.5) by an effective impingement cooling; and, on the other hand  $\eta$  on the latter half of the blade toward the trailing edge region does not decrease extremely by virtue of rear injection. This indicates an improved cooling method for high temperature turbine nozzles because of the acceptability of the blade material strength.

### 1. 記号

	$L$ : 翼高	[mm]
	$LC$ : 冷却空気側有効スパン	[mm]
$a_x$ : 音速 (翼表面局所位置の静温における値)	$l$ : インピンジ穴から外被よどみ点	
$b$ : 前縁吹出し穴等価スリット巾	までの距離	[mm]
$C$ : 翼弦長	$M_g$ : 主流マッハ数	
$C_p$ : 静圧係数 ( $(P_{sb} - P_{s3}) / (P_{t1} - P_{s3})$ )	$m$ : 後縁吹出し穴の個数	
$c_p$ : 定圧比熱	$Nu$ : スセルト数 ( $\alpha x / \lambda$ )	
$D$ : 外被前縁部内径	$n$ : インピンジ穴の個数	
$d$ : インピンジ穴径	$O$ : スロート幅	[mm]
$d_i$ : 外被前縁部外径	$P$ : 圧力	[mmAq, $\text{kg}/\text{cm}^2$ ]
$e$ : 熱電対起電力	$Pr$ : プラントル数	
$G$ : 翼一枚あたりの重量流量	$Q$ : 体積流量	[ $\text{m}^3/\text{s}$ ]
$H$ : 単位時間あたりの熱流量	$Re$ : レイノルズ数	
$h$ : 翼弦中央部冷却通路のすき間	$r$ : 温度回復係数	
$i$ : 入射角	$S$ : ピッチ (翼列)	
	$S$ : 翼表面全面積	[ $\text{m}^2$ ]
	$s$ : インピンジ穴ピッチ	[mm]

\* 昭和45年11月18日受付

\*\* 原動機部

$St$ : スタントン数	$(Nu/Re Pr)$	
$T$ : 温度		[°K]
$t$ : 温度		[°C]
$T_u$ : 乱流レベル	$(\sqrt{u'^2}/\bar{u})$	[%]
$U$ : 翼表面無次元速度	$(u_{sx}/u_s)$	
$U_r$ : 翼表面局所速度比	$(u_{sx}/a_x)$	
$u$ : 速度		[m/s]
$u_{sx}$ : 翼表面速度		[m/s]
$X$ : 翼表面長さ比	$(x/XL)$	
$XL$ : 翼表面全長		[mm]
$x$ : 翼表面長さ (前縁よどみ点から)		[mm]
Greek Symbols		
$\alpha$ : 熱伝達率		[kcal/m <sup>2</sup> h°C]
$\gamma$ : 比重量		[kg/m <sup>3</sup> ]
$\zeta$ : 全圧損失係数	$(P_t - P_{t3})/P_a$	
$\eta$ : 冷却効率	$(T_g - T_{bx})/(T_g - T_{co})$	
$\lambda$ : 熱伝導率		[kcal/mh°C]
$\lambda_s$ : 翼材の熱伝導率		[kcal/mh°C]
$\mu$ : 粘性係数		[kg s/m <sup>2</sup> ]
$\nu$ : 動粘性係数		[m <sup>2</sup> /s]
$\phi$ : 補正パラメータ	$(\alpha_g/\alpha_g')(\alpha_c'/\alpha_c)$	
$\Psi$ : スタントン数の比	$(St/St_0)$	
添字		
b: 翼表面		
c: 冷却空気		
co: 冷却空気入口		
d: 動圧		
f: 膜温度		
g: 主流		
i: 前縁インピンジ部		
j: 後縁吹出し部		
m: 平均値		
o: オリフィス		
p: 翼表面腹側		
s: 翼表面背側		
s: 静圧		
stg: よどみ点		
t: 全圧		
x: 翼表面の局所値		
1: 翼列入口断面		
2: 翼列出口断面		
3: 全圧管トラバース位置 (流れの方向に翼弦長の 95% 後方)		
' : 実機相当値		

## 2. まえがき

本試験の目的は空冷タービン翼設計の資料として種々の冷却方式の得失、可能なタービン入口温度の推定などの基礎データを集積することである。冷却翼に発生する熱応力を軽減させるためには冷却方式のいかににかかわらず翼材の翼弦方向 翼高方向の温度分布を均一化すること、および抗張力を向上させるために温度の平均値を下げることを目的として研究を進めなければならない。また冷却方式研究のステップとしては一般に対流冷却方式のみ、対流冷却とフィルム冷却の組合せ、トランスピレーション冷却方式の順序が考えられる<sup>1)2)</sup>。一方実機に適用する場合の冷却方式の選択は、翼材料の向上、工作技術の進歩、翼列の空力性能解析の困難さにも依存する。これまでの冷却翼の多くに見られる対流冷却方式は翼高方向に沿って冷却通路(断面は円、楕円、多角形など)が複数個配列されるものであり、いずれも翼形状の制約と通路内に冷却空気が滞在する時間の短いことおよび熱伝達率の低いことから、(1)前縁部、後縁部の冷却が不十分である、(2)場合によっては非冷却翼よりも翼弦方向の温度勾配が大きくなってしまふ可能性がある、(3)特に動翼の場合冷却空気の使い方に無駄がある、などの改善すべき短所が見出される<sup>3)4)5)6)</sup>。

また前縁部の冷却方式として可能性のあるインピンジメントは平行流の場合に較べて約2倍の熱伝達率をもつという実験結果<sup>7)</sup>や吹出し穴径、吹出し穴とターゲットまでの距離その他を使ってよどみ点とよどみ点付近の局所熱伝達率、平均熱伝達率を与える実験式が多数の文献<sup>8) 9) 10) 11) 12)</sup>に見られ、一方後縁吹出し翼は後縁厚みの増加による全圧損失の増大を減じ吹出し量によっては非冷却翼よりも小さくなるという結果が報告されている<sup>13)</sup>。

このような状況から空冷タービン翼研究開発の第1段階としては、対流冷却方式に限定するという思想に基づいて、基本的には前縁部インピンジメント、翼弦方向への平行流、後縁部吹出しで冷却方式を構成した。試験翼設計の手順として翼型、翼配備を最初に設計し、次に前縁部で冷却効率 $\eta (= (T_g - T_{bx}) / (T_g - T_{co}))$ の目標とする値と冷却空気量 $G_c$ を与えて実験式その他からインピンジ仕様を決定し、外被とインサートの二重構造で形成される翼弦方向への冷却通路と後縁吹出し穴仕様を次に決定する(第3章参照)。

試験翼は風洞出口の大きさ、温度、圧力データの精度を上げること、工作の容易さなどから実機の2.5~

3.5 倍に拡大したが実機翼製作の可能性、高温タービン試験設備による研究計画<sup>16)</sup>との対応も考慮した。

実験は当所原動機部二次元低速翼列風洞装置（付録 1 参照）を用い、供試翼列は 7 枚からなり中央の供試翼を翼面温度計測用とし、その両側に翼面静圧計測用を配列し吹出し翼は 5 枚とした。また翼材温度分布の二次元性を得やすいこと、ふく射の影響を無視できること、および翼材温度分布の相似性（付録 2 参照）などを考慮して冷却空気側を加熱し（最高 150°C）主流は室温ですべての実験を行なった<sup>16)</sup>。

実験結果は翼列の空力性能、翼材の温度分布、およびいくつかのパラメータ（主流のレイノルズ数,  $Re_g$ :  $1.8 \times 10^5 \sim 4.4 \times 10^5$ , 冷却空気的主流に対する重量流量比,  $G_c/G_g$ :  $0 \sim 4.3\%$ , 温度比,  $T_c/T_g$ :  $1.1 \sim 1.35$ , 主流の入射角,  $i$ :  $-6.7^\circ, -1.7^\circ, +1.3^\circ$ ) との関係、さらに翼列実験の温度データから実機のそれらを推定するための考察という順序でまとめた。

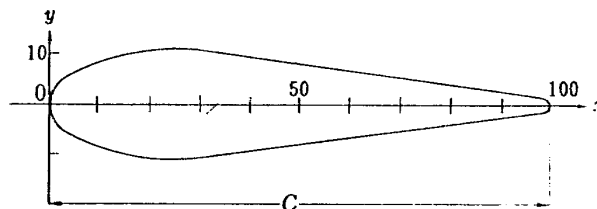
### 3. 翼型および冷却方式

#### 3.1 翼型および翼配備

冷却タービン翼の場合内部に冷却通路が形成されるので一般に厚み比の大きい翼となり、特に後縁吹出し

翼では後縁付近の厚みも無冷却翼に比して大きくとる必要がある。ここでは次のような方針で翼型を決定した。(1)翼厚分布は厚み比の大きい冷却翼の一例として NASA TN D 3751 で報告されているものを採用する<sup>17)</sup>(図 1 参照)。(2)くい違い角, 入口角, 出口角は当所高温タービン第 2 次試験体の仕様を採用する。(3)翼弦長は風洞出口幅が 270 mm, 高温タービン第 1 次試験体ノズル翼翼弦長 45 mm<sup>4)</sup>, 第 2 次 32 mm<sup>15)</sup> などから 112.5 mm とする。ちなみにアスペクト比は 2.4, 翼翼弦長は前記第 1 次ノズル翼の 2.5 倍, 第 2 次ノズル翼の約 3.5 倍である。(4)カンパー線は前縁, 後縁のよどみ点を通り, 設計入口角, 出口角を満足する三次曲線とする。(1), (2), (3), (4)から翼外形が決定され, さらに(5)ピッチを仮定してスロート幅を計算し  $\cos^{-1}(O/S)$  が出口角とほぼ一致するピッチを見出す。

実際に設計をするときは(2), (4), (5)の条件をいろいろ変えて電算機による数値計算 (HITAC5020-プログラム名: F-Mo 1 BLADING) (表 1)と X-Y プロッタの出力 (図 2) から翼列チャンネルの形状と  $\cos^{-1}(O/S)$  を検討する一方, 同様な条件におけるポテンシャルフローの解析を導電紙によるアナログ法で実験



翼弦長 C に対する % で外形座標を示す

x	y	x	y
6.041	6.599	42.861	8.987
8.987	8.511	49.956	7.729
12.467	9.552	56.965	6.773
16.041	9.987	64.643	5.950
20.237	10.770	72.625	5.038
24.877	10.943	81.016	3.994
30.498	10.379	90.034	2.823
36.479	9.640	98.647	1.561

前縁半径 6.6%  
 後縁半径 1.5%  
 最大厚み x: 25% で y: 22%

図 1 供試翼厚み分布

表 1 翼配備数值計算

## Blade Profile Nozzle (Mean)

Chord      Stagger       $\beta 1$        $\beta 2$   
 45.000    +45.000    -8.000    +69.970

Points	Oridinal		Camber Line		Blade Surface			
	X	Y	X	Y	Upper		Lower	
	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
1	1.914	2.970	2.959	0.252	2.886	3.221	3.033	-2.717
2	3.265	3.830	4.834	0.217	5.081	4.039	4.587	-3.605
3	4.862	4.299	6.853	-0.023	7.594	4.212	6.112	-4.257
4	6.501	4.494	8.735	-0.459	9.991	3.856	7.479	-4.774
5	8.425	4.846	10.738	-1.177	12.646	3.277	8.829	-5.632
6	10.553	4.924	12.740	-2.184	15.211	2.075	10.269	-6.444
7	13.131	4.670	14.924	-3.647	17.754	0.068	12.094	-7.362
8	15.875	4.338	17.015	-5.436	20.006	-2.293	14.025	-8.578
9	18.801	4.045	19.034	-7.555	22.086	-4.901	15.982	-10.209
10	22.055	3.478	21.074	-10.117	23.879	-8.061	18.268	-12.172
11	25.270	3.048	22.916	-12.821	25.488	-11.185	20.345	-14.457
12	28.791	2.677	24.774	-15.943	27.111	-14.639	22.436	-17.247
13	32.452	2.267	26.557	-19.338	28.587	-18.331	24.526	-20.345
14	36.301	1.798	28.295	-23.042	29.938	-22.310	26.653	-23.773
15	40.437	1.270	30.034	-27.153	31.212	-26.679	28.856	-27.627
16	44.388	0.703	31.587	-31.186	32.247	-30.943	30.928	-31.430

Camber Line    A=-0.00060    B=-0.01691    C=0.14054

	Pitch	S/C	Throat Position				Throat Width	$\cos^{-1}(O/S)$
N			P. S. (X. Y)		S. S (X. Y)			
35	47.241	1.050	30.928	-31.430	17.247	-46.711	20.510	64.268
37	44.687	0.993	30.928	-31.430	17.986	-44.847	18.642	65.345
39	42.395	0.942	30.928	-31.430	18.709	-43.264	17.010	66.345
41	40.327	0.896	30.928	-31.430	19.997	-42.618	15.642	67.178
43	38.452	0.854	30.928	-31.430	20.400	-41.146	14.326	68.126
45	36.743	0.817	30.928	-31.430	20.814	-39.913	13.200	68.945
47	35.179	0.782	30.928	-31.430	20.811	-38.026	12.078	69.921
49	<b>33.743</b>	<b>0.750</b>	<b>30.928</b>	<b>-31.430</b>	<b>21.355</b>	<b>-37.446</b>	<b>11.306</b>	<b>70.424</b>
51	32.420	0.720	30.928	-31.430	21.855	-36.946	10.618	70.883
53	31.197	0.693	30.928	-31.430	22.337	-36.501	9.975	71.352
55	30.062	0.668	30.928	-31.430	22.771	-36.117	9.408	71.763

XY Plot Label    XY LNM    1

In the Case of Chord 112.5 mm

Pitch	S/C	P. S (X. Y)		S.S (X. Y)		Throat Width	$\cos^{-1}(O/S)$
84.358	0.750	77.320	-78.575	50.339	-93.615	28.265	70.424

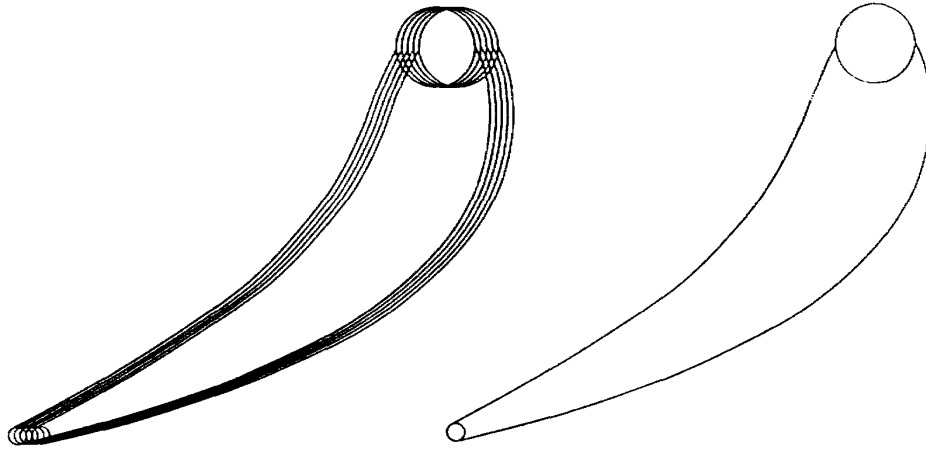


図 2 X-Y プロットによる翼配備

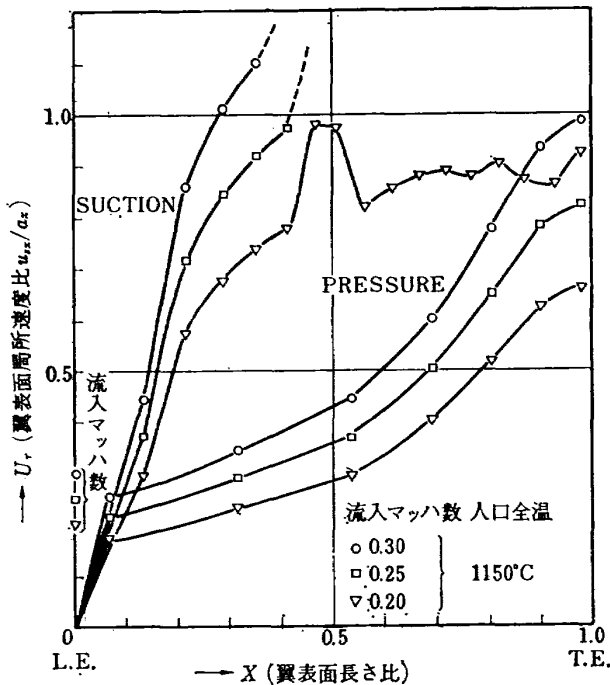


図 3 翼表面速度分布 (実機条件)

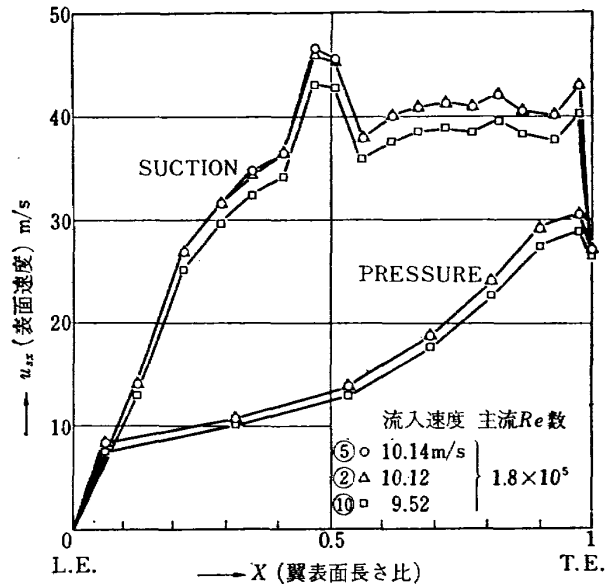


図 4 翼表面速度分布 (翼列実験における入口条件で求めた)

し、ポテンシャルの差分から、マッハ数の影響を考慮に入れた翼表面速度分布を計算して (HIPAC 103-プログラム名: F-No4 ポテンシャル関数-速度場の計算) 想定される実機ノズル翼入口条件 (入口全温 1150°C, 流入マッハ数 0.20) においてもチョークしないチャンネルであることを確認する (図 3, 図 4 参照)。このようにして決定された翼型を図 5 に示す。また翼配備は次のように決定した。

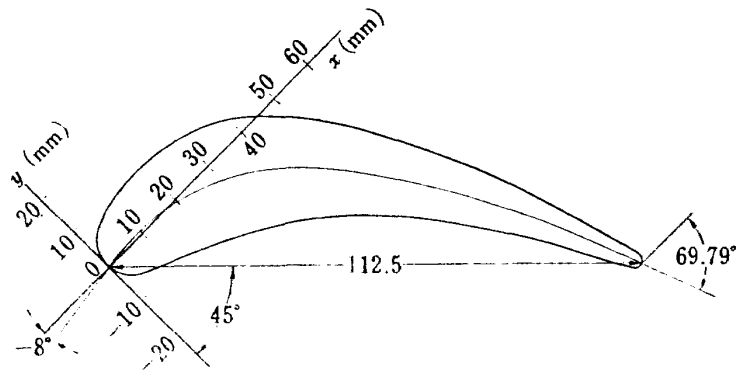
- くい違い角: +45°
- 入口角 : -8.0°
- 出口角 : +69.79°
- 翼弦長 (C): 112.5 mm
- 翼高 (L): 270.0 mm

- ピッチ (S) : 84.4 mm
- スロート (O) : 28.3 mm
- S/C (C/S) : 0.75 (1.33)
- $\cos^{-1}(O/S) : 70.42^\circ$
- 翼表面長さ
  - $XL_s : 142.0 \text{ mm}$
  - $XL_p : 114.6 \text{ mm}$

### 3.2 冷却方式

第 1 章で述べたように冷却方式は前縁部インピンジメント、翼弦方向への平行流、後縁部吹出しで構成する。(1)特に前縁部と後縁部の冷却効果を大きくするためにインピンジメント部の断面積と後縁吹出し部の断面積を絞り、風速を増大させて熱伝達率を上げる。ま





翼弦長  $C=112.5$  mm 前縁半径 (6.6% C) 7.425 mm 中心 (7.4, 0.6)  
後縁半径 (1.5% C) 1.688 mm 中心 (78.8, -78.3)

位置番号	背 側		腹 側		カンバー線	
	x mm	y mm	x mm	y mm	x mm	y mm
1	7.215	8.053	7.583	-6.793	7.398	0.630
2	12.703	10.098	11.468	-9.013	12.085	0.543
3	18.985	10.530	15.280	-10.643	17.133	-0.0475
4	24.978	9.640	18.698	-11.935	21.838	-1.148
5	31.615	8.193	22.073	-14.080	26.845	-2.943
6	38.028	5.188	25.673	-16.110	31.850	-5.460
7	44.385	0.170	30.235	-18.405	37.310	-9.118
8	50.015	-5.733	35.063	-21.445	42.504	-13.590
9	55.215	-12.253	39.955	-25.523	47.585	-18.888
10	59.698	-20.153	45.670	-30.430	52.685	-25.293
11	63.720	-27.963	50.863	-36.143	57.290	-32.053
12	67.778	-36.598	56.090	-43.118	61.935	-39.858
13	71.468	-45.828	61.315	-50.863	66.393	-48.345
14	74.845	-55.775	66.633	-59.433	70.738	-57.605
15	78.030	-66.698	72.140	-69.068	75.085	-67.883
16	80.618	-77.358	77.320	-78.575	78.968	-77.965

図 5 供試翼外形

た流量制御の役目も兼ねる。(2)冷却空気量は主流のレイノルズ数 (翼弦長, ノズル入口温度, 出口速度で定義する,  $Re_g = u_3 C / \nu_1$ ) が  $1.8 \times 10^5$  (高温タービン第1次試験体の設計点レイノルズ数  $1.8 \times 10^5$ , 第2次  $1.4 \times 10^5$ ) において重量流量比で 2% を目標とする。この値は冷却空気の出口が後縁のみの場合, 実機のチョーク流量を考慮すると約 2.5% 以上は流し得ないことによる。(3)また試験翼は板金製とし, 実機タービン翼を精密鋳造する場合に厚みは安全度をみて最小 0.7 mm 程度であることから, 板厚は 2 mm とする。このような条件を基礎にして前縁部, 翼弦中央部, 後縁部の仕様を次のように設計した。

### 3.2.1 前縁部

翼高方向の温度差を生じさせないためにはスリット

形状によるインピンジ冷却が望ましいが現実にはインサートの保持が困難であり剛性が著しく低下する。一方丸穴の多数を翼高方向に配列する場合にはピッチをつめることによって外被の翼高方向の温度差を小さくでき, 加工も容易である。また丸穴のインピンジによる伝熱計算も報告がある<sup>7)~12)</sup>。したがって前縁部は丸穴によるインピンジ冷却とする。前縁よどみ点の伝熱計算には次の二つの式を用いる。

$$\alpha_g S_g (t_g - t_b) = \alpha_c S_c (t_b - t_{co}) \quad (3.1)$$

((6.1) 式参照)

$$Nu_{stg} = 0.44 Re_i^{0.7} (d/s)^{0.8} \exp[-0.85(l/d)(d/s)(d/D)^{0.4}] \quad (3.2)$$

ここに  $Nu_{stg} = \alpha_c stg d / \lambda_i$

$$Re_i = u_i d / \nu_i$$

ただし (3.2) 式はインピンジに関するよどみ点の値を与える実験式である (文献9参照)。設計の手順は冷却空気的设计流量  $G_c$  に関する連続の式

$$G_c = 0.6 \times \frac{\pi}{4} d^2 \times n \times u_i \times \gamma_i \quad (3.3)$$

ここに 0.6: 流量係数

を満足し、かつ (3.1) 式, (3.2) 式から計算される  $\alpha_{cstg}$  による冷却効率  $\eta$  ((6.3) 式参照) = 0.5 を目標にして  $d, s, n, l$  をいろいろな組合せで試算してみる。しかる後ピッチ  $s$  と穴数  $n$  から必要な翼高方向の長さがすでに決められている翼高と矛盾しないことを確認する。穴径  $d$  については実機翼の寸法にしても加工に無理のない大きさであること、簡単に目づまりを起すことのない寸法であること、ピッチが大きいと翼高方向の温度差が大きくなることなども考慮した結果インピンジ仕様は図6のように決定した。この場合主流側, 冷却空気側ともに設計値を用いてよどみ点における冷却効率は次のようになった。

$$\alpha_{gstg} = 145 \text{ (kcal/m}^2\text{h}^\circ\text{C)}$$

$$(3.1) \text{ 式による } \alpha_{cstg} = 200 \text{ (kcal/m}^2\text{h}^\circ\text{C)}$$

$$\text{したがって } \eta = 0.501$$

$$(3.2) \text{ 式による } \alpha_{cstg} = 380 \text{ (kcal/m}^2\text{h}^\circ\text{C)}$$

$$\eta = 0.657$$

(3.2) 式による結果はインピンジに関するよどみ点における値のため、前縁の翼高方向よどみ点の全体の平均値に比して大きい値になっていると推測される (付録3参照)。

### 3.2.2 翼弦中央部

外被とインサートのすき間  $h$  を一定にし、熱伝達率  $\alpha_{cx}$  を前縁部に比して 1/2 程度に下げる。これは

この節のおわりで述べるように対応する主流側の熱伝達率がよどみ点の値の約 1/2 に低下することによる。

冷却空気はインピンジを経た後であるから乱流であると推定し、平板乱流の局所熱伝達率を与える次式と通路における連続の条件からすきま  $h$  を決定する。

$$Nu_{cx} = 0.0296 Re_{cx}^{0.8} Pr_c^{1/3} \quad (3.4)$$

$$\text{ここに } Nu_{cx} = \alpha_{cx} \cdot x / \lambda_c$$

$$Re_{cx} = u_c \cdot x / \nu_c$$

$$G_c \times 1/2 = h \times LC \times u_c \times \gamma_c \quad (3.5)$$

ここに 1/2 は腹側と背側へ冷却空気が 1:1 で分かれると仮定したことによる。 $h=2\text{mm}$  として設計冷却空気量  $G_c$  を与え、(3.4), (3.5) 式より  $\alpha_{cx}$  を求める。

$$X_s = 0.1 \text{ において } \alpha_{cx} = 31.2 \text{ (kcal/m}^2\text{h}^\circ\text{C)}$$

$$X_s = 0.5 \text{ において } \alpha_{cx} = 22.1 \text{ (kcal/m}^2\text{h}^\circ\text{C)}$$

これらの値はよどみ点の熱伝達率  $\alpha_{cstg}$  の 1/5~1/7 でかなり小さい。すき間  $h$  をさらに小さくすれば熱伝達率は大きくなるが実機寸法の加工精度から考えられる通気性の悪化と圧力損失の増大を考慮すると  $h=2\text{mm}$  は限界近くの値であろうと思われる。対応する主流側の位置の熱伝達率もよどみ点における値  $\alpha_{gstg}$  に比して小さくなり、熱伝導による翼弦方向への熱流も存在するからよどみ点における冷却効率に比して相対的に翼弦中央の冷却効率がひどく低下することはないと推測する。ちなみに主流側の熱伝達率  $\alpha_{gx}$  を対応する位置で計算すると次のようである。

$$X_s = 0.1 \text{ において } \alpha_{gx} = 86.9 \text{ (kcal/m}^2\text{h}^\circ\text{C)}$$

$$(\alpha_g/\alpha_c = 2.78)$$

$$X_s = 0.5 \text{ において } \alpha_{gx} = 51.5 \text{ (kcal/m}^2\text{h}^\circ\text{C)}$$

$$(\alpha_g/\alpha_c = 2.33)$$

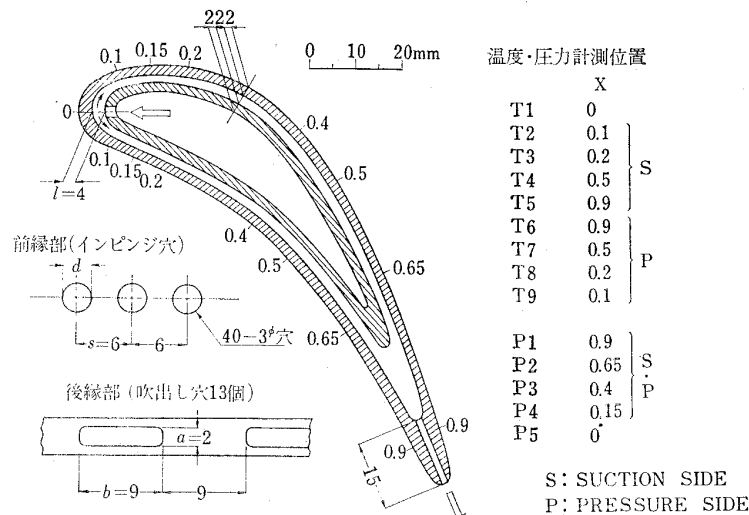


図6 冷却方式

3.2.3 後縁部

後縁部の形状は冷却空気の吹出し速度  $u_j$  と主流の全圧損失に影響を及ぼす。供試翼の場合実験前に全圧損失が最小になるよう形状を設定することは正確にはできないが、 $u_j$  が対応する主流の翼列出口速度  $u_3$  と等しいとき全圧損失は少くとも無冷却翼の場合に比してかなり減少すると考えられる。また実機で想定される冷却空気入口での全圧  $P_{ico}$  は主流のノズル翼入口全圧  $P_{i1}$  と等しいか又は主流は燃焼器通過による全圧損失があるために少し高い。したがって翼列実験においては  $P_{ico}=P_{i1}$  のとき設計冷却空気流量  $G_c$  が流れ、かつ吹出し速度  $u_j$  が主流出口速度  $u_3$  に等しくなるような方針で設計する。ここでは前縁部、翼弦中央部、後縁部それぞれの全圧損失係数の適切な評価が困難なために混合による圧力損失が最小になるような後縁を設定し、設計冷却空気流量  $G_c$  を流した時に  $P_{ico}$ 、 $P_{i1}$  がどの程度であるかを実験の際に確認する方法をとった (図 20 参照)。

後縁吹出しの形状も前縁部と同様にスリットが望ましいが翼の剛性、保持加工の観点からスリットを模した長方形断面の配列か丸穴の配列のいずれかになる。ここでは前者を採用して設計した。

長方形断面のたてを  $a(\text{mm})$ 、横を  $b(\text{mm})$  とし、吹出し速度  $u_j$  が設計レイノルズ数における  $u_3$  に等しいとおけば流量の連続性から次式が成り立つ。

$$G_c = 0.8 \times a \times b \times m \times 10^{-6} \times u_3 \times \gamma_j \quad (6.3)$$

ここに 0.8: 流量係数

翼外形の仕様より後縁厚みは約 4mm であり、冷却空気側有効スパン  $LC$  は 255 mm である。したがってこれらの条件と矛盾しない  $m$ 、 $a$ 、 $b$  を (6.3) 式より見出す。ここで  $u_3=27(\text{m/s})$ 、 $G_c=0.0051(\text{kg/s})$ 、 $\gamma_j=\gamma_{air \text{ at } 50^\circ\text{C}}=1.06(\text{kg/m}^3)$ 。設計結果を図 6 に示す。後縁よどみ点における熱伝達率は (3.4) 式を使って  $\alpha_{cx}=80.2(\text{kcal/m}^2\text{h}^\circ\text{C})$  を得る。

3.2 節の最後に冷却通路各部の有効断面積と近似計算による熱伝達を示す。

	有効断面積	熱伝達率
前縁部	170 (mm <sup>2</sup> ) (1)	200 (kcal/m <sup>2</sup> h <sup>°</sup> C)
中央部	510 (3)	22.1
後縁部	187 (1.1)	80.2

熱伝達率の詳細については第 2 報<sup>26)</sup> “階差法による数値計算の境界条件 (その 2)” を参照されたい。

4. 実験装置および実験方法

実験装置の系統図を図 7 に示す。主流翼列入口、冷却空気入口はそれぞれ全圧、静圧、全温を測定し、冷却空気流量はオリフィスで測定、翼列出口では後縁吹出しジェット的全圧、全温、および翼列後方の全圧、全温分布を計測した。また供試冷却翼の翼表面静圧分布、温度分布も同時に計測した。全圧についてはアローヘッド型 3 孔ピトー管 (翼列入口、出口) と単一管 (後縁吹出し穴、冷却空気入口) を使用した (図 8 参照)。

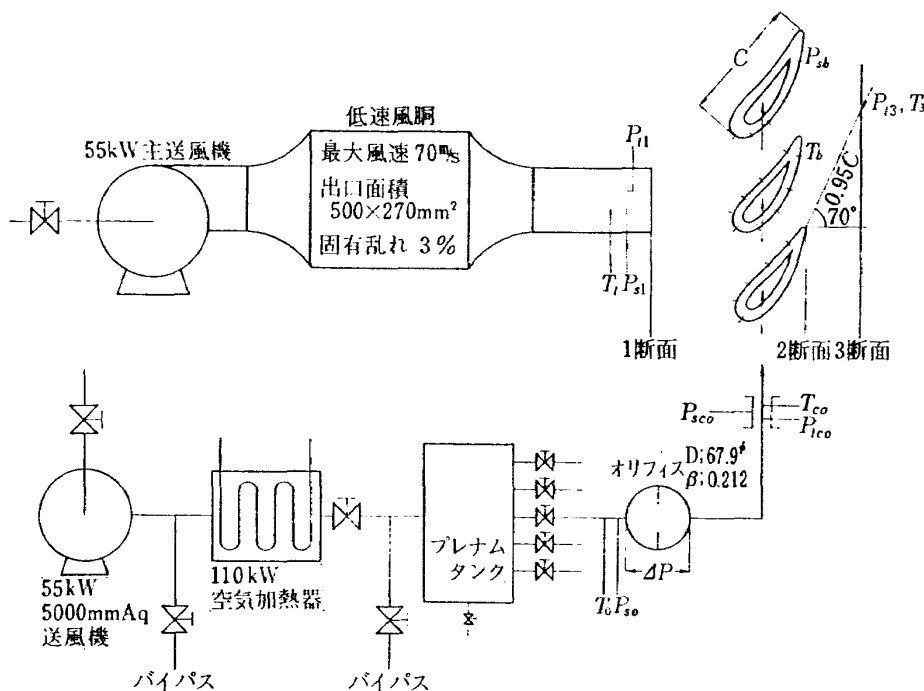


図 7 実験装置系統図

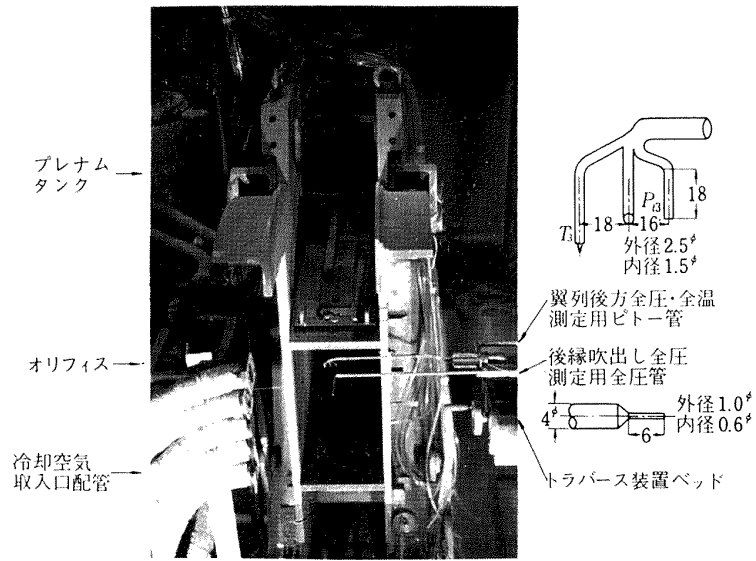


図 8 実験装置

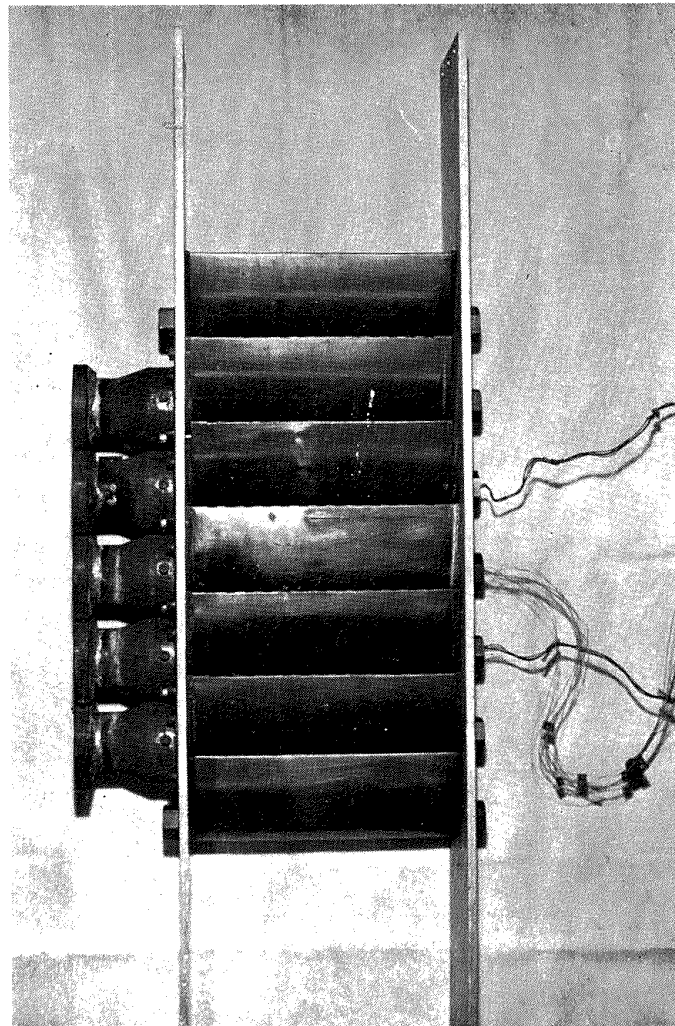


図 9 供試翼列

圧力計測は連通管水柱マンメータ，U字管水柱マンメータ，傾斜水柱マンメータ(倍率2)などによった。温度計測は先端露出絶縁型熱電対(翼列入口，出口，後縁吹出し穴，オリフィス)，翼表面温度は翼高方向に沿って作られた溝に埋めた接地型熱電対を用い，計数型電圧計によった。供試熱電対はNiCr-Ni熱電対(素線径0.3mmφグラスウール被覆 西独 HELAEUS 社製)で，実験前に恒温槽(液体恒温槽，-70~250°C HAAKE 社製)と計数型電圧計(YEW TYPE VD-11 S1 最小目盛1μV)により補正を行なって相対誤差0.17%以下で次のような起電力-温度の変換式を得た。

$NiCr-Ni$  熱電対 (0~130°C)

$$t = a_0 + a_1 e + a_2 e^2 + a_3 e^3 + a_4 e^4$$

ここに  $t$ : 温度 (°C)

$e$ : 起電力 (mV)

$$a_0: -1.433 \times 10^{-17}$$

$$a_1: 26.3085$$

$$a_2: -0.527522$$

$$a_3: 0.0419211$$

$$a_4: -3.9999 \times 10^{-4}$$

主流レイノルズ数は翼弦長 ( $C$ ) と翼列後方の風速 ( $u_3$ ) を代表値にとって  $1.8 \times 10^5 \sim 4.4 \times 10^5$  の範囲，冷却空気量は重量流量比 ( $G_c/G_g$ ) で  $0 \sim 4.3\%$  の範囲にそれぞれ設定した。図8に装置概観，図9に供試翼列を示す。供試翼は板金加工が比較的容易な軟鋼(SS41)を使用した。熱伝導率  $\lambda_s$  は表<sup>21)</sup>より40(kcal/mh°C)である。

## 5. 実験結果とその考察

### 5.1 冷却翼の空力性能

熱的な実験と並行して後縁吹出しの全圧分布，翼列出口の全圧全温分布，翼表面速度分布および翼列全圧損失など空力的な性能を計測した。

吹出しのある翼列の平均全圧損失係数 ( $\zeta$ )<sup>14)</sup> は次のように定義した。

平均全圧損失係数

$$\zeta = (P_t - P_{t3}) / P_d \quad (5.1)$$

ここに

$$P_t: \text{供給全圧 } (G_g P_{t1} + G_c P_{tco}) / (G_g + G_c)$$

$$P_d: \text{出口動圧 } (P_{t3} - P_{s3})$$

$$P_{t3}: \text{3断面平均全圧 } \frac{1}{S} \int_0^S P_{t3} dy$$

$$y: \text{3断面トラバース方向の長さ}$$

境界層外の翼表面速度は主流が常温で最大速度70m/sなので翼表面静圧  $P_{sx}$  と入口全圧  $P_{t1}$  より非圧縮性

流体として計算した。

$$u_{sx} = \sqrt{2g(P_{t1} - P_{sx}) / \gamma g} \quad (5.2)$$

翼表面速度分布は出口速度  $u_3$  で無次元化した値  $U (=u_{sx}/u_3)$  を用いる。ここで翼表面静圧係数を次のように定義する。

$$C_p = (P_{sx} - P_{s3}) / (P_{t1} - P_{s3}) \quad (5.3)$$

したがって

$$U = \sqrt{1 - C_p} \quad (5.4)$$

後縁吹出し穴(13個)の全圧分布は図10に示すようにスパン方向にほぼ一様である。この図は主流がない場合で冷却空気の供給全圧を2種類変えた結果である。この場合最大偏差は14%であった。吹出し穴一つについての全圧分布を図11に示す。この図はスパン中央の吹出し穴について，主流がある時 ( $Re_g = 1.8 \times 10^5$ ) とない時，冷却空気供給全圧を2種類として合計4種類の結果を示している。実験の範囲内で主流は吹出しジェット的全圧分布にほとんど影響を及ぼさないと考えられる。したがって図10，図11からスパン方向に13個ある吹出し穴からのジェット的全圧は主流があるときにも，問題にする冷却空気量の範囲において一様であるとみなされる。

図12は翼列出口3断面の全圧全温分布である。主流レイノルズ数は一定 ( $1.8 \times 10^5$ )，パラメータは冷却空気量  $G_c$  (0, 1.9, 4.3%) である。 $z$  はスパン方向の吹出し穴との相対的なトラバース位置を示す。この図より  $G_c$  の増加と共に後縁のWakeは減少し，さらに逆転することが全圧分布から見られ，全温分布は吹出し量の影響が一様に増大する。冷却空気の吹出しがある時全圧，全温分布の最大値が上方にずれて出るものは測定した吹出し穴の形状で方向づけられるジェットの方向が主流の出口における流れ方向よりも上方にずれているためと考えられる。全圧分布は積分平均を求めて全圧損失係数を計算するデータに利用した。図12には測定条件(主流全圧と吹出し全圧の比，その他)を並記してある。

次に翼表面速度分布について考察する。図13は主流レイノルズ数一定 ( $1.8 \times 10^5$ )，入射角一定 ( $-6.7^\circ$ ) のとき冷却空気量  $G_c$  を変えて (0, 1.9, 3.4, 4.3%) 計測した結果である。後縁における冷却空気の吹出し量が変わっても翼表面速度分布はほとんど変化しない。腹側の前縁近くで差が見られるのは(5.4)式の性質上静圧係数  $C_p$  が1に近くなると相対誤差が大きくなるためであると考えられる。図14は主流レイノルズ数一定 ( $1.8 \times 10^5$ ) で冷却空気量一定 (1.9%) のとき入射角  $i$  を変えた場合 ( $-6.7^\circ, -1.7^\circ, +1.3^\circ$ )

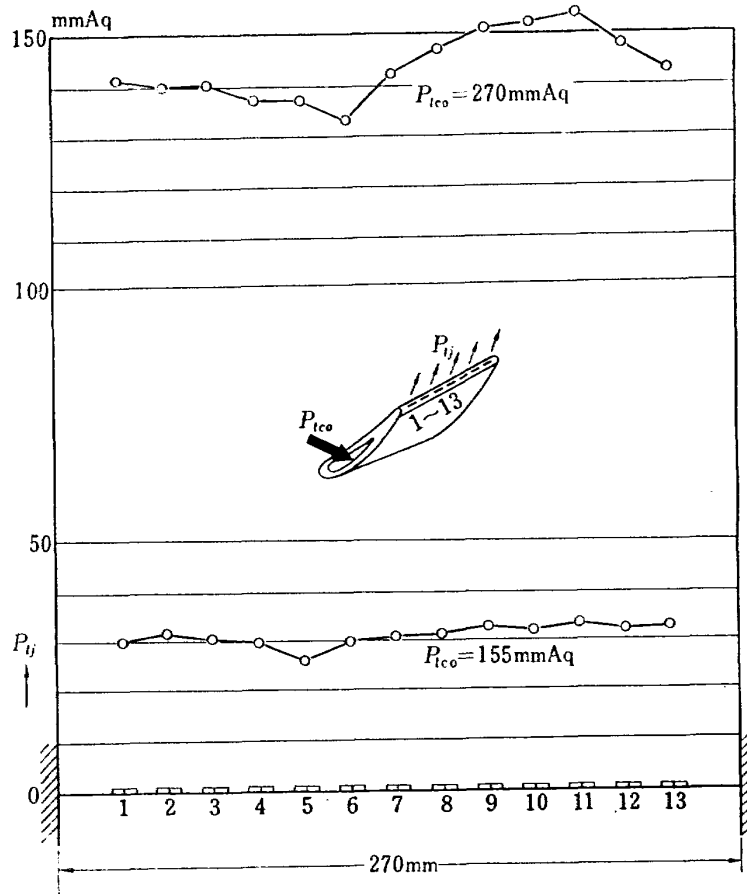


図 10 後縁吹出し穴の全圧分布 (主流なし)

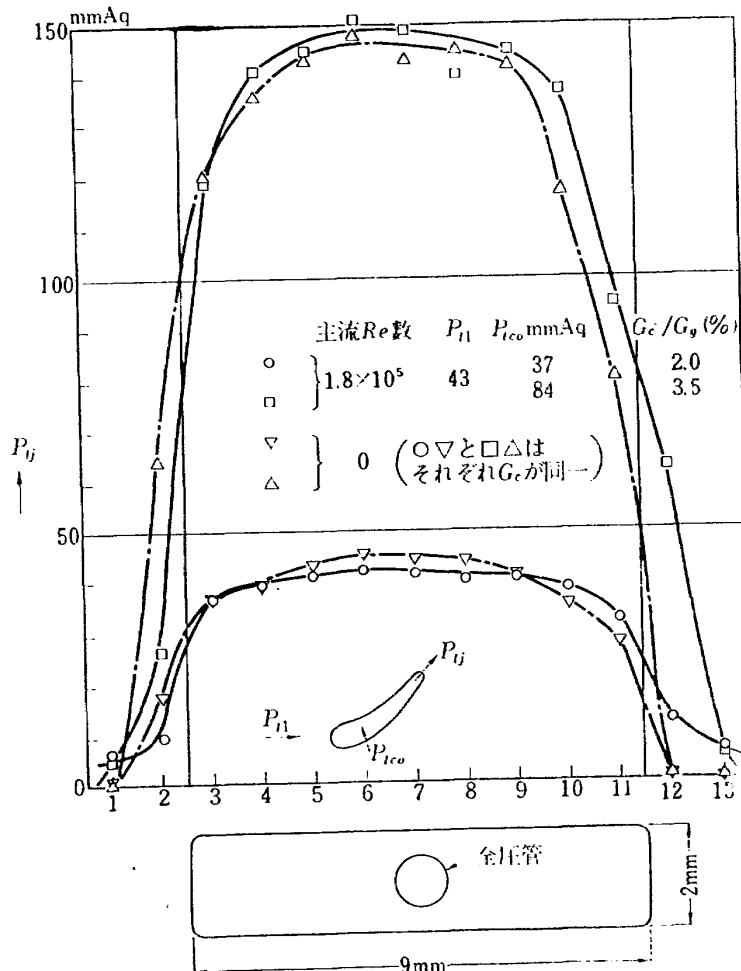


図 11 単一吹出し穴の全圧分布

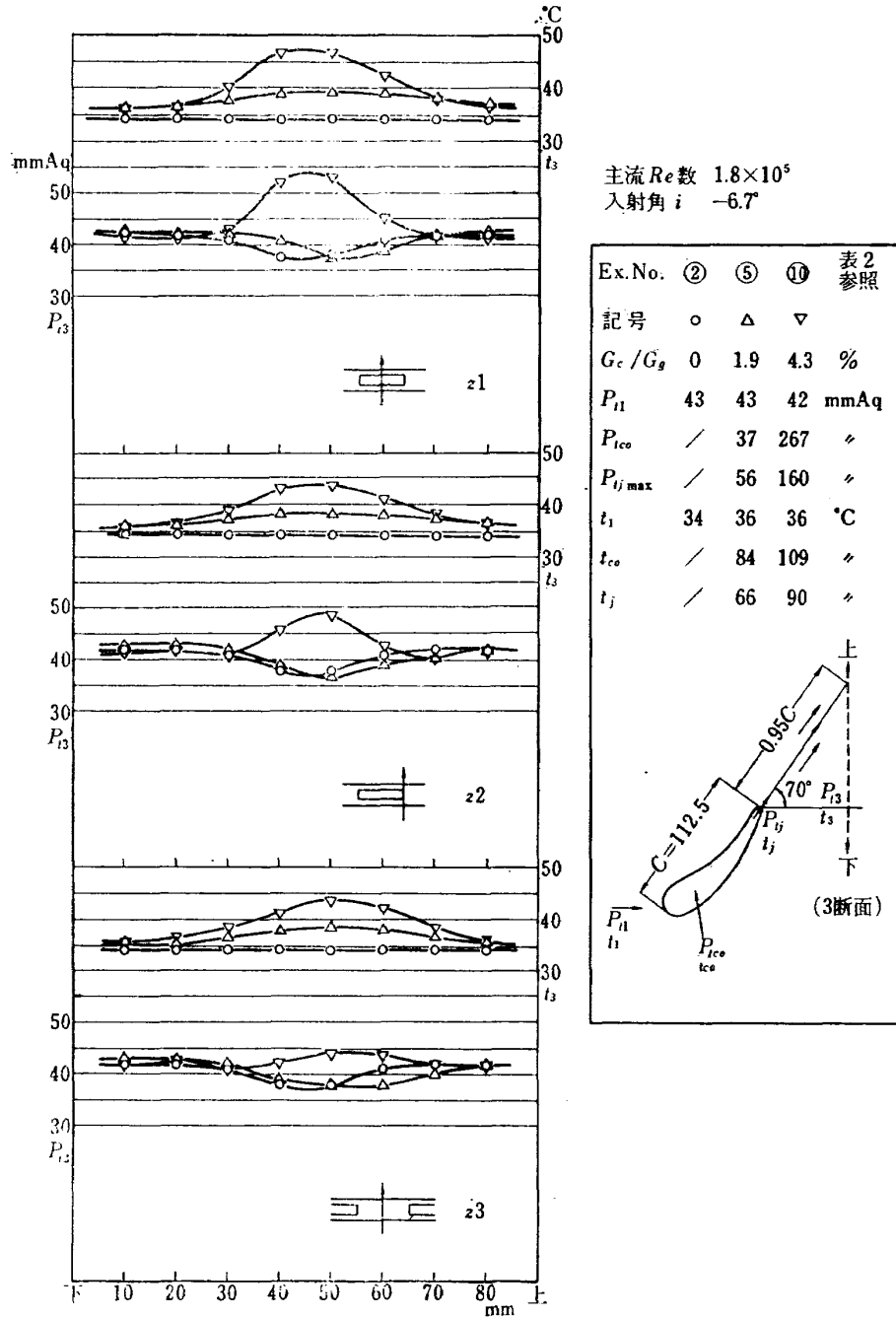


图 12 翼列後方 (3 断面) 全压・全温分布

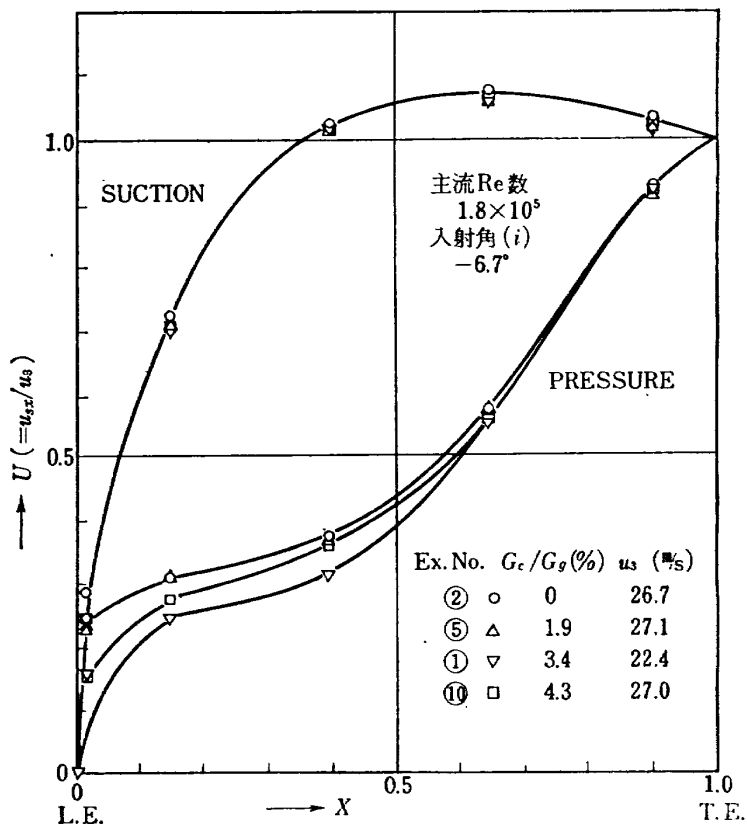


図 13 翼表面速度分布 (パラメータ  $G_c/G_0$ )

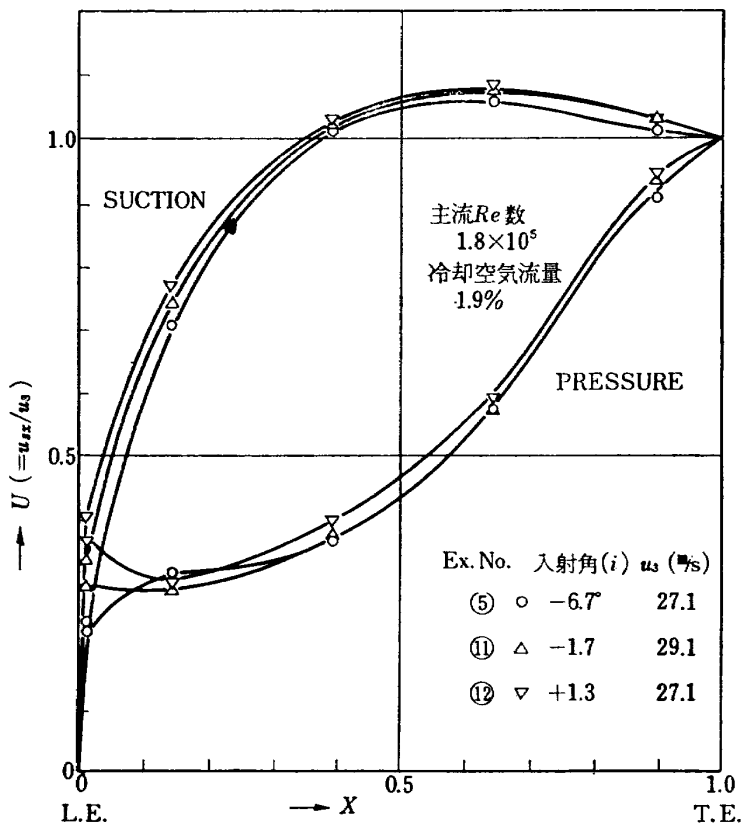


図 14 翼表面速度分布 (パラメータ  $i$ )



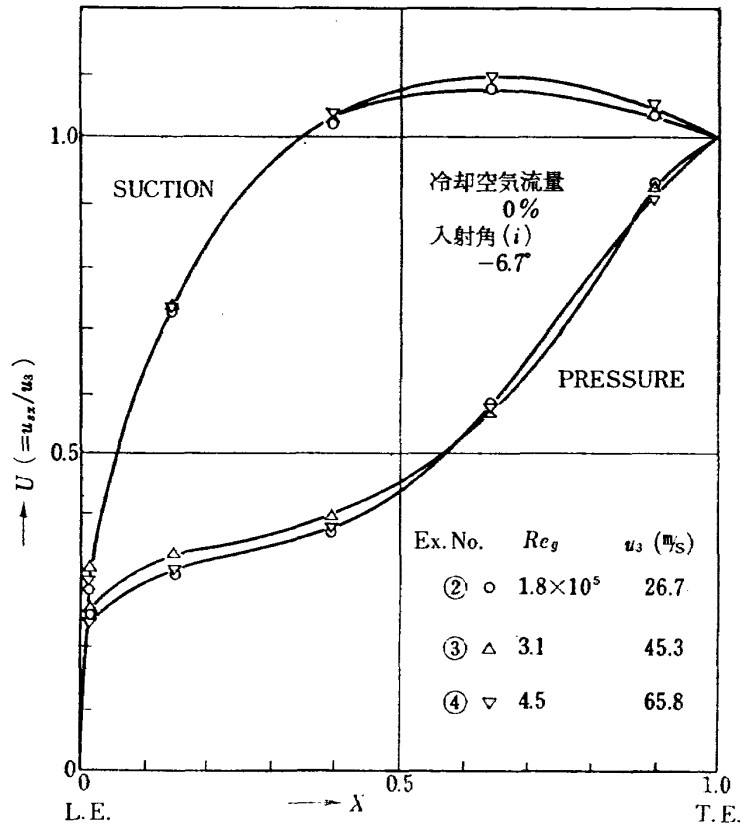


図 15 翼表面速度分布 (パラメータ  $Re_g$ )

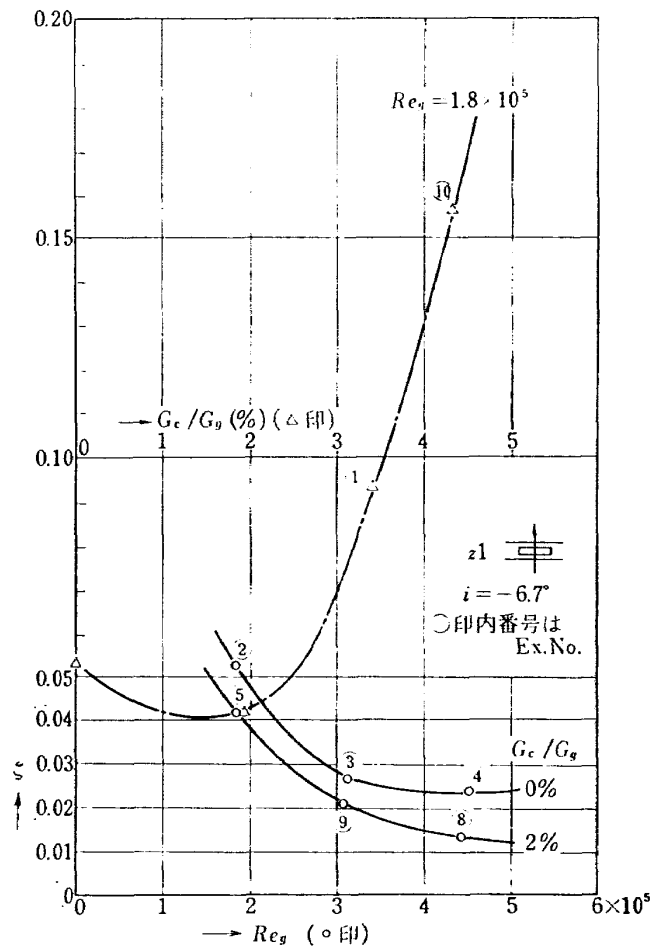


図 16 平均全圧損失係数

の結果である。これによると前縁部腹側に差が認められるがその他は顕著な差がない。これは前縁部が冷却翼のために鈍頭である（半径が翼弦長  $C$  の 6.6%）ことが一つの原因であろうと思われる。図 15 は冷却空気なしで入射角一定（ $-6.7^\circ$ ）のとき主流レイノルズ数を変えた場合（ $1.8 \times 10^5$ ,  $3.1 \times 10^5$ ,  $4.5 \times 10^5$ ）の結果である。実験の範囲ではほとんど変化がないとみなされる。

図 16 は供試翼列の全圧損失係数  $\zeta$  の実験結果を表わし、下図実線は  $\zeta$  と主流レイノルズ数  $Re_g$  の関係、上図一点鎖線は  $\zeta$  と冷却空気量の関係をそれぞれ示す。ただし結果はいずれも後縁吹出し穴中央のまうしろ（ $\alpha 1$ ）でトラバースした値である。主流のレイノルズ数が増大すると全圧損失係数はあまり変らない値に落ち着き、 $Re_g < 3 \times 10^5$  で翼面境界層は層流が支配的であると推察される。

一方後縁吹出しの流量が主流の重量流量の約 2% までは全圧損失係数を減少させる効果があるけれども吹出し流量がさらに多くなると全圧損失係数はかなり増大する。

さらに翼高方向の各位置における全圧損失係数を計測して翼列出口全体の平均値で前述と同様な考察をする目的で  $\alpha 1$ ,  $\alpha 2$ ,  $\alpha 3$  について（図 12 参照）平均値を算出したところほぼ同様な傾向を示す結果が得られた。

5.2 翼表面の温度分布

翼表面の温度は冷却効果の度合を示す次の温度差比（無次元値、冷却効率と呼ぶことにする） $\eta$  の形で比較検討をする。

$$\eta = (T_g - T_{bx}) / (T_g - T_{co}) \quad (5.5)$$

$\eta = 1$  は  $T_{bx} = T_{co}$  に対応し翼面温度が冷却空気入口温度に等しいことを意味し  $\eta = 0$  は  $T_{bx} = T_g$  に対応して主流入口温度に等しいことを意味する。したがって実際には常に  $0 < \eta < 1$  である。はじめに  $\eta$  の翼弦方向の分布について実験結果とその考察を行ない、次に温度分布に影響を及ぼすパラメータについての考察をする。

図 17, 18, 19 はそれぞれ主流のレイノルズ数が一定で冷却空気流量を変えた場合（図 17 では入射角の変化も含めた）の  $\eta$  分布である。翼弦方向に沿って

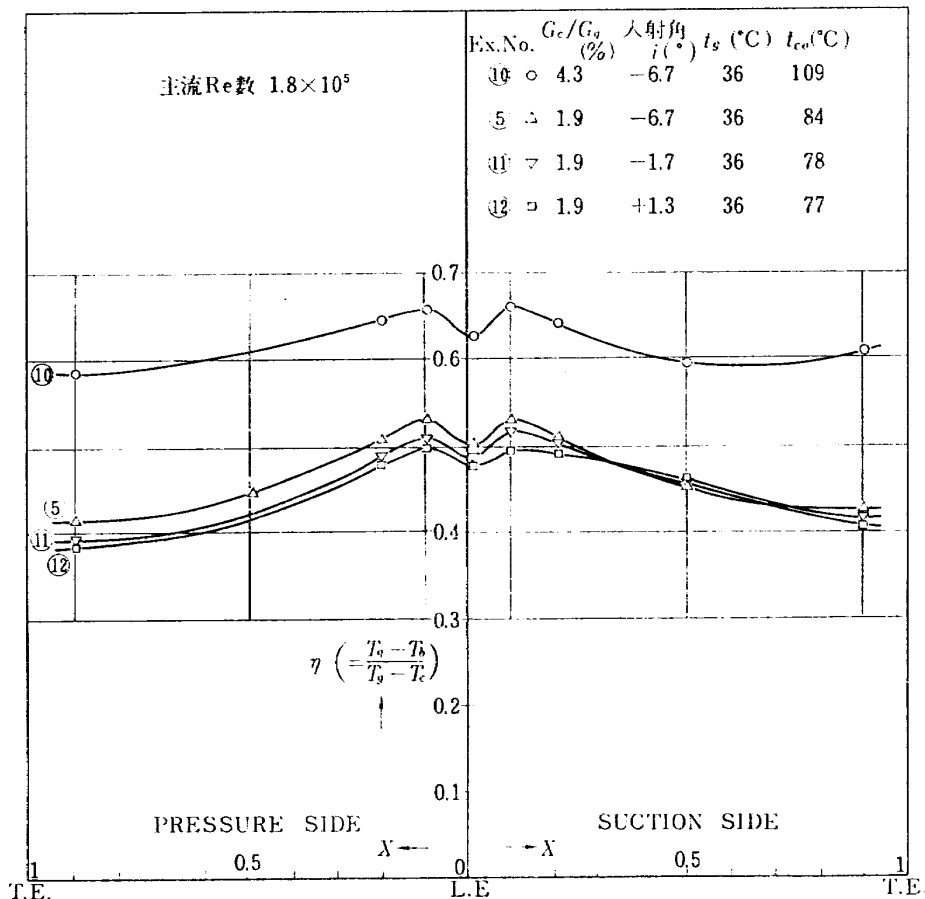


図 17 翼表面冷却効率の分布 (1)

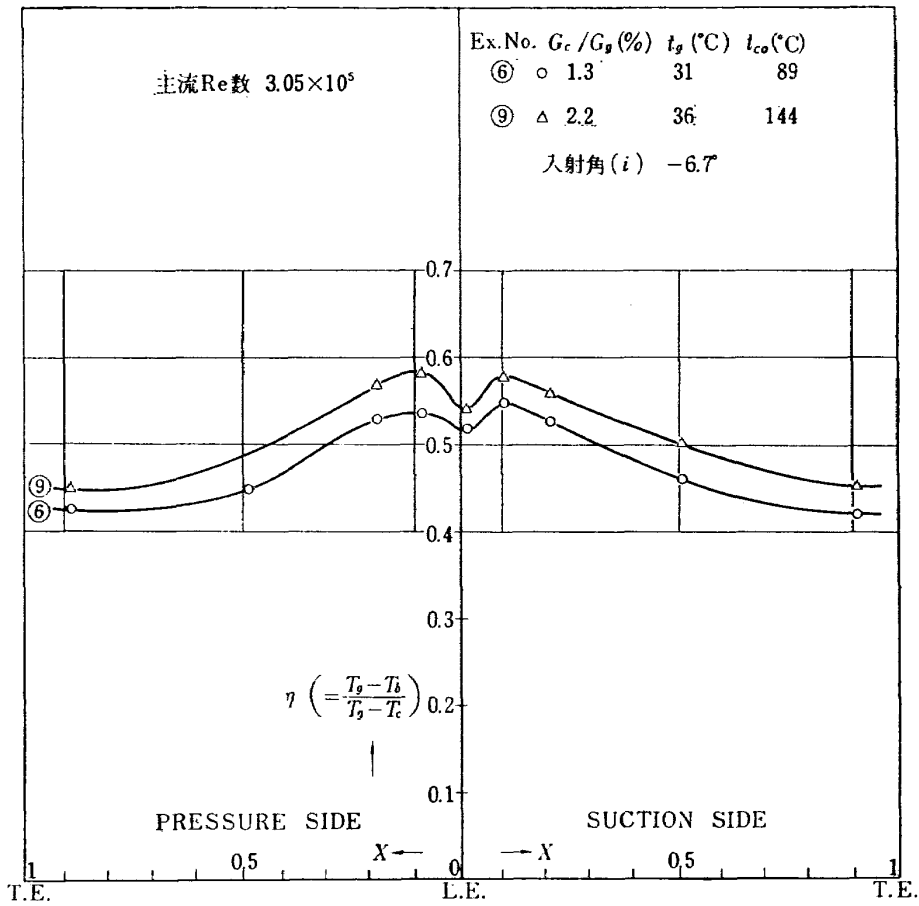


図 18 翼表面冷却効率の分布 (2)

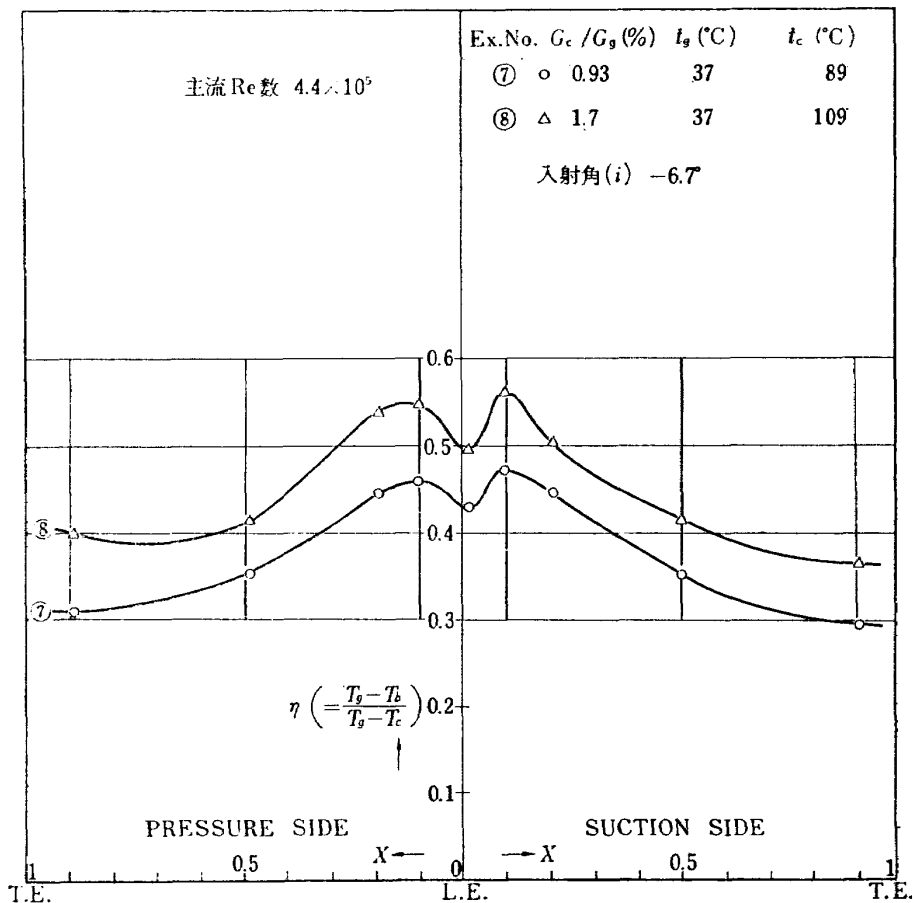


図 19 翼表面冷却効率の分布 (3)

の表面温度分布はこれらの図からこれまでの対流冷却方式による翼の多くに見られたスパン方向へ冷却空気を流す形式に比較して次のような特徴を持つと考えられる。(1)前縁部、後縁部における冷却効率の極端な低下がない、(2)冷却効率の値が全体的に高い(第6章参照)。

また  $\eta$  は  $G_c$  によって明らかに影響をうけるが、実験した入射角ではあまり  $\eta$  の変化がないことが見られる。さらに図 17, 18 (それぞれ  $Re_g=1.8 \times 10^5$ ,  $3.05 \times 10^5$ ) における温度勾配の大きさが図 19 ( $Re_g=4.4 \times 10^5$ ) の大きさに比して小さいことは翼表面での境界層は  $Re_g < 3.5 \times 10^5$  の範囲で層流が支配的であるという全圧損失係数の結果(図 16)を裏付けている。ここで温度計測値は翼表面熱電対が  $\pm 0.5 \text{ degC}$

( $\pm 20 \mu\text{V}$ ), 主流, 冷却空気用は  $\pm 1.3 \text{ degC}$  ( $\pm 50 \mu\text{V}$ ) の絶対誤差があるので  $\eta$  の最大相対誤差は 16% である。

次に温度分布に影響を及ぼすと考えられる因子のうち冷却空気と主流の比として重量流量比のほか温度比、翼列出口での全圧比、速度比などを実測値から算出して、各特性値間の関係を図 20 に示す。これによると重量流量比  $G_c/G_g$  に対して全圧比  $P_{tco}/P_{ti}$ ,  $P_{ij}/P_{ti}$ , 速度比  $u_j/u_2$  は図のように単調に増大する。また冷却空気の温度降下(実機の場合の温度上昇に対応する)  $(T_{co}-T_j)/(T_{co}-T_g)$  は 0 に漸近的に近づく。一方温度比  $T_{co}/T_g$  は  $G_c/G_g$  と関係なく任意に設定できる。したがって  $\eta$  に影響を与える冷却空気の特徴値で互いに独立な因子は重量流量比  $G_c/G_g$  と温度比  $T_{co}/T_g$  の二つであるとみなされる。

また冷却通路形状設計の際に問題となった冷却空気量はほぼ予想通り入口全圧比  $P_{co}/P_{ti}$  が 1 で  $G_c/G_g$  は 2% 流れていることが分った。

さてこの実験で温度分布に影響を与える因子のうち独立に可変なものは前記の二つ ( $G_c/G_g$ ,  $T_{co}/T_g$ ) と主流レイノルズ数 ( $Re_g$ ) および入射角 ( $i$ ) である。それぞれのパラメータと翼表面上の代表的な 3 点の冷却効率との関係を順に図 21, 22, 23, 24 に示す。図 21 から  $G_c/G_g$  の増加と共に  $\eta$  は単調に増大する。しかし増大の仕方は翼面位置によって異なる。すなわちデータが  $y=ax^b$  の曲線状に変化すると仮定して最小自乗法を適用すると最大相対誤差 16% で [1]  $\eta=0.444(G_c/G_g)^{0.218}$  [2]  $\eta=0.482(G_c/G_g)^{0.192}$  [5]  $\eta=0.320(G_c/G_g)^{0.432}$  となり、翼表面の算術平均  $\eta_m$  に関しては  $\eta_m=0.290(G_c/G_g)^{0.260}$  を得た。

図 22 は  $T_{co}/T_g$  が実験の範囲内 ( $1.10 < T_{co}/T_g < 1.35$ ) で  $\eta$  は温度比  $T_{co}/T_g$  の増大とともに  $\eta=0.05$  程度増大することを示す。実験番号⑦と⑩のデータが大きすぎていては図 21 から明らかなように  $G_c/G_g$  の影響のためである。

Hodge<sup>3)</sup>によれば  $\eta \propto (T_g/T_{co})^{-1/4}$  であり  $T_{co}/T_g=1.13$  のとき  $\eta_{1.13}=0.5$  とすれば  $T_{co}/T_g=1.35$  で  $\eta_{1.35}=0.555$  となる。翼型、冷却方式その他が Hodge の場合と違うけれども、 $T_{co}/T_g$  が小さくなると実験範囲で  $\eta$  がわずかに (0.05 程度) 減少することは良く一致していると考えられる。

図 23 では実験番号⑦と⑩のデータが  $G_c/G_g$  の影響でずれているとして徐くと、 $Re$  数による  $\eta$  の変化はあまり顕著な傾向が見出されないが翼表面位置 [5] において図 16 および図 19 から推論された翼面境界

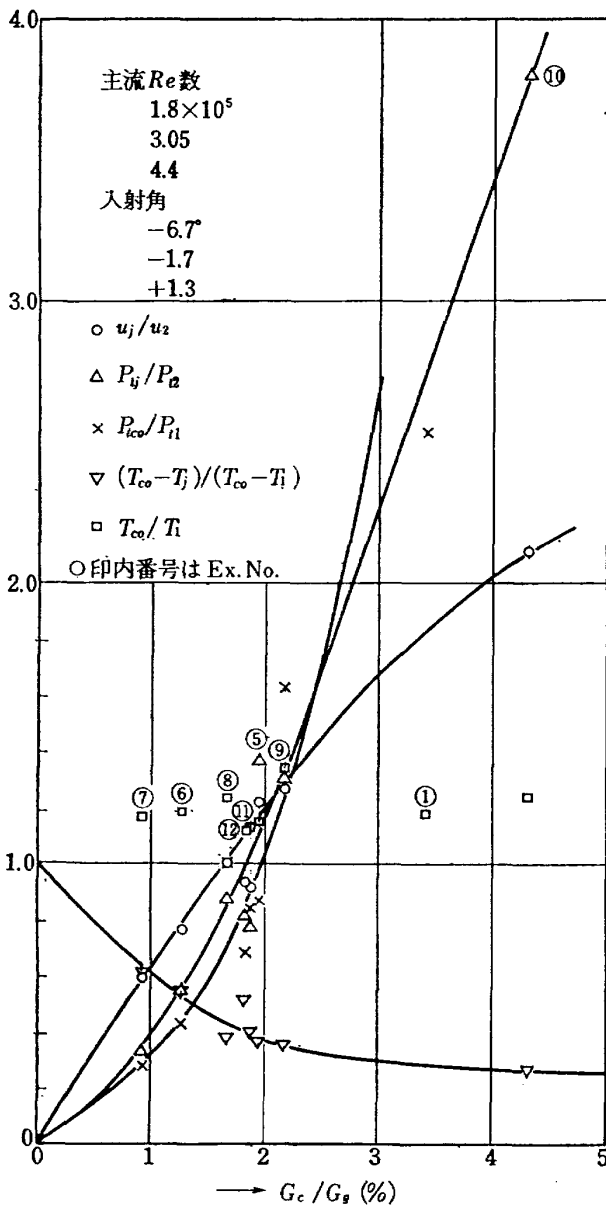


図 20 特性値間の関係

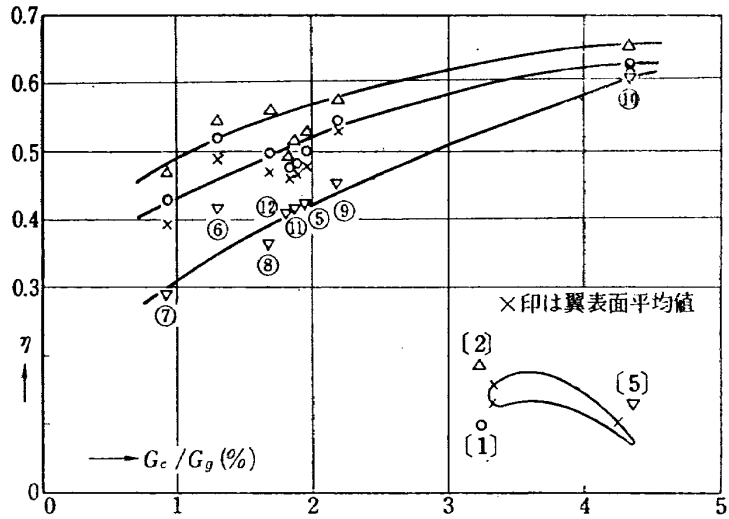


図 21 冷却空気量と冷却効率

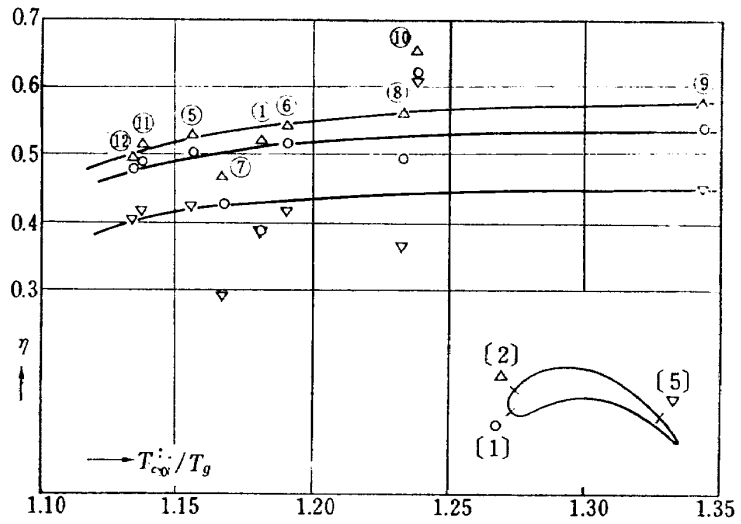


図 22 温度比と冷却効率

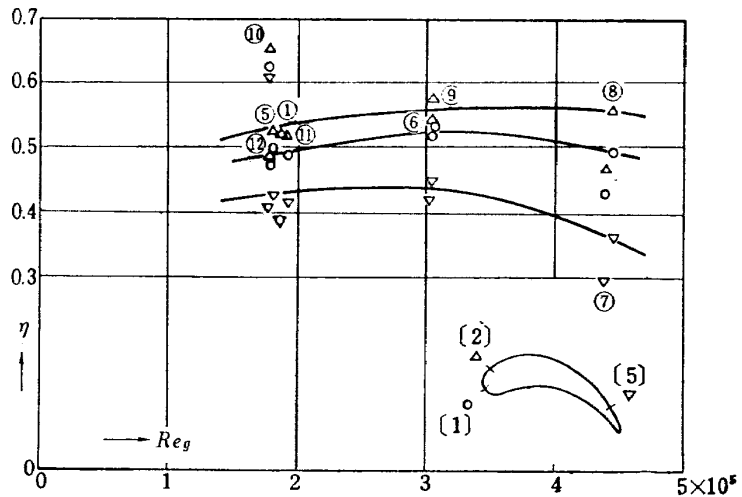


図 23 主流レイノルズ数と冷却効率

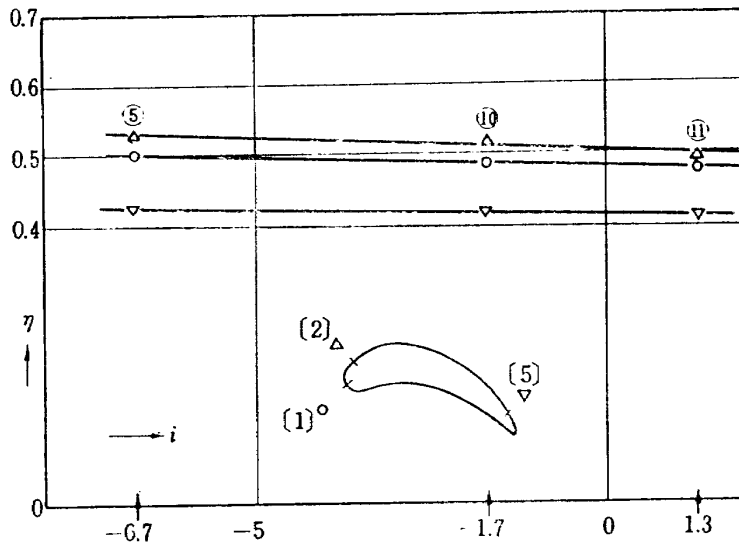


図 24 入射角と冷却効率

層の状態に対応して層流が支配的な領域で  $\eta$  はほとんど変化せず、乱流境界層の領域であるとみなされる  $Re$  数で  $\eta$  が低下している。

図 24 は入射角の影響が実験範囲 ( $-6.7^\circ < i < 1.3^\circ$ ) で微小なこと ( $\eta$  の偏差にして 0.02)、翼表面位置 [2] が最も入射角に影響される可能性を持つことなどを示している。

表 2 に本翼列実験における主要データを示す。翼列後方全圧全温分布、翼表面速度分布、翼表面温度分布はそれぞれグラフから容易に読みとれるので省略した。図 12 から図 24 までの図中○印内の番号は表 2 の Ex. No. と一致させてある。

### 6. 翼列実験の $\eta$ から実機の $\eta'$ への推定

二次元翼列試験で実機タービン翼をシミュレートしているのは翼型、翼配備、冷却方式と形状、および主流レイノルズ数、冷却空気の重量パーセントなどである。作動流体の温度、圧力レベルとそれらの三次元的分布、表面粗さ、翼の支持方法など、多くの点で異なっているが、実機翼の翼高方向に垂直な断面（特に翼高さの中央付近）における温度分布は翼列実験の結果にいくつかの補正を加えれば適用できると考えられる。

表面粗さと熱伝達率に関しては今のところきわめて単純なモデル<sup>(18)(19)</sup>か又は一様なメッシュサイズの比較的粗い粒で形成される表面についての報告がある程度で、目視では区別できないような金属の表面粗さについては、熱伝達率に与える影響が微小であると考えられるから補正の必要はない。

作動流体の温度、圧力レベルの違いは物性値の補正、マッハ数の補正を必要とする。また作動流体の乱流レベルの違いは明らかに乱流遷移点の移動と熱伝達率の差異を生ずるので補正すべき因子である。

#### 6.1 物性値の補正

冷却翼が薄肉の場合に厚さに直角方向の熱流を無視すれば熱流に関して次の式が成り立つ。

$$H = \alpha_g s_g (t_g - t_b) = \alpha_c s_c (t_b - t_c) \quad (6.1)$$

ここに  $s_g$ : ガス側の微小伝熱面積

$s_c$ : 冷却空気側の微小伝熱面積

また定義より

$$\eta = (t_g - t_b) / (t_g - t_c) \quad (6.2)$$

両式から翼列実験の  $\eta$  に対して次式が得られる。

$$\eta = 1 / \{1 + (\alpha_g s_g) / (\alpha_c s_c)\} \quad (6.3)$$

同様に実機の  $\eta'$  に対して次式が成り立つ。

$$\eta' = 1 / \{1 + (\alpha_g' s_g') / (\alpha_c' s_c')\} \quad (6.4)$$

翼型が相似の場合明らかに

$$s_g / s_c = s_g' / s_c' \quad (6.5)$$

であるから実機推定値  $\eta'$  は次式で表わされる。

$$\eta' = \phi / (1/\eta - 1 + \phi) \quad (6.6)$$

ここに  $\phi$ : 補正パラメータ

$$\phi = (\alpha_g / \alpha_g') (\alpha_c' / \alpha_c) \quad (6.7)$$

補正パラメータ ( $\phi$ ) は各熱伝達率の比として表わされるが、翼面での熱伝達を乱流で考えると次式が与えられる。

$$Nu_x = K \cdot Re_x^{0.8} \cdot Pr^{1/3} \quad (6.8)$$

ここに  $K$ : 定数

$Nu_x$ : 局所ヌセルト数 ( $\alpha_x x / \lambda$ )

$Re_x$ : 局所レイノルズ数 ( $u_x x / \nu$ )

表 2 翼列実験データ

Ex. No.	①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪	⑫
$Re_f \times 10^{-5}$	1.88	1.81	3.10	4.50	1.81	3.04	4.39	4.41	3.05	1.78	1.93	1.80
$G_c/G_\theta$ (%)	3.43	0	0	0	1.95	1.29	0.925	1.67	2.19	4.33	1.87	1.85
$i$ (°)	-6.7	-6.7	-6.7	-6.7	-6.7	-6.7	-6.7	-6.7	-6.7	-6.7	-1.7	+1.3
$T_{co}/T_\theta$	1.18	—	—	—	1.16	1.19	1.17	1.23	1.34	1.24	1.14	1.13
$t_1 [=t_\theta]$ (°C)	27.82	33.85	32.31	32.71	35.85	31.11	37.01	36.86	36.25	35.77	35.67	35.85
$P_{t1}$ (mmAq)	33.0	43.0	121.0	254.0	43.0	122.0	252.7	252.0	122.0	42.3	48.7	43.0
$P_{s1}$ (mmAq)	30.0	37.0	106.5	222.0	37.0	106.0	221.1	221.9	106.8	37.0	42.3	37.0
$u_1$ (m/s)	7.09	10.1	15.6	23.1	10.1	16.4	23.1	22.6	16.2	9.52	10.5	10.2
$G_\theta$ (kg/s)	0.188	0.262	0.411	0.613	0.262	0.431	0.602	0.589	0.416	0.244	0.268	0.260
$t_{co}$ (°C)	81.43	—	—	—	83.88	88.81	88.69	109.3	143.7	109.2	78.00	76.96
$P_{tco} [=P_{aco}]$ (mmAq)	83.7	—	—	—	37.4	53.7	73.0	274.1	199.3	267.1	40.9	29.5
$G_c$ (kg/s)	0.00644	—	—	—	0.00510	0.00553	0.00557	0.00982	0.00912	0.0105	0.00501	0.00481
$t_f$ (°C)	27.99	—	—	—	66.23	57.57	56.82	82.37	105.5	89.88	61.08	55.68
$P_{t,f}$ (mmAg)	30.5	—	—	—	56.0	65.0	73.0	217.0	160.0	160.0	38.0	35.0
$P_{s,f}$ (mmHg) [ $P_{s3}=P_{s8}=P_a$ ]	757.7	757.2	758.7	758.7	758.7	756.2	756.2	756.2	753.1	753.1	753.1	753.1
$u_f$ (m/s)	22.7	—	—	—	32.5	34.7	38.9	65.6	58.3	57.1	26.7	25.4
$P_{t3}$ (mmAq)	33.0	42.0	121.0	254.0	41.0	119.0	248.0	248.0	122.0	42.0	49.0	43.0
$u_3$ (m/s)	23.6	26.8	45.4	65.8	26.6	45.4	65.6	65.6	46.0	27.0	29.2	27.3
$P_{t3}$ (mmAq)	32.8	41.7	120.5	254.0	42.5	120.8	252.8	254.0	122.2	41.8	48.8	42.3
$u_8$ (m/s)	22.4	26.7	45.3	65.8	27.1	45.8	66.2	66.3	46.1	27.0	29.1	27.1
$\eta_{teq}$	—	—	—	—	0.501	0.518	0.429	0.496	0.541	0.626	0.488	0.479
$\eta_m$	—	—	—	—	0.480	0.490	0.475	0.471	0.530	0.627	0.472	0.463

したがって局所熱伝達率を温度、圧力、および燃焼ガスの空燃比の関数として算定できる物性値で表わすと次のようになる。

$$\alpha_x = c_1 x^{-0.2} \mu^{0.8} \lambda^{2/3} \mu^{-7/15} \gamma^{0.8} c_p^{1/3} \quad (6.9)$$

ここに  $c_1$ : 定数

この式から  $\phi$  を計算するとき、翼型が相似であることから長さに関する項は消去されて次のようになる。

$$\begin{aligned} \phi &= (u_g u_c' / u_g' u_c)^{0.8} (\lambda_g \lambda_c' / \lambda_g' \lambda_c)^{2/3} \\ &\times (\mu_g \mu_c' / \mu_g' \mu_c)^{-7/15} (\gamma_g \gamma_c' / \gamma_g' \gamma_c)^{0.8} \\ &\times (c_{pg} c_{pc}' / c_{pg}' c_{pc})^{1/3} \end{aligned} \quad (6.10)$$

(6.10)式より翼面上の着目している位置における温度、圧力、流速、空燃比がわかれば  $\phi$  は計算できる。

さらに着目している位置の主流側、冷却空気側の  $Re$  数がそれぞれ等しい場合 ( $Re_g = Re_g'$ ,  $Re_c = Re_c'$ ) を考えると (6.8) 式から次式が導かれ、

$$\alpha_x = c_2 Re_x^{0.8} x^{-1} \lambda^{2/3} \mu^{1/3} c_p^{1/3} \quad (6.11)$$

ここに  $c_2$ : 定数

$Re$  数が等しいこと、長さに関する項が消去されることを考慮すると  $\phi$  は次式のようになる。

$$\begin{aligned} \phi &= (\lambda_g \lambda_c' / \lambda_g' \lambda_c)^{2/3} (\mu_g \mu_c' / \mu_g' \mu_c)^{1/3} \\ &\times (c_{pg} c_{pc}' / c_{pg}' c_{pc})^{1/3} \end{aligned} \quad (6.12)$$

ここで物性値  $\lambda$ ,  $\mu$ ,  $c_p$  は空気、燃焼ガスともに高圧、高温の状態でも高温タービン実験で問題にする圧力の範囲では圧力の影響を無視できるので (文献 20 の対応状態原理法参照)、温度、空燃比による依存性のみを考えて求めることができる。

これからの補正が有効であるための条件をまとめると次のようになる。

- (1) 関係する二種の冷却翼は翼型、翼配備が同じであること。
- (2) 主流側から冷却空気側または逆方向への熱流が翼弦方向への伝導による熱流に比して大きいこと、すなわち (6.1) 式が成り立つ領域 (たとえば前縁よどみ点の近傍のように翼弦方向の温度勾配が微少な位置) であること。
- (3)  $\eta$  の定義(6.2) 式中の  $t_c$  は入口温度  $t_{c0}$  に統一しているが、(6.1) 式中の  $t_c$  は着目する位置の冷却空気の温度  $t_{cx}$  である。したがって  $t_{cx} = t_{c0}$  が成り立つ領域 (供試翼の場合は前縁よどみ点の近傍) であること。
- (4) 主流側、冷却空気側ともに乱流熱伝達であること、すなわち (6.8) 式が成り立つこと。

これらの条件が十分に満足されるのは前縁よどみ点付近に限定されるが近似的には翼弦方向の平均値に関しても考える補正であるから、平均値の場合につい

て次のように温度条件を設定して補正パラメータ ( $\phi$ ) を試算してみる。

タービン入口温度:  $t_g = 30^\circ\text{C}$   $t_g' = 1150^\circ\text{C}$

冷却空気入口温度:  $t_c = 100^\circ\text{C}$   $t_c' = 500^\circ\text{C}$

翼表面平均冷却効率:  $\eta_m = 0.45$   $\eta_m' = 0.4$

(6.9) 式のような伝熱計算の場合、物性値はそれぞれ膜温度 (主流温度と壁面温度の算術平均) における値をとるためまず膜温度を算出する。

主流膜温度:  $t_{gf} = 46^\circ\text{C}$   $t_{gf}' = 1020^\circ\text{C}$

冷却空気膜温度:  $t_{cf} = 74^\circ\text{C}$   $t_{cf}' = 760^\circ\text{C}$

燃焼ガスの物性値は軽油 ( $\text{C}_n\text{H}_{2n}$ ) の値で近似した<sup>21)</sup>。以下は各物性値の算定結果である。

熱伝導率 (kcal/mh $^\circ\text{C}$ )  $\lambda_g$ : 0.02379,  $\lambda_c$ : 0.02561,  
 $\lambda_c'$ : 0.05934,  $\lambda_g'$ : 0.06976

粘性係数  $\times 10^6$  (kg s/m $^2$ )  $\mu_g$ : 1.980,  $\mu_c$ : 2.113,  
 $\mu_c'$ : 4.364,  $\mu_g'$ : 5.039

比熱 (kcal/kg $^\circ\text{C}$ )  $c_{pg}$ : 0.240,  $c_{pc}$ : 0.241,  
 $c_{pc}'$ : 0.274,  $c_{pg}'$ : 0.298

これらの値を (6.12) 式に代入して  $\phi = 0.770$  を得る。この値と  $\eta_m = 0.45$  を (6.6) 式に代入すれば  $\eta_m' = 0.386$  となり、約 14% の低下をきたす ( $0.385/0.45 = 0.858$ )。

さらにもう一つの例について同様な補正計算を行なう<sup>22)</sup>。参照すべき膜温度は  $t_{gf} = 220^\circ\text{C}$ ,  $t_{cf} = 125^\circ\text{C}$ ,  $t_{cf}' = 750^\circ\text{C}$ ,  $t_{gf}' = 975^\circ\text{C}$  である。

$$\phi = 1.007, \eta_m' = 0.452 \quad (\eta_m = 0.45)$$

これらの例から翼列実験における温度レベルと実機の温度レベルの差が大きいとき物性値の補正量がつねに大きくなるとは限らない。各実験毎に補正を行なうべきである。図 25 は (6.6) 式を図にしたもので  $\phi$  が 1 に近いほど補正量は小さいことを示している。

## 6.2 マッハ数の補正

対応する二つの流れにおいてマッハ数が異なる場合すなわち圧縮性の影響を考慮した場合の熱伝達率は、圧縮性流体の境界層を扱ったテキストに容易に見出されるが、たとえば文献 23) の第 3 章によれば熱伝達率とマッハ数の関係に対して近似式としては次式を与えている。

$$\Psi = \left[ \frac{1}{4} \left\{ \left( \frac{T_b}{T_g} \right)^{1/2} + 1 \right\}^2 + \frac{1}{6} r \frac{\kappa - 1}{2} \left( \frac{M_g}{\epsilon} \right)^2 \right]^{-1} \quad (6.12)$$

ここに  $\Psi$ :  $St/St_0$

$St$ : スタントン数 (=  $Nu/Re \cdot Pr$ )

$St_0$  は表面に垂直な方向に圧力勾配がなく、密度の変化もない場合、いいかえればマッハ数が 0 に近い時



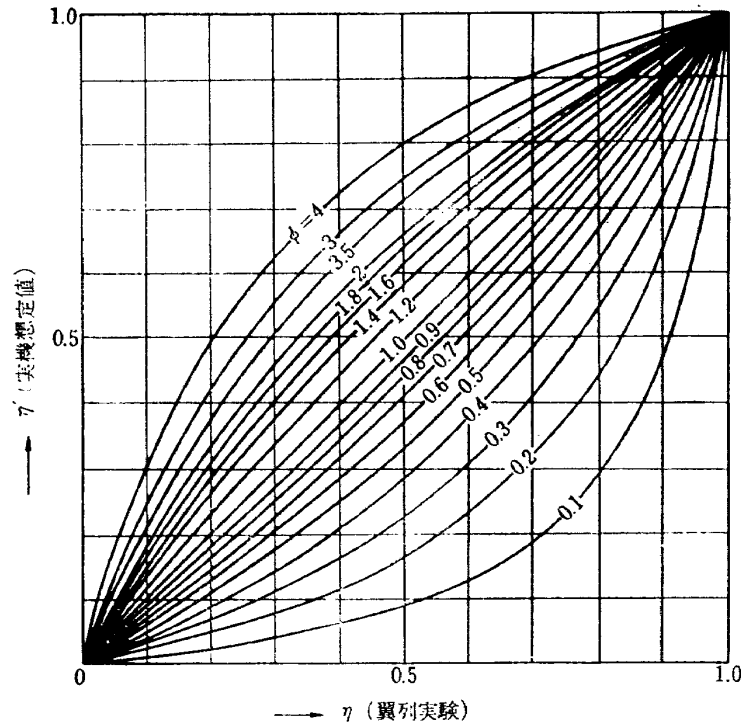


図 25 冷却効率 η の補正

の Stanton 数である。したがって低速風洞実験の場合の Stanton 数に相当するものとみなしてよい。

$T_b$ : 壁面温度 (°K)

$T_g$ : 境界層外の主流静温 (°K)

$r$ : 回復係数

$\kappa$ : 比熱比

$M_g$ : 境界層外の主流マッハ数

$\epsilon$ : 温度境界層厚さの速度境界層厚さに対する比  
 実機で規定される主流のマッハ数は 1 を超えないので  $M_g=1$  の場合について  $\Psi$  を計算する。ここで  $T_b$  は断熱壁温度で近似し、 $Pr=1$  の場合  $\epsilon=1$  (空気の場合  $Pr=0.71$  で  $\epsilon$  は 1 よりわずかに大きい) である。また乱流の場合  $r=Pr^{1/3}$  である。このような仮定をもとに (6.12) 式を整理すると次式のようになる。

$$\Psi = \left[ \frac{1}{4} \left\{ \left( 1 + \frac{\kappa-1}{2} Pr^{1/3} M_g^2 \right)^{1/2} + 1 \right\}^2 + \frac{\kappa-1}{12} Pr^{1/3} M_g^2 \right]^{-1} \quad (6.13)$$

したがって前節 6.1 と同じ条件で (6.13) 式より  $\Psi$  を算出する。

	主流側	冷却空気側
参照温度 (°C)	1020	760
比熱比 $\kappa$	1.299	1.334
プラントル数	0.758	0.711
$\Psi$	0.918	0.911

一方  $St=Nu/Re \cdot Pr$ ,  $Nu=\alpha x/\lambda$  の定義と (6.7) 式より補正パラメータ ( $\phi$ ) は次式で表わされる。

$$\phi = \frac{(St_g Pr_g \lambda_g)}{(St_g' Pr_g' \lambda_g')} \times \frac{(St_c' Pr_c' \lambda_c')}{(St_c Pr_c \lambda_c)}$$

すなわち

$$\phi = \frac{\Psi_c / \Psi_g \cdot (Pr_g \cdot Pr_c')}{(Pr_g' Pr_c)} \times \frac{(\lambda_g \lambda_c')}{(\lambda_g' \lambda_c)} \quad (6.14)$$

したがって  $\phi=0.742$  を得る。また (6.6) 式より  $\eta=0.45$  のとき  $\eta'=0.378$  となる。

式 (6.13), (6.14) から明らかのようにマッハ数の熱伝熱率に及ぼす影響を考察する場合には物性値の違いが同時に入ってくる。前節の物性値のみに関する補正の結果と比較すると 2.1% ( $0.378/0.386=0.979$ ) しか変わらないことと  $\Psi_c/\Psi_g=0.992$  であることを考慮するとマッハ数単独の影響は  $M_g < 1$  でほとんど無視できる範囲であると考えられる。

### 6.3 乱流レベルの補正

本翼列実験における主流の乱れは最大 3% (付録 1 参照) であるが高温タービン試験体<sup>19)</sup>の非燃焼状態では最大 12%の乱流レベルに達する。また燃焼状態での乱れはいまのところ実測が困難であるため定量的に分らないし、燃焼させることによって乱流レベルを増大させる要素と減少させる要素のいずれも考え得るので定性的な推論さえも困難である。

いずれにしても乱流レベルは翼列実験と実機でこの場合明らかに相異なる。その上実機での主流の乱れは

燃焼器の構造にも依存して本質的に二次元流れにおける乱れの構成とは異なっている。したがって乱流レベルの違いによる熱伝達率の補正の問題は翼列実験でも燃焼器模型を主流の翼列入口に入れて補正の必要をなくするか主流の乱流レベルを種々変えて系統的にデータをとることが必要であろうと考えられる。文献 24) における J. Kestin の総括によれば乱流レベルは境界層の挙動に影響を及ぼし、乱流レベルが大きいと乱流への遷移が低いレイノルズ数で起り、かつ主流の流れ方向に圧力勾配がある場合には同じレイノルズ数でもヌセルト数すなわち熱伝達率が大きくなる。したがって定性的には次のように推論できる。すなわち主流側、冷却空気側のレイノルズ数が実機の場合と翼列実験の場合についてそれぞれ互いに等しいとし、さらに冷却空気側の乱流レベルが互いに等しいと仮定すれば、実機の場合の主流側翼表面境界層は翼列実験の場合よりも乱流への遷移が早くなり、熱伝達率が大きくなるため冷却効率  $\eta$  は低下する。翼表面全体にわたって乱流レベルの違いについての議論は前述のようにさらに実験を必要とするが、前縁部よみ点付近について文献 24) の円柱の場合の結果を適用すれば、(6.1) 節で用いた条件での円柱に相当するレイノルズ数（翼列入口速度  $u_1$ 、前縁部直径  $d_1$  で定義する）は  $8.8 \times 10^3$  であり  $T_u > 7\%$  のとき  $Nu_g' = 73$ 、 $T_u < 3\%$  のとき  $Nu_g = 62$  を得る。したがって

$$\alpha_g/\alpha_g' = Nu_g/Nu_g' \cdot d_1'/d_1 \cdot \lambda_g/\lambda_g' \quad (6.15)$$

$$\alpha_c'/\alpha_c = Nu_c'/Nu_c \cdot d_1/d_1' \cdot \lambda_c'/\lambda_c \quad (6.16)$$

の二式と (6.7) 式より  $Nu_c' \doteq Nu_c$  とすれば

$$\phi = Nu_g/Nu_g' \cdot (\lambda_g \lambda_c') / (\lambda_g' \lambda_c) \quad (6.17)$$

となり  $\phi = 0.671$  を得る。ここで  $\eta = 0.45$  とすれば (6.6) 式より  $\eta' = 0.354$  である。

よどみ点付近では想定する実機の場合、ヌセルト数が約 18% ( $73/62 = 1.178$ ) 大きくなること、物性値のみの補正をした結果に比してさらに約 8% ( $0.354/0.386 = 0.917$ ) 低下することを考慮すると乱流レベルの違いによる補正は明らかに重要な要因である。

#### 6.4 翼表面平均熱伝達率

第 6 章で考察してきた補正は主流側翼表面の熱伝達を近似的に平板の乱流熱伝達であるとした (式 (6.8) 参照)。しかし翼表面全体の平均熱伝達率は一般に  $Nu \propto Re^a$  の形において ( $a = 0.8$  は (6.8) 式に相当する) 0.463 とか<sup>3)</sup> 0.72 とか<sup>25)</sup> の例が報告されているように翼型、翼配備、静翼か動翼かなどによって異なる。そこで本実験の場合の指数  $a$  はどの程度であるかを次のようにして計算してみる。

はじめに供試冷却翼における熱の流れは図 26 のようになっていると考えられる。したがって主流側翼表面での伝熱量から次式が得られる。

$$H_g = \alpha_{gm} \cdot S_g (t_{bm} - t_g) \quad (6.18)$$

また熱移動量の保存から次式が成り立つ。

$$H_{co} = H_g + H_j + H_i \quad (6.19)$$

ここに  $H_{co}$ : 冷却空気入口での熱流量

$H_j$ : 後縁吹出し空気の熱流量

$H_i$ : 風胴の周囲へ伝導で移動する熱量

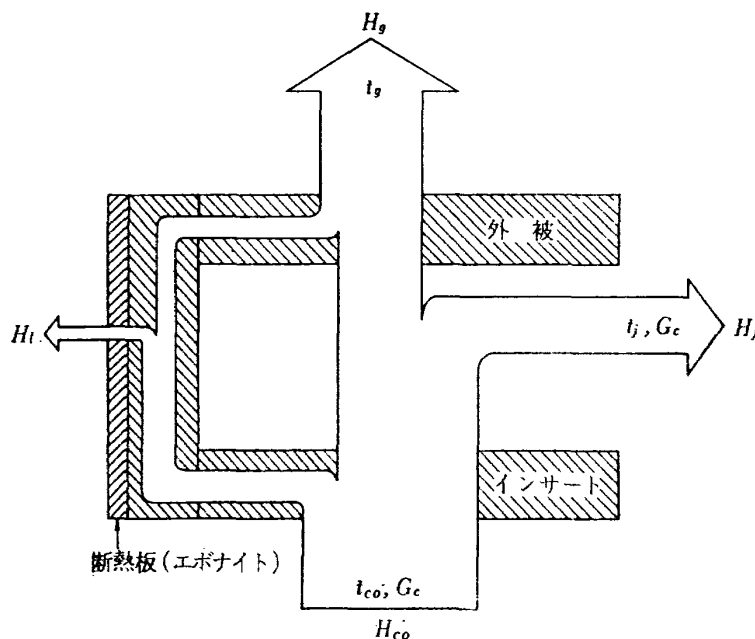


図 26 翼列実験における熱の流れ

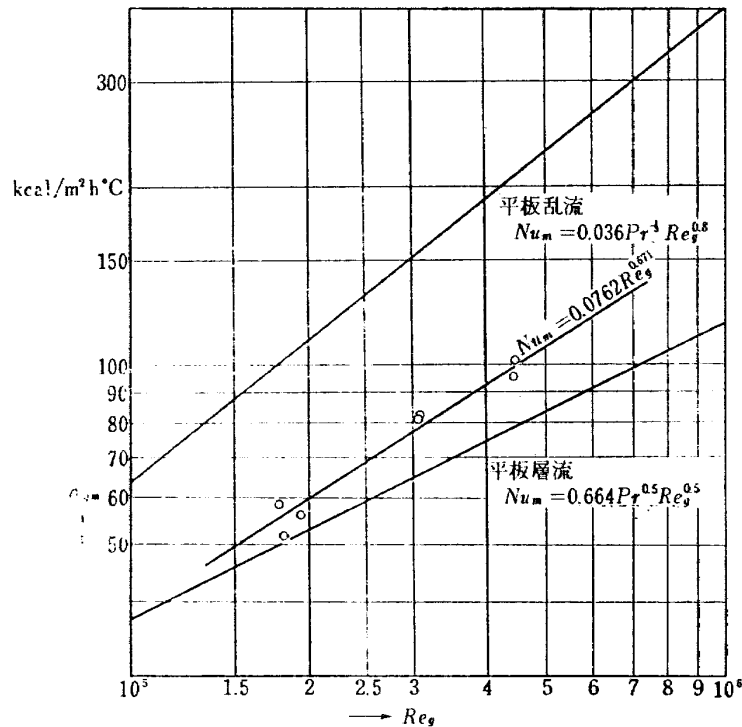


図 27 翼表面平均熱伝達率

伝導損失熱量  $H_L$  は直接測定していないが、断熱板が供試翼の両端に入れてあることから無視できるとみなせば (6.18) 式, (6.19) 式より翼表面平均熱伝達率  $\alpha_{gm}$  が得られる。計算結果を各々の場合の主流レイノルズ数に対してプロットすると図 27 のようになる。この結果から最小自乗法により実験式を求めると次のようになる。

$$\alpha_{gm} = 0.0157 Re_g^{0.675} \quad (6.20)$$

$$Nu_m = 0.0762 Re_g^{0.671} \quad (6.21)$$

図 27 には比較のために平板の平均熱伝達率を層流と乱流の場合について入れた。これによると本翼列実験の場合の平均熱伝達率は平板層流熱伝達率の値に近い。実機の場合には境界層の乱流遷移が早くしたがってレイノルズ数の指数も異なって 0.67 はさらに 0.8 に近づくとも推察される。

### 6.5 補正に関する補遺

翼列実験で得られた翼表面温度分布から翼型, 翼配備, 冷却方式, 主流レイノルズ数, 冷却空気レイノルズ数などが等しい想定実機の温度分布を推定するために, 前節まで熱伝達率に影響を及ぼす因子について考察し, 物性値に関する補正, 乱流レベルに関する補正が必要であると推論した。どちらも考え方として 6.1 節で述べた補正パラメータ  $\phi$  を用いて議論したわけであるが, 前節 6.4 で述べたように翼表面の各位置における熱伝達は一般に  $Nu \propto Re^{0.8}$  の関係とは限ら

ない。したがって前もって  $Nu \propto Re^a$  の関係において  $a$  の値を求めた上で補正を行なう方が物性値の補正については精度が高いと思われる。乱流レベルの補正については同一レイノルズ数における乱流レベルとヌセルト数の関係を供試翼列についてあらかじめ求めておくか, または想定燃焼器模型を翼列入口に入れることによって実機で予想される乱流レベルに等しい状態を設定して実験をする方法が必要であると思われる。

さらに実機の場合にはディスク・ケーシングなどへの伝導熱が無視できないこと, 翼列入口での圧力, 温度分布が半径方向, 円周方向に一樣でないことを考慮すると特に低いアスペクト比の翼についての補正はかなり困難である。

## 7. 結 論

供試冷却翼の空力的性能としては以下にまとめた実験範囲内で次のような結果が得られた。

主流レイノルズ数 ( $Re_g$ )  $1.8 \times 10^5 \sim 4.4 \times 10^5$

冷却空気流量 ( $G_c/G_g$ )  $0 \sim 4.3\%$

主流入射角 ( $i$ )  $-6.7, -1.7, 1.3$

- (1) 後縁吹出しジェットは翼高方向にはほぼ一様に流出し, ジェットの全圧分布は主流に影響されない。
- (2) 翼表面速度分布は冷却空気流量, 主流のレイノルズ数にほとんど影響されない。

- (3) 後縁吹出し穴直後 ( $x=1$ ) についての全圧損失は入射角一定 ( $-6.7^\circ$ ) のとき主流レイノルズ数と冷却空気流量に依存する。レイノルズ数が増大すると全圧損失は減少するが  $Re_g > 3 \times 10^5$  ではあまり大きな変化がない。冷却空気量が増すと重量流量比で約 2% まで全圧損失は減少するが、さらに冷却空気量が多くなるとかなり全圧損失が増大する。

次に冷却翼の温度分布と冷却効果に関する結果について述べる。

- (4) 前縁におけるインピンジ冷却の効果が大きく ( $\eta \approx 0.5$ )、翼弦中央のチャンネルフローと後縁吹出しの効果によって、後縁における冷却効率の極端な低下がない。
- (5) 冷却効率の実測値が対流冷却方式でこれまで得られている値よりも全体に高い。
- (6) 翼列実験における冷却効率の結果を想定する実験条件における値に補正することは節 6.5 で述べたように種々の困難さを伴うが、次のような結果を得た。

- (a) 物性値の補正は温度レベルの差が大きいほど必要であるとは限らないが、本実験に関して行なった例では約 15% の低下をみた (6.1 節参照)。
- (b) マッハ数の補正は流れがマッハ数 1 を超えない範囲でほとんど無視できる (6.2 節参照)。
- (c) 乱流レベルの補正は一般に無視できない量であり、例として乱流レベルが 3% 以下から 7% 以上の場合へ補正した場合には約 8% の低下をみる (6.3 節参照)。
- (7) 本実験で冷却効率に影響を及ぼすと考えられる因子のうちで互いに独立に変えられるものは主流レイノルズ数 ( $Re_g$ )、入射角 ( $i$ )、冷却空気流量比 ( $G_c/G_g$ )、と温度比 ( $T_{co}/T_g$ ) であった。以下順に結果を述べる。

- (a) 主流レイノルズ数は翼表面境界層が層流になるか乱流になるかによって大きな影響があるとみなされ、定性的にはレイノルズ数が増大すると冷却効率は低下するがここでは定量的な関係を得るには至らなかった。
- (b) 入射角が大きくなると冷却効率はわずかに減少する ( $d\eta \approx 0.03$ ) が前縁付近でその影響が相対的に大きい。しかし実験範囲では無視できる量である。
- (c) 冷却空気流量が増加すると冷却効率は向上し

翼表面位置によって影響される度合がわずかに異なるが翼表面全体の平均値で考えると次のような近似式が得られた。

$$\eta_m = 0.29 (G_c/G_g)^{0.25}$$

- (d) 温度比の冷却効率に及ぼす影響は実験範囲がせまいために実験式を得るまでには至らないが温度比の増大とともに  $\eta$  は 0.05 程度増大する。定性的には  $T_{co}/T_g$  が大きいほど冷却効率は向上するとみなされる。
- (8) 翼表面全体についての熱伝達率はこの実験の場合次のような実験式で表わされる。

$$\alpha_{gm} = 0.0157 Re_g^{0.676}$$

$$Nu_m = 0.0762 Re_g^{0.671}$$

なお代表寸法は翼弦長  $C$  をとった。また実験範囲でのプラントル数は約 0.706 で一定であった。

### 付録 1 低速風洞の特性

この実験に使用した低速風洞に固有の乱れと吹下げは次のような手順であらかじめ測定した。

はじめに乱れの測定は定温型熱線風速計 (DISA 55 A01 プロブ 55A22) により次式から算出した。

$$T_u = \sqrt{u'^2} / u \quad (A.1)$$

$$T_u = 4V \cdot V_{RMS} / (V^2 - V_0^2) \quad (A.2)$$

ここに  $V_{RMS}$ : 変動成分の実効値

$V_0$ : 風速 0 における出力電圧

$V$ : 平均風速  $u$  における出力電圧

$u'$ : 風速変動成分

$u$ : 平均風速

(A.2) 式は次のようにして導入できる。

King の式より出力電圧  $V$  と風速  $u$  の関係は

$$V^2/R = (A + B\sqrt{u})(T - T_a) \quad (A.3)$$

ここに  $R$ : 熱線の動作抵抗

$T$ : 熱線の表面温度

$T_a$ : 流体の温度

$A, B$ : 定数 (流体の性質による)

ここで  $T = \text{一定}$  であるから  $R = \text{一定}$ 、また  $T_a = \text{一定}$  のもとでは (A.3) 式は次のようになる。

$$V^2 = V_0^2 + k\sqrt{u} \quad (A.4)$$

ここに  $k$ : 定数  $B(T - T_a)R$

これを变形して

$$u = (V^2 - V_0^2)^2 / k^2 \quad (A.5)$$

上式の対数をとって全微分すれば次式となる。

$$du/u = 4 V dV / (V^2 - V_0^2) \quad (A.6)$$

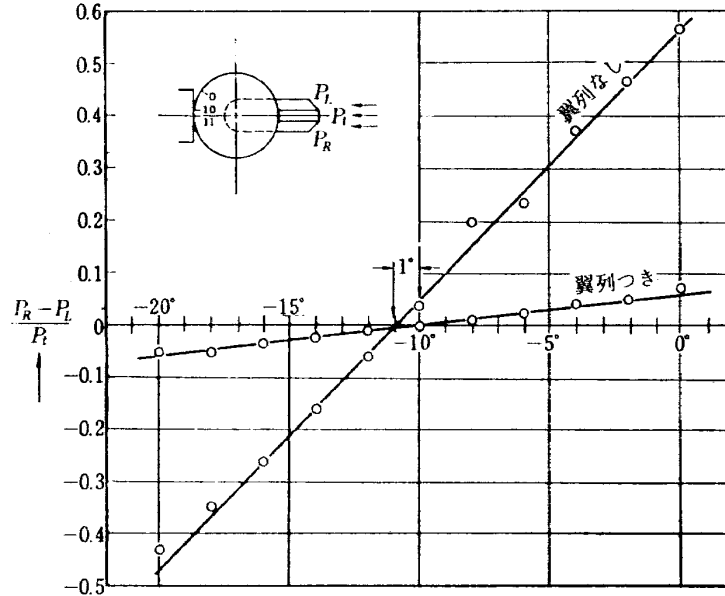


図 28 3孔ピトー管による風向テスト

(A.6) 式は (A.2) 式と一致する。

実測値は次の通りである。平均風速は別に全圧計と壁圧から計測した。

$u$ (m/s)	$V_{RMS}$ (mV)	$V_0$ (V)	$V$ (V)	$T_u$ (%)
22.0	40.5	5.45	8.83	2.94
30.2	45.0	5.45	9.43	2.84
50.9	46.5	5.45	10.13	2.58

したがって最大3%の乱れであるとみなされる。

次に3孔ピトー管により風向追尾して吹下げを測定した。すなわち3孔ピトー管を風洞出口に取付け、翼列のない時とある時についてピトー管設定角と上下全圧の出力を測定した。測定結果を図28に示す。これから翼列を取付けた時の吹下げは1°であることがわかり、別に予備実験より風洞固有の吹下げが18°あることが実測されている<sup>27)</sup>ので両者を合わせて吹下げは1.3°あるとみなされる(図7参照)。

付録 2 薄肉翼材温度分布の相似性

実機の場合の内部冷却に対し本実験のように内部加熱の場合、薄肉翼材に構成される温度分布はどのように変わるかを検討する。いま翼材の熱伝導率  $\lambda_s$ 、主流側温度  $t_0$ 、冷却空気側温度  $t_c$ 、それぞれの熱伝達率  $\alpha_0$ 、 $\alpha_c$  は既知であるとする。また薄肉翼材は多数の円柱要素からなっているとみなせば、円周方向 ( $\theta$ )、半径方向 ( $r$ )、高さ方向 ( $z$ ) における微小要素の熱収支のバランスから基礎方程式をたてると定常熱伝導の式として次式が得られる。

$$1/r^2(\partial^2 t / \partial \theta^2) + 1/r \partial(r \partial t / \partial r) / \partial r + \partial^2 t / \partial z^2 = 0 \tag{B.1}$$

また境界条件は  $t_0 > t_c$  の場合次のようになる。

$$r=r_i \text{ (冷空側境界) において} \quad t=t_i(r, \theta, z) \tag{B.2}$$

または

$$-\lambda_s(\partial t / \partial r) = \alpha_c(t_i - t_c) \tag{B.3}$$

$r=r_0$  (主流側境界) において

$$t=t_0(r, \theta, z) \tag{B.4}$$

または

$$-\lambda_s(\partial t / \partial r) = \alpha_0(t_0 - t) \tag{B.5}$$

(B.1) 式の解は形状が複雑な場合一般に解析的にはむづかしいが、いま解  $t(r, \theta, z)$  が求められたとする。ここで無次元温度を導入する。

$$\phi = (t - t_i) / (t_0 - t_i) \tag{B.6}$$

いま  $t_0 = 1$ 、 $t_i = 0$  とおいても一般性は失なわれない。

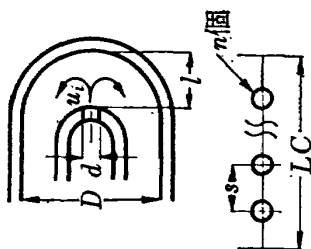

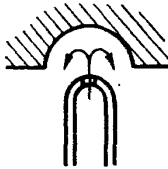
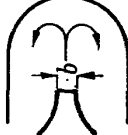
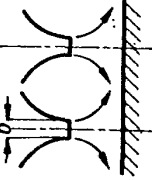
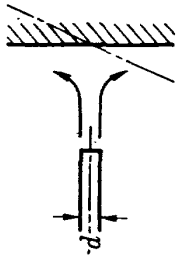
$$\phi = t \tag{B.7}$$

ここで逆に  $t_0 = 0$ 、 $t_i = 1$  とおけば次式となる。

$$\phi = 1 - t \tag{B.8}$$

(B.1) 式から (B.5) 式までの  $t$  を  $(1-t)$  に置き換えて適用すると (B.1) 式はそのまま成立し、(B.3)、(B.5) 式は左辺の符号が逆になる。これは  $t_c > t_0$  において熱バランスを考えたときに成り立つ基礎式に他ならない。すなわち  $t_0 > t_c$  と  $t_c > t_0$  の場合の温度分布は  $t = (t_0 + t_i) / 2$  に関して対称である。また翼列実験におけるデータ⑤から  $(t_i - t_0)$  を前縁について計算した結果は  $t_0 = 35.85^\circ\text{C}$ 、 $t_c = 83.88^\circ\text{C}$  の場

表3 よどみ点熱伝達率の比較

文献	実測値からの近似式	R.E. Chupp et. al. <sup>9)</sup>	D.E. Metzger et. al. <sup>10)</sup>	Е.П. Дыбан et. al. <sup>11)</sup>	П.Н. Романенко et.al. <sup>12)</sup>	K.P. Perry <sup>7)</sup>
実験図				(スリット) 	(スリット, 丸穴) 	
実験式	$\alpha_g S_g (T_g - T_b) = \alpha_c S_c (T_b - T_{co})$ $U_t = \frac{Q_c}{\pi d^2 n}$ $Q_c: \text{体積流量}$	$Nu_{stg} = 0.44 Re^{0.7} (d/s)^{0.8} \times \exp(-0.85(l/s)) \times (d/D)^{0.4}$ $Re = \frac{u_i d}{\nu_i}$	$St_{stg} = 0.23 Re^{-0.27}$ $1150 < Re < 6300$ $1.67 < s/d < 6.67$	$Nu_{stg} = 0.31 Re^{0.6} \times (l/b)^{-0.22}$ $Re = \frac{b \cdot LC}{b + LC} \cdot \frac{u_i}{\nu_i}$ $b = \frac{\pi d^2 n}{4LC}$	$St_{stg} = 0.832 Re^{-0.6} \times Pr^{-2/3} (l/b)^{-0.75} \times (s/b)^{0.43}$ $Re = \frac{u_i b}{\nu_i}$	$Nu_{stg} = 0.180 Re^{0.7} \times Pr^{0.33}$ $Re = \frac{u_i d}{\nu_i}$
計算値	データ実験番号⑤ $\alpha_{gstg} = 145$ (kcal/m <sup>2</sup> h°C) $S_g/S_c = 1.37$ $\eta_{stg} = 0.501$	$u_i = 31.2$ (m/s) $Re = 2.537 \times 10^8$	$St_{stg} = 0.02774$	$Re = 1.559 \times 10^8$ $Nu_{stg} = 19.22$	$Re = 1.566 \times 10^8$ $St_{stg} = 0.02085$	$Nu_{stg} = 39.41$
よどみ点熱伝達率	$\alpha_{cstg} = 200$ (kcal/m <sup>2</sup> h°C)	$\alpha_{cstg} = 380$	$\alpha_{cstg} = 434$	$\alpha_{cstg} = 456$	$\alpha_{cstg} = 548$	$\alpha_{cstg} = 344$

$d=3$  (mm  $\phi$ ),  $D=10.85$  (mm),  $l=4$  (mm),  $s=6$  (mm),  $n=40$   
 $LC=255$  (mm),  $b=1.11$  (mm),  $\nu_i=0.221 \times 10^{-4}$  (m<sup>2</sup>/s),  $Pr=0.71$

合で 0.18 degC であった。この値はアナログ法の実験結果の第 2 報 23 図でも確かめられる。

したがって厚み方向の温度差が最大温度差 ( $t_g - t_c$ ) に比してきわめて小さい場合にはほとんど問題にならない。

### 付録 3 インピンジメント冷却による よどみ点の熱伝達率の比較

(3.2.1) 節で述べたように冷却翼前縁のよどみ点とその付近のインピンジメント冷却による熱伝達率に相当する式を与える文献が多数見られるので、参照した文献について実験番号⑤の条件を代入してそれぞれ計算し比較してみる。結果は表 3 に示すようにいずれも本実験の実測値を用いた近似計算 (式 (3.1) による) の値よりも高く算出されるが、実測値の場合、翼高方向の平均値に相当する値であることを考慮するとそれぞれの式で与える結果はいずれも現象に矛盾しない値であると思われる。しかしどの実験式が最も供試翼の場合に適切かを判定することは困難である。

#### 参考文献

- 1) E.R.G. Eckert and J.N.B. Livingood: Comparison of Effectiveness of Convection-, Transpiration-, and Film-Cooling Method's with Air as Coolant; NACA REPORT 1182 (NACA TN 3010) July 1953
- 2) H.H. Ellerbrock, Jr. and J.N.B. Livingood: Investigation of Heat Transfer, Flow and Heat Exchangers as related to Turbine Cooling; Jr. of Heat Transfer, Trans. of the ASME Feb. 1959 pp. 79-85
- 3) R.I. Hodge: The Cooling Performance of two Extruded-Type Air-Cooled Turbine Nozzle Blades; A.R.C. Technical Report C.P. No. 495, 1960
- 4) 高原北雄ほか: 高温タービン試験設備; 航空宇宙技術研究所 昭和 44 年度 研究発表会 前刷 Oct. 1969
- 5) 大坪久夫: 空冷タービンの翼列試験; 第 9 回航空原動機に関する講演会前刷集 Feb. 1969
- 6) F.J. Barnes and D.E. Fray: An experimental High Temperature Turbine (No. 126); A. R.C. R & M No. 3405 1965
- 7) K.P. Perry: Heat Transfer by Convection from a Hot Gas Jet to a Plane Surface: Proceedings of the IME Vol. 168 No. 30 (1954)
- 8) 西脇仁一, 平田賢ほか: 噴流を受ける平板の熱伝達; 第 5 回日本伝熱シンポジウム講演論文集 May 1968 pp. 105-108
- 9) R.E. Chupp et. al.: Evaluation of Internal Heat Transfer Coefficients for Impingent Cooled Turbine Air Foils; AIAA Paper No. 68-564 June 1968, Jr of Aircraft Vol. 6, No. 3 1969
- 10) D.E. Meteger et. al.: Impingement Cooling of Concave Surfaces with Lines of Circular Air Jets: Jr. of Engineering for Power Trans. ASME July 1969 pp. 149-158
- 11) Е.П. Дыбан, А.И. Мазур: Теплообмен при натекании плоской воздушной струи на вогнутую поверхность; инженерно-физический журнал Vol. XVII No. 5 1969
- 12) П.Н. Романенко, М.И. Давидзон: Теплообмен в зоне ускоренного течения при натекании системы двумерных струи на нормально расположенную плоскую поверхность; ibid.
- 13) 三輪光砂, 森下輝夫ほか: 後縁吹出しタービン翼の研究(第 1 報); 第 2 回船研研究発表会講演概要 May 1964, (第 2 報) 同第 6 回 May 1966
- 14) 森下輝夫, 宗像良幸, 菅 進: 後縁吹出しタービン翼列の実験; 日本機械学会論文集 Vol. 34 No. 257 1968
- 15) 高原北雄ほか: 高温タービン第 2 次試験体; 未発表
- 16) 吉田豊明, 高原北雄, 能瀬弘幸ほか: 高温タービンノズル翼第 1 次翼列試験; 第 10 回航空原動機に関する講演会前刷集 Feb. 1970
- 17) W.J. Whitney et.al: Cold-Air Investigation of a Turbine for High-Temperature-Engine Application I.; NASA TN D-3751 (1967)
- 18) F.J. Edwards and N. Sheriff: The Heat Transfer and Friction Characteristics for Forced Convection Air Flow over a Particular Type of Rough Surface; International Development in Heat Transfer, Proc. of the 1961-62 International Heat Transfer conference ASME
- 19) A.E. Perry et. al.: Rough Wall Turbulent Boundary Layers: Jr. of FLUID MECHANICS Vol. 37 Part 2 June 1969
- 20) 佐藤一雄: 物性定数推算法; 丸善 (昭 33)
- 21) 日本機械学会: 伝熱工学資料 (改訂第 2 版); 日本機械学会 (1966)
- 22) 広木 強, 井上一彦: 空冷タービン翼の基礎研究; 第 9 回航空原動機に関する講演会前刷集 Feb. 1969
- 23) S.S. Kutateladze and A.I. Leont'ev: Turbulent boundary layers in compressible gases; Translated by D.B. Spalding Edward Arnold (1964)

- 24) T.F. Irvine, Jr., J.P. Hartnett: Advances in HEAT TRANSFER 3; ACADEMIC PRESS (1966)
- 25) H. Ellerbrock: Some NACA Investigations of Heat Transfer of Cooled Gas-Turbine Blades; Conference London, General Discussion on Heat Transfer, Inst. Mech. Engrs. Sept. 1951
- 26) 吉田豊明, 高原北雄, 能瀬弘幸ほか: 高温タービンノズル翼二次元翼列試験 (第2報); 航技研報告提出中, 1970
- 27) 滝本誠二ほか: ガスタービン翼列予備実験; (1962)



TR-224	吹出しをともなう鈍頭物体の衝撃波離脱距離 Shock Stand-off-Distance with Mass Injection	1970年12月	吉永 崇
TR-225	NAL-35 DT 型ロケットの構造試験 Results of Structural Experiments on NAL-35 DT Rocket Vehicle	1970年11月	ロケット構造研究グループ
TR-226	薄い片持後退角翼の遷音速フラッタ特性におよぼす集中質量の位置の影響について Some Effects of Systematically Varied Location of One Concentrated Mass on Transonic Flutter Characteristics of Sweptback Thin Cantilever Wings	1970年11月	中井映一, 森田甫之 高木俊朗
TR-227	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(II) —二孔の実験および簡単な解析方法— Investigation of Air Stream from Combustor-Liner Air-Entry Holes (II) —Experiments with Paired Air-Entry Holes and A Numerical Analysis—	1970年12月	相波哲朗, 井上真幸
TR-228	自由飛行模型 FFM-10 の運動特性と飛しょう試験におけるデータ処理法 Flight Dynamics of Free-Flight Model FFM-10 and Data Analysis Method for Free-flight Tests	1970年12月	高島一明
TR-229	単発 STOL 実験機 (FA-200 XS) について Development of the FA-200 XS Experimental Airplane	1970年12月	飛行実験部
TR-230	アナログトルク平衡方式による浮動振り型加速度計の研究 Study on the Analog Torque Pebalance Floated Pendulum Type Accelerometers for Guidance and Control Applications	1971年1月	大月正男, 鈴木孝雄 円居繁治

---

## 航空宇宙技術研究所報告231号

昭和46年1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)44-9171(代表)☎182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---

