

UDC 532.46:
621.438-226.2:
697.4

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-232

高温タービンノズル翼二次元翼列試験

第2報 対流冷却翼の数値計算及びアナログ法
による翼表面温度分布について

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 Hydraulic Servomechanism with DPF Hydro-mechanical Compensation Network	1970年 9 月	畑 山 茂 樹, 興 石 肇
TR-214	軸流圧縮機動翼植込部の疲れ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 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 Cross 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 Turbomachine Blade II Vibration Damping Capacity of the Blade Mounting	1970年10月	宮 地 敏 雄, 星 谷 昌 二 祖 父 江 靖, 網 干 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 Transonic Speeds	1970年10月	Junzo SATO
TR-221	先端のふいフレイ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 榑 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
TR-224	吹出しをとま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

目 次

1. 記 号	1
2. まえがき	2
3. 数値計算による翼表面温度分布	4
3. 1 基礎方程式	4
3. 2 境界条件 (その 1)	5
3. 3 境界条件 (その 2)	5
3. 3. 1 翼弦方向厚み分布 (δ_x)	5
3. 3. 2 曲率半径比分布 (r_x)	5
3. 3. 3 主流側局所熱伝達率分布 (α_{gx})	5
3. 3. 4 冷却空気側局所熱伝達率分布 (α_{cx})	6
3. 4 計算結果 (その 1)	7
3. 5 局所熱伝達率分布	8
3. 6 計算結果 (その 2) と考察	9
4. アナログ法による翼表面温度分布	13
4. 1 理論的準備	13
4. 2 実験装置および実験方法	16
4. 3 実験結果と考察	17
4. 4 翼材の厚みと温度分布	19
5. 結 論	20
参考文献	21

高温タービンノズル翼二次元翼列試験*

第2報 対流冷却翼の数値計算及びアナログ法による 翼表面温度分布について

吉田 豊明**・高原 北雄**・能瀬 弘幸**
井上 重雄**・三村富嗣雄**・臼井 弘**

A Two-Dimensional Cascade Test of an Air-Cooled Turbine Nozzle Part II On the Temperature Distributions of a Convection-Cooled Blade as De- termined by Numerical Calculation and by Analogue Simulation Test

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

A numerical calculation by the finite difference method and an experiment by an analogue simulation test by means of an electric resistance paper on the convection-cooled blade temperature are described. These trials are intended to be compared with the measured values by the cascade test that have been shown in Part I of the present pair of Technical Reports. Both of those methods need heat transfer coefficient- and cooling air temperature-distributions and other data as boundary conditions, therefore the results depend on the estimation of these boundary conditions.

The calculated values subject to some dependence upon boundary conditions are in fair agreement with the cascade test data. On the other, hand the blade temperature distribution at cross sectional area normal to the spanwise direction and the effect of blade thickness on these temperature distributions by the analogue simulation test are shown and then discussed. According to these results, heat flow near the leading edge region is almost normal to the direction of the blade surface but from halfway to the trailing edge region, the heat flow is almost parallel to the blade surface direction.

1. 記 号

C : 翼弦長	[mm]
c_p : 定圧比熱	[kcal/kg°C]
d_l : 外被前縁部外径	[mm]
G : 翼一枚あたりの重量流量	[kg/s]
G_s : 冷却空気背側の重量流量	[kg/s]
G_p : 冷却空気腹側の重量流量	[kg/s]
H : 単位時間あたりの熱流量	[kcal/h]
h : 冷却通路のすき間	[mm]
I : 電流	[A]
K : 熱通過率	[kcal/m²h°C]
LC : 冷却空気側有効スパン	[mm]

N : 導電紙の拡大係数

Nu : ヌセルト数

P : 圧力 [mmAq, kg/cm²]

Pr : プラントル数

Re : レイノルズ数

r_x : 翼表面曲率半径比

r : 電気抵抗 [kΩ]

r_s : 導電紙の正方形あたりの電気抵抗 [kΩ]

S : 翼表面全面積 [m²]

T : 温度 [°K]

t : 温度 [°C]

u : 速度 [m/s]

u_{sx} : 翼表面速度 [m/s]

V : 電位 [V]

X : 翼表面長さ比 (x/XL)

* 昭和45年12月10日受付

** 原動機部

XL : 翼表面全長	[mm]	p : 翼表面腹側
x : 翼表面長さ (前縁よどみ点から)	[mm]	s : 翼表面背側
Greek Symbols		s : 静圧
α : 熱伝達率	[kcal/m ² h°C]	stg : よどみ点
γ : 比重量	[kg/m ³]	t : 全圧
δ : 翼厚み	[mm]	x : 翼表面の局所値
η : 冷却効率 $(T_g - T_{bx}) / (T_g - T_{co})$		1: 翼列入口断面
η_c : 冷却空気の無次元温度 $(T_g - T_{cx}) / (T_g - T_{co})$		2: 翼列出口断面
η_x : $d\eta/dx$		3: 全圧管トラバース位置 (流れの方向に翼弦長の 95% 後方)
θ : 前縁部角度	[°]	' : 導電紙の拡大寸法に対応する値
λ_g : 翼材の熱伝導率	[kcal/mh°C]	
ν : 動粘性係数	[m ² /s]	

添字

- b : 翼表面
- c : 冷却空気
- co : 冷却空気入口
- g : 主流
- i : 冷却空気側翼表面
- j : 後縁吹出し部
- m : 平均値
- o : 主流側翼表面

2. ま え が き

対流冷却方式による高温タービンノズル翼の二次元翼列試験を低速風洞により実験した結果を第1報¹⁾に報告した。供試翼は図1に示すとおり薄肉構造で二次元翼であるため、翼材の温度分布は翼表面に沿って座標系 (x) をとれば、近似的に一次元の理論的な扱いによっても結果が得られる。ここでは階差方程式による数値計算を行ない、風洞実験による実測値と比較して計算値がどの程度一致するか、計算法にはどのような問題が存在するかについて追求し、数値計算の

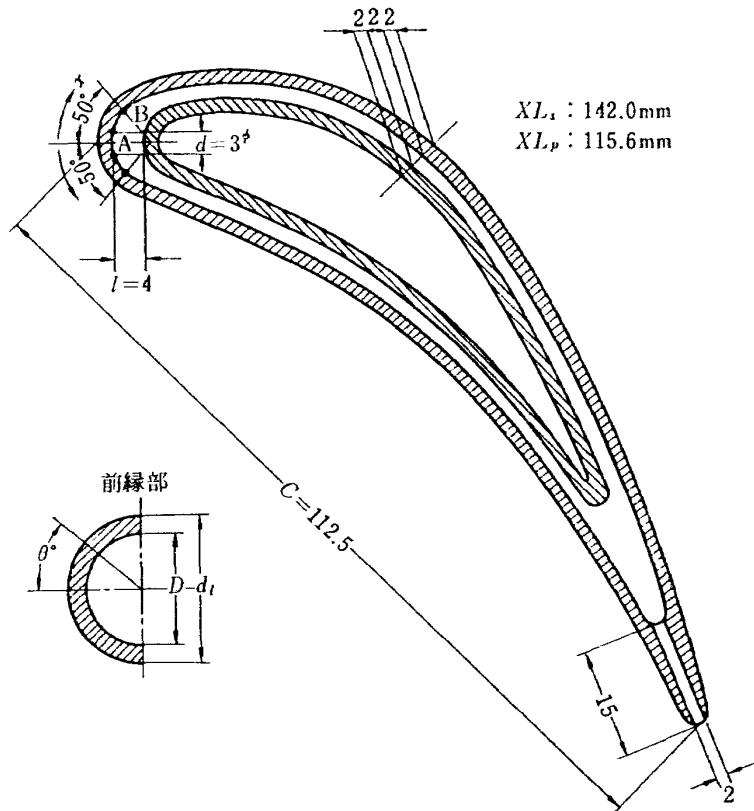


図1 供試冷却翼

表 1 翼列実験データ

Ex. No.	①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪	⑫
$Re_g \times 10^{-6}$	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_g (%)	3.43	0	0	0	1.95	1.29	0.925	1.65	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_g	1.18	—	—	—	1.16	1.19	1.17	1.23	1.34	1.24	1.14	1.13
$t_1 [=t_g]$ (°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_g (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
$P_{tco} [=P_{seo}]$ (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_j (°C)	27.99	—	—	—	66.23	57.57	56.82	82.37	105.5	89.88	61.08	55.68
P_{tj} (mmAq)	30.5	—	—	—	56.0	65.0	73.0	217.0	160.0	160.0	38.0	35.0
$P_{sj} [=P_{s2}=P_{s3}=P_a]$ (mmHg)	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_j (m/s)	22.7	—	—	—	32.5	34.7	38.9	65.6	58.3	57.1	26.7	25.4
P_{t2} (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_2 (m/s)	23.6	26.8	45.4	65.8	26.6	45.4	65.6	65.5	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_3 (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
η_{stg}	—	—	—	—	0.501	0.518	0.429	0.496	0.541	0.626	0.488	0.479
η_m	—	—	—	—	0.480	0.490	0.475	0.471	0.530	0.627	0.472	0.463

みから翼表面温度分布について十分な情報が得られることを第一の目的とする。

また温度場と電位場が相似であることを利用して、固体内の定常二次元温度分布を導電紙、電解槽などによりアナログ的に解析する方法がよく知られているが、ここでは導電紙によるアナログ法を用いて、供試翼の翼高方向に垂直な断面の二次元温度分布を求め、翼の厚み方向の温度を一定として考慮する数値計算の一次元性を検討すること、および翼材の厚みを変えた場合の二次元温度分布の変化を考察することなどを行なって導電紙によるアナログ法の有用性、および問題点について検討することを第二の目的とする。

本文は数値計算に関する結果と考察、アナログ法に関する実験結果と考察とをそれぞれ順を追って述べ、どちらの場合にも参照した風洞による実験結果(第1報)を表1に掲げた。風洞実験番号⑤は主流レイノルズ数 $Re_g: 1.8 \times 10^5$, 冷却空気流量 $G_c/G_g: 2.0\%$ であり、供試翼を実機に応用した場合最も代表的な例とみなされるので数値計算、アナログ法による実験に関する考察は主として風洞実験番号⑤を参照する。

3. 数値計算による翼表面温度分布

供試翼の外被は薄肉構造であるため厚み方向の温度差は微小であると考えられる。したがって翼弦方向の温度差による伝熱量と主流側、冷却空気側からの対流による伝熱量の収支から基礎方程式をたてて、一次元(x 方向)の温度分布を階差法による数値計算から求める。この場合境界条件としての翼表面局所熱伝達率分布 α_{gx}, α_{cx} と厚さ分布 δ_x , 曲率半径比分布 r_x などをあらかじめ与える必要がある。以下順を追って計算の手順を述べ、計算結果と翼列実験の実測値との比較考察を行なう。階差法による計算の手順は文献2)によった。また数値計算は HITAC 5020 (プログラム名: H-Yo 1 階差法による T_b, T_c の計算)を使用した。

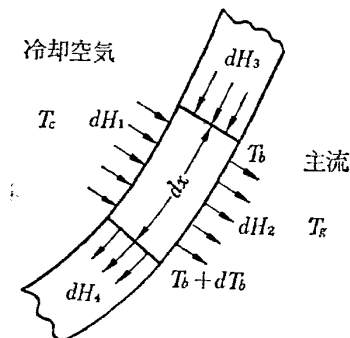


図2 翼材の微小要素における熱収支

3.1 基礎方程式

図2に示すように外被の微小要素における伝熱量のバランスから次式が成り立つ。

$$dH_1 + dH_3 = dH_2 + dH_4 \quad (3.1)$$

各々の伝熱量は次のように表わせる。

$$dH_1 = \alpha_{cx} \cdot LC \cdot dx \cdot r_x (T_{cx} - T_{bx}) \quad (3.2)$$

$$dH_2 = \alpha_{gx} LC \cdot dx (T_{bx} - T_c) \quad (3.3)$$

$$dH_3 = -\lambda_s LC \cdot \delta_x \frac{dT_{bx}}{dx} \quad (3.4)$$

$$dH_4 = -\lambda_s LC \cdot \left(\delta_x + \frac{d\delta_x}{dx} dx \right) \times \frac{d}{dx} \left(T_{bx} + \frac{dT_{bx}}{dx} dx \right) \quad (3.5)$$

ここに r_x : 冷空側曲率半径/主流側曲率半径
($\equiv r_i/r_o$)

(3.2) 式より (3.5) 式までを (3.1) 式に代入して微小項を無視すると次の基礎式を得る。

$$\frac{d^2 T_{bx}}{dx^2} + \frac{1}{\delta_x} \frac{d\delta_x}{dx} \frac{dT_{bx}}{dx} + \frac{\alpha_{gx}}{\delta_x \lambda_s} (T_g - T_{bx}) - \frac{r_x \alpha_{cx}}{\delta_x \lambda_s} (T_{bx} - T_{cx}) = 0 \quad (3.6)$$

一方冷却空気の熱収支から次式が成り立つ。

$$G_{ccp} dT_{cx} + \alpha_{cx} \cdot LC \cdot dx \cdot r_x (T_{cx} - T_{bx}) = 0 \quad (3.7)$$

これを変形して

$$\frac{dT_{cx}}{dx} + \frac{LC \cdot r_x \cdot \alpha_{cx}}{G_{ccp}} (T_{cx} - T_{bx}) = 0 \quad (3.8)$$

ここで $(T_g - T_{bx})/(T_g - T_{co}) = \eta$, $(T_g - T_{cx})/(T_g - T_{co}) = \eta_c$, $X = x/XL_s$ だから (3.6) 式, (3.8) 式を無次元化すると次のようになる。

$$\frac{d^2 \eta}{dX^2} + g(X) \frac{d\eta}{dX} - p(X) \eta + f(X) \eta_c = 0 \quad (3.9)$$

$$\frac{d\eta_c}{dX} + q(X) \eta_c - q(X) \eta = 0 \quad (3.10)$$

ここに,

$$g(X) = \frac{1}{\delta_x} \frac{d\delta_x}{dX} \quad (3.11)$$

$$p(X) = \frac{\alpha_{gx} + r_x \alpha_{cx}}{\delta_x \lambda_s} \cdot XL_s^2 \quad (3.12)$$

$$f(X) = \frac{r_x \alpha_{cx}}{\delta_x \lambda_s} XL_s^2 \quad (3.13)$$

$$q(X) = \frac{LC \cdot r_x \cdot \alpha_{cx}}{G_{ccp}} XL_s \quad (3.14)$$

さらに $(d\eta/dX) = \eta_X$ として (3.9) 式, (3.10) 式を全微分の形に整理すると次のようになる。

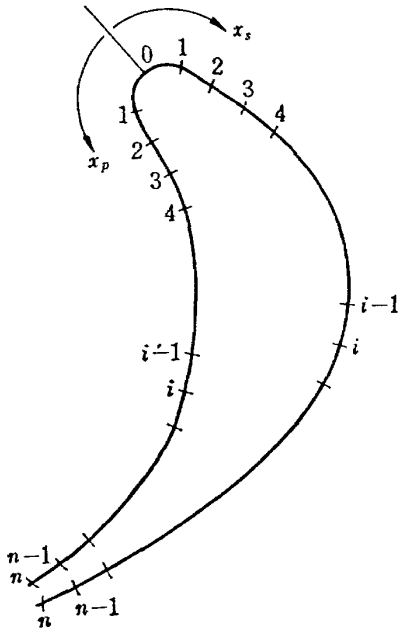


図3 翼表面の分割法

$$\begin{cases} d\eta_x + q\eta_x dX - p\eta_d X + f\eta_c dx = 0 & (3.15) \\ d\eta_c + q\eta_c dx - q\eta_d x = 0 & (3.16) \\ d\eta - \eta_x dX = 0 & (3.17) \end{cases}$$

翼表面を図3のように n 分割して区間 $(i-1, i)$ で上式 (3.15)~(3.17) を積分 (梯形公式による) すれば, $(i-1)$, (i) 断面における η_x, η, η_c に関する差分の連立代数方程式が得られる。すなわち次のように表わされる。

$$\begin{cases} \eta_{xi} = \beta_i \eta_{xi-1} + \gamma_i \eta_{ci-1} + \delta_i \eta_{xi-1} \\ \eta_i = \varepsilon_i \eta_{xi-1} + \zeta_i \eta_{ci-1} + \nu_i \eta_{xi-1} \\ \eta_{ci} = \varphi_i \eta_{xi-1} + \psi_i \eta_{ci-1} + \omega_i \eta_{xi-1} \end{cases} \quad (3.18)$$

ただし, $\beta_i, \gamma_i, \delta_i, \varepsilon_i, \zeta_i, \nu_i, \varphi_i, \psi_i, \omega_i$ はすべて, $\Delta X_i (=X_i - X_{i-1})$ と g, p, f, q で表わすことができる。

3.2 境界条件 (その1)

前縁よどみ点 ($X=0$) において

$$T_{bs} = T_{bp} \quad (3.19)$$

$$T_{cs} = T_{cp} = T_{co} \quad (3.20)$$

$$\left. \frac{dT_b}{dx} \right|_s = - \left. \frac{dT_b}{dx} \right|_p \quad (3.21)$$

後縁よどみ点 (背側 $X_s=1$, 腹側 $X_p=XL_p/XL_s$) において,

$$\lambda_s \frac{dT_b}{dx} \alpha_{gn} (T_g - T_{bn}) \quad (3.22)$$

前節と同様な定義で境界条件を無次元化する。

$X=0$ で

$$\eta_s = \eta_p \quad (3.23)$$

$$\eta_{cs} = \eta_{cp} = 1 \quad (3.24)$$

$$\eta_{xs} = -\eta_{xp} \quad (3.25)$$

$$X_s=1, X_p=XL_p/XL_s \text{ で}$$

$$\frac{\lambda_s}{XL_s} \eta_{xs} + \alpha_{gn} \eta_s = 0 \quad (3.26)$$

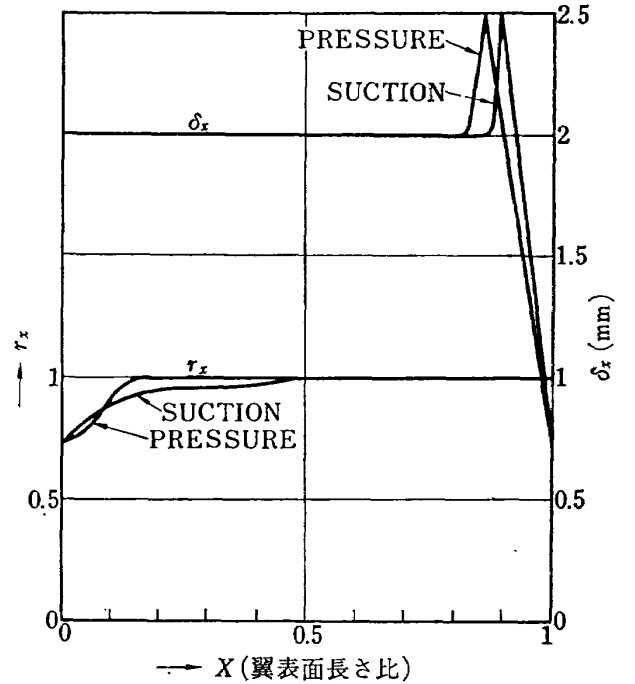
$$\frac{\lambda_s}{XL_s} \eta_{xp} + \alpha_{gn} \eta_p = 0 \quad (3.27)$$

3.3 境界条件 (その2)

3.1 節で導入した差分方程式 (3.18) を 3.2 節で述べた境界条件のもとで計算するためには, $q(X), p(X), f(X), q(X)$ すなわち翼弦方向厚み分布 δ_x , 局所熱伝達率分布 α_{gx}, α_{cx} , 曲率半径比分布 r_x と翼材熱伝導率 λ_s , 冷却空気流量 G_c , 翼表面長さ XL_s, XL_p , 冷却空気有効スパン LC , 冷却空気の定圧比熱 c_p などを与えなければならない。以下にそれぞれ与えた条件を述べる。

3.3.1 翼弦方向厚み分布 (δ_x)

供試翼は板厚 2mm の板金製であるが, 後縁付近はろうづけの後, 吹出し穴を加工してあるので, 設計図より測定 (図1参照) した。結果を図4に示す。

図4 翼弦方向厚み分布 (δ_x) と曲率半径比 (r_x) 分布

3.3.2 曲率半径比分布 (r_x)

δ_x と同様に測定した結果を図4に示す。前縁近くを除いては, 曲率半径が大きいので $r_x=1$ とした。また前縁近くの分布は, 最小自乗法による多項式近似を行なった。

3.3.3 主流側局所熱伝達率分布 (α_{gx})

前縁部は円柱の場合の実験式を用い, その後方は平

板の層流境界層の実験式を用いて連続に接続する。さらに乱流への遷移点を仮定して、それ以後は平板の乱流境界層の局所熱伝達率を用いる。

(1) 前縁部

Schmidt による円柱の場合の実験式を用いる。

$$Nu_x = 1.14 Pr^{0.4} \sqrt{\frac{u_1 d_l}{\nu_g}} \left(1 - \left(\frac{\theta}{90}\right)^3\right) \quad (3.28)$$

ただし $0^\circ \leq \theta \leq 80^\circ$

ここに $\theta = \frac{2x}{d_l} \frac{180}{\pi}$

供試翼の場合、円柱で近似できるのは $\theta \leq 60^\circ$ であるとみなされるので、(3.28) 式を $\theta = 60^\circ$ ($x = \frac{\pi}{6} d_l$) まで適用する。

$$\alpha_{gx} = 1.14 \frac{\lambda_g}{d_l} Pr^{0.4} \sqrt{\frac{u_1 d_l}{\nu_g}} \left(1 - \left(\frac{\theta}{90}\right)^3\right) \quad (3.29)$$

ただし $0^\circ \leq \theta \leq 60^\circ$

(2) 層流境界層領域

平板の層流境界層では局所熱伝達率に関して次式が与られる。

$$Nu_x = 0.332 Re_x^{0.5} Pr^{0.5} \quad (3.30)$$

(1)で求めた $\theta = 60^\circ$ における熱伝達率 α_{g60} が(3.30)式で対応する $x = \frac{\pi}{6} d_l$ の場合の熱伝達率に一致すると仮定すれば、局所熱伝達率は次式のように表わされる。

$$\alpha_{gx} = K_g u_{sx}^{0.5} \cdot x^{-0.5} \quad (3.31)$$

ただし $K_g = \alpha_{g60} u_{s60}^{-0.5} \left(\frac{\pi}{6} d_l\right)^{0.5}$

ここで u_{sx} は第1報の実験結果から算出した値を用いる。

(3) 乱流境界層領域

乱流への遷移点を把握することが一般にむずかしいけれども、翼表面の速度分布、温度分布、乱流レベル分布などのデータから遷移点を判定することが可能で

あり、計算のプログラムとしては遷移点が分った場合に、それから後方は乱流熱伝達であるとして計算できるようにした。平板の乱流局所熱伝達率は次式で表わされる。

$$Nu_x = 0.0296 Re_x^{0.8} Pr^{1/3} \quad (3.32)$$

すなわち

$$\alpha_{gx} = 0.0296 \cdot \lambda_g \cdot \nu_g^{-0.8} \cdot Pr^{1/3} \cdot u_{sx}^{0.8} \cdot x^{-0.2} \quad (3.33)$$

3.3.4 冷却空気側局所熱伝達率分布 (α_{cx})

前縁インピンジメントによるよどみ点の熱伝達率を図1で示すA点まで適用し、区間A～Bでは $Nu \propto Re_x^{2/3}$ を適用する。B点以後は平板の乱流局所熱伝達率を適用する。A点、B点でそれぞれ熱伝達率は連続に接続するものとした。

(1) よどみ点

インピンジメントによるよどみ点の熱伝達率を与える実験式は、第1報で述べたように多数報告されているが、翼列実験の一つの例 (Ex. No. ⑤) で計算すると、いずれも前縁よどみ点の温度の実測値から近似的に (第1報 (3.1) 式) 算出した値の約2倍に計算される (第1報表3参照)。またよどみ点近傍の平均熱伝達率を同じ文献について計算すると、その多くは約1.7倍の値を得る。しかしここでは前縁よどみ点の温度の実測値を用いる方法をとって、 α_{cx} の出発値 α_{cstg} に問題を残すことを避けた。後方の熱伝達率分布が連続的に変化すると仮定したため α_{cstg} のオーダーは、 α_{cx} のすべてに影響するからである。したがって α_{cstg} は第1報 (3.1) 式を変形した次式より計算する。

$$\alpha_{cstg} = \alpha_{gstg} \cdot S_g / S_c (T_g - T_{bstg}) / (T_{bstg} - T_{co}) \quad (3.34)$$

ただし α_{gstg} は 3.3.3(1)による

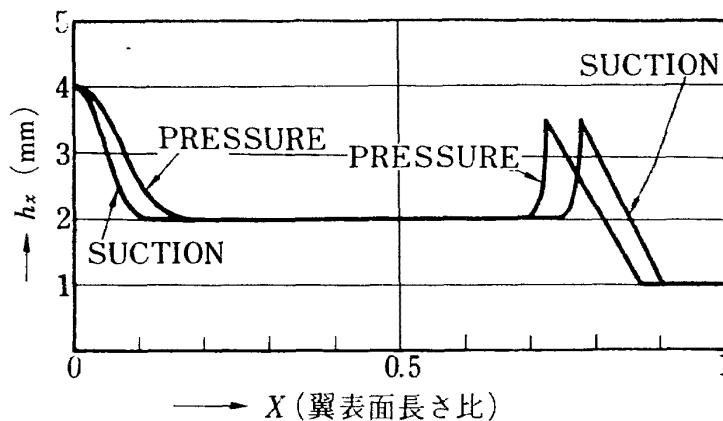


図5 冷却通路すき間分布 (h_x)

(2) 区間 A~B

インピンジメントによるよどみ点から次第に周囲へ拡散する領域の熱伝達率は、 $Nu \propto Re^a$ の形で表わすと、 a は 0.7 付近を示す文献が多い。したがってここでは文献 (3) による値 (壁面噴流の速度分布とレイノルズアナロジーから求め、実験との良い一致を示している) を採った。すなわち $Nu_{cx} \propto Re_{cx}^{2/3}$ 。故に局所熱伝達率は次式のように表わされる。

$$\alpha_{cx} = K_{cA} \cdot u_{cx}^{2/3} \cdot x_i^{-1/3} \quad (3.35)$$

$$\text{ただし } K_{cA} = \alpha_{cstg} \cdot u_{cA}^{-2/3} \cdot x_{iA}^{1/3}$$

また冷却空気の流れ u_{cx} は、(3.3.1)、(3.3.2) と同様に設計図からすき間分布 h_x を実測し、冷却空気の流れの連続性を示す次式から求めた。

$$u_{cx} \cdot h_x \cdot LC = 0.5 G_c / \gamma_c \quad (3.36)$$

すき間分布 h_x を図 5 に示す。上式右辺の 0.5 は背側と腹側の冷却通路へ冷却空気が 1:1 で分れると仮定したためである。

(3) B点以後

図 1 の B 点はインピンジされた後の冷却空気の流れが平行平板内の流れに近い状態になると推定される点

であるが、翼型、インサートの配備などによって位置が変わる。供試翼の場合、図のように $\theta = 50^\circ$ の位置とした。B 点以後の冷却空気は、インピンジされた後で乱流レベルが高いと推定されるので、局所熱伝達率は平板の乱流境界層に対する式を用い、B 点で連続に接続する。すなわち次式のようになる。

$$\alpha_{cx} = K_{cB} u_{cx}^{0.8} x_i^{-0.2} \quad (3.37)$$

$$\text{ただし } K_{cB} = \alpha_{cB} u_{cB}^{-0.8} x_{iB}^{0.2}$$

次節 (3.4) で実測値からの考察による計算法の修正を行なったので参照されたい。

3.4 計算結果 (その 1)

前節までに述べた計算方法によって、実験番号 ⑤ (主流レイノルズ数 1.8×10^5 、冷却空気流量 2.0%) について計算を行なった結果の、翼表面温度分布 T_{bx} 、冷却空気温度分布 T_{cx} をそれぞれ η 、 η_c の値で図 6 に示す。また、局所熱伝達率分布 α_{gx} 、 α_{cx} を図 7 に示す。この場合、第 1 報の図 16 全圧損失係数、図 27 平均熱伝達率分布から推論して、主流側翼表面境界層は層流であるとして計算した。計算値が実測値と比較して異なっている特徴は、(1) 全体に冷

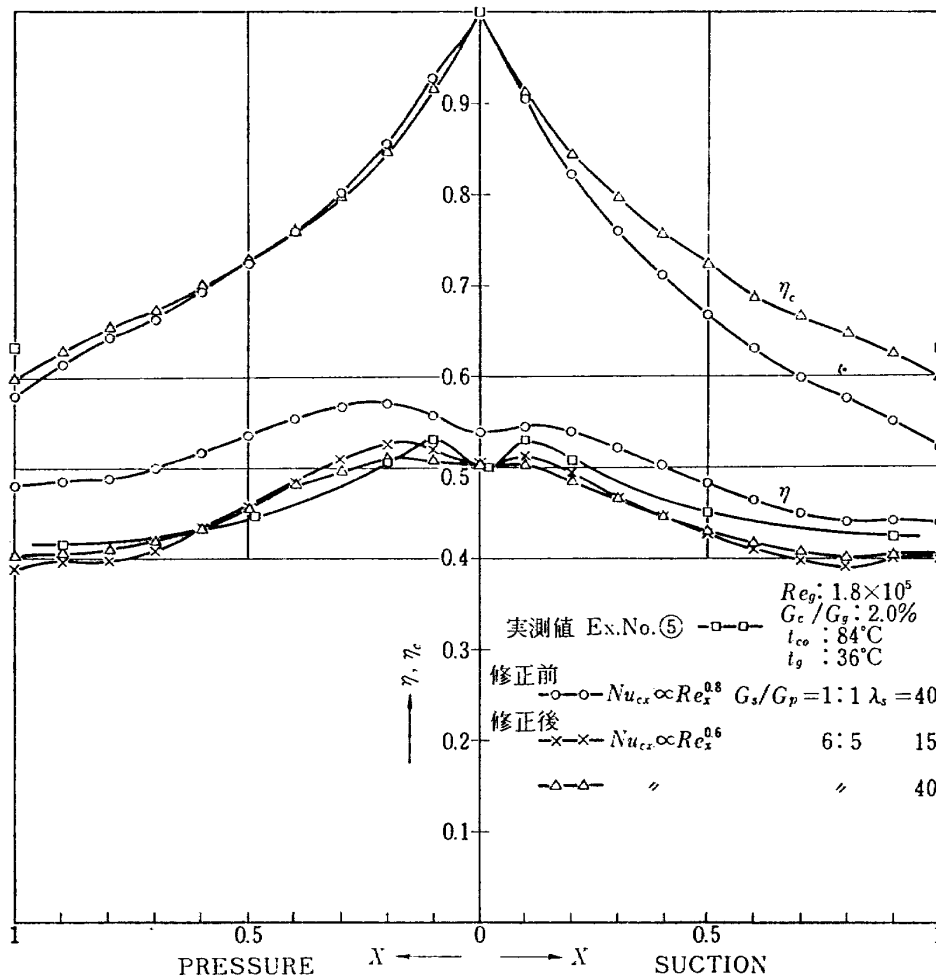


図 6 数値計算と実測値の温度分布の比較

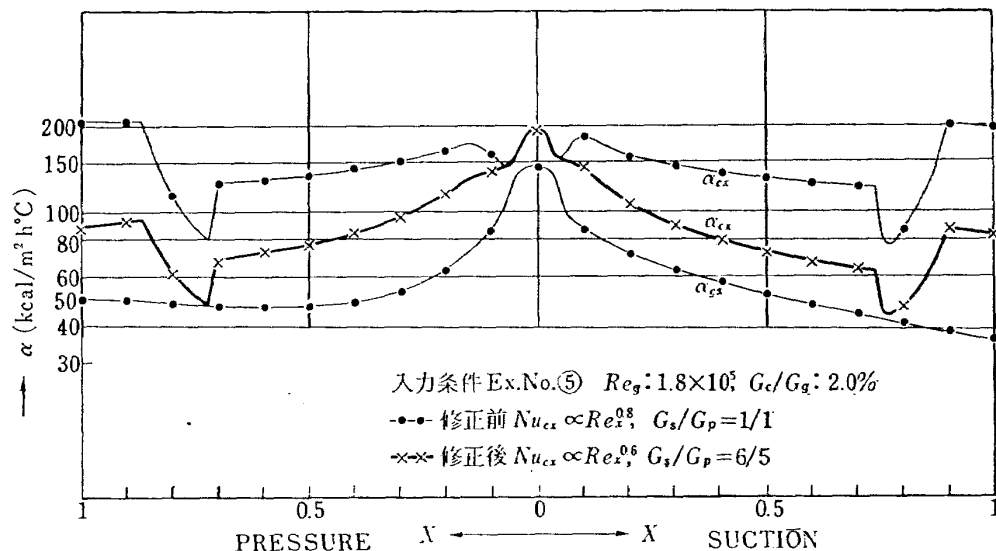


図 7 階差法に用いた翼表面熱伝達率分布

却効率 η が高い, (2) 腹側の η の方が対応する背側の η よりも高い, (3) 冷却空気出口温度 T_{cj} が腹側と背側で異なる, (4) 前縁付近の T_{bx} 分布がゆるやかである, などである。図 6 と図 7 の結果からこれらを考察すると, 次のような原因が考えられる。

(1) に対する原因として, (i) α_{cx} の値が全体に高い, (2) と (3) に対するものとして, (ii) 冷却空気は腹側と背側へ, 1:1 で分かれて流れるのではなく, 背側の方へより多く流れている。(4) に対するものとして (iii) 翼材の熱伝導率が計算で与えた値 (40 kcal/mh°C) よりも実際は小さい。

3.5 局所熱伝達率分布

3.1 節で述べた計算法は, 境界条件として翼形状と α_{gx} , α_{cx} 分布などを与え, T_{bx} , T_{cx} , dT_{bx}/dx を求める方法であったが, 基礎方程式の (3.6) 式, (3.8) 式は逆に T_{bx} , T_{cx} 分布を与えて α_{gx} , α_{cx} 分布を求めることもできる。風洞翼列実験で, T_{bx} 分布は実測し, T_{cx} は入口条件 T_{co} と出口条件 T_{cj} を実測してある。前節で求めた T_{cx} 分布から推測して, T_{cx} は T_{co} から T_{cj} に三次曲線的に変化すると仮定すれば, 近似的に T_{cx} 分布が得られる。したがって 3.3 節による熱伝達率分布, 3.4 節に対する考察のために, 次のような手順で局所熱伝達率分布を計算する。数値計算は HITAC 5020 (プログラム名: H-Yo 2 T_{bx} , $T_{cx} \rightarrow \alpha_{gx}$, α_{cx} の計算) を使用した。

すなわち連立方程式 (3.6), (3.8) から α_{gx} , α_{cx} を求め, 前と同様な無次元値 ($\eta = (T_g - T_{bx}) / (T_g - T_{co})$, $\eta_c = (T_g - T_{cx}) / (T_g - T_{co})$, $X = x / XL_s$) で表わせば次の二式となる。

$$\alpha_{cx} = -\frac{d\eta_c}{dX} \frac{G_c c_p}{LC \cdot r_x \cdot XL_s} \frac{1}{(\eta_c - \eta)} \quad (3.38)$$

$$\alpha_{gx} = \frac{\delta_x \lambda_s}{XL_s^2 \eta} \left(\frac{d^2 \eta}{dX^2} + \frac{1}{\delta_x} \frac{d\delta_x}{dX} \frac{d\eta}{dX} \right) - \frac{G_c c_p}{LC \cdot XL_s} \frac{d\eta_c}{dX} \quad (3.39)$$

ここで T_{bx} , T_{cx} は多項式の最小自乗法による Data Fitting を行なって入力とする。また G_c は背側と腹側に 1:1, 3:2, 6:5 で分配される 3 種類, 計算のステップを 3 種類とった。一方 (3.38), (3.39) 式から明らかなように, 厚み分布の影響が主流側に入ってくるので, 後縁付近の冷却通路側の微係数 $d\delta_x/dX$ の不連続な領域は δ_x : 一定 とした場合も計算した。図 8 はこれらの計算結果を実験番号⑤について行なった結果である。これによると, T_{bx} 分布の変化が大きい前縁付近は, 実測点数が少ないところを Data Fitting しているため, α_{gx} の値で負を示す例が $X \approx 0.1$ で見られる。また後縁付近の T_{bx} 分布は, $X = 0.9$ より後方の実測値がなく多項式を外挿したため, あまり信頼性がないなどの欠点がある。しかし図 7 と比較して, 翼弦中央付近の α_{gx} 分布は良い一致を示していること, また α_{cx} 分布は, $Nu \propto Re^{0.8}$ よりも $Nu \propto Re^{0.6}$ 則に分布していることがわかる。さらに冷却空気の分配はよみ点 ($X=0$) での α_{cs} と α_{cp} の一貫性から, 背側と腹側にはほぼ 6:5 の割合で流れているもの推論される。なお, 計算ステップの違い ($dX=0.01, 0.02, 0.04$) による分布の差はほとんどない。したがって階差法による T_{bx} , T_{cx} 分布の計算には, 次のような修正を行なうことにする。

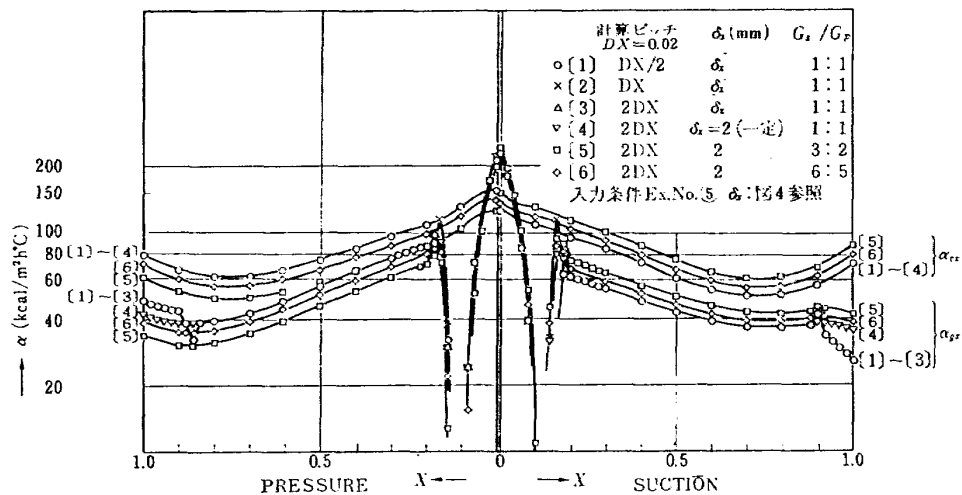


図 8 数値計算による翼表面熱伝達率分布
(計算条件の予備的検討)

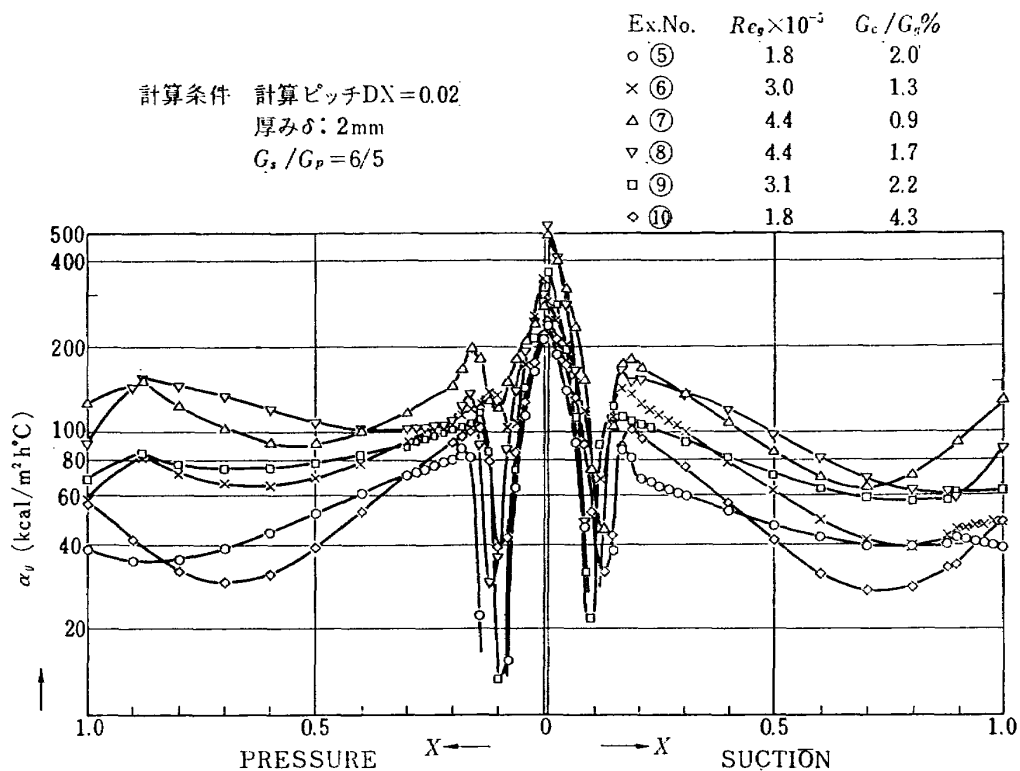


図 9 数値計算による翼表面熱伝達率分布 (α_{gx})

- (1) (3.3.4)節(3)における (3.37) 式を次式にする。

$$\alpha_{cx} = K_{cB} u_{cx}^{0.6} x_i^{-0.4} \quad (3.40)$$

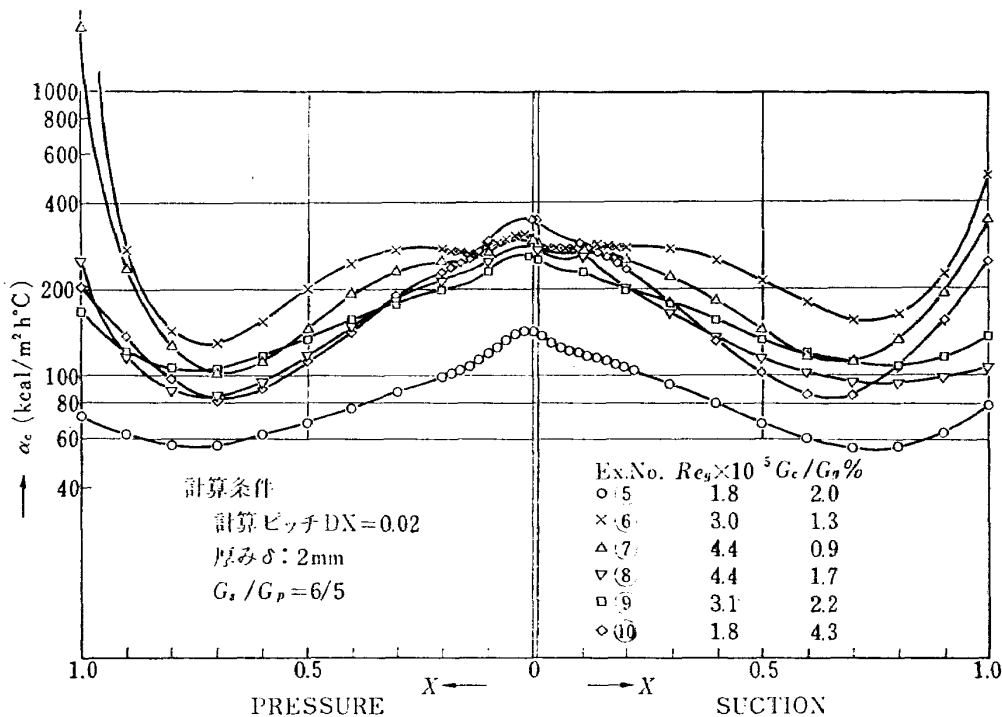
ただし $K_{cB} = \alpha_{cB} u_{cB}^{-0.6} x_{iB}^{0.4}$

- (2) 冷却空気流量 G_c の背側、腹側への分配は 6:5 にする。

翼列実験の実験番号⑤～⑩について δ_x : 一定, 冷却空気の分配 6:5 の条件で計算した α_{gx} 分布を, 図 9 に, α_{cx} 分布を図 10 に参考として示した。

3.6 計算結果 (その 2) と考察

「階差法による T_b , T_c の計算」に前節 3.5 で述べた修正を加えて, 翼列実験番号⑤について翼材の熱伝導率 λ_s を 2 種類として計算した。結果の T_{bx} , T_{cx} 分布を図 6 に, 修正後の α_{cx} 分布を図 7 に, それぞれ修正前の結果と重ねて示す。冷却空気側の熱伝達率分布 α_{cx} は, 「 T_{bx} , $T_{cx} \rightarrow \alpha_{gx}$, α_{cx} の計算」の結果を示す図 8 と比較して値が良く一致している。また 翼表面温度分布 T_{bx} は対応する実測値の分布と前縁よ

図 10 数値計算による翼表面熱伝達率分布 (α_{cx})

どみ点で一致し、後方への分布も比較的良く合っていると考えられる。また冷却空気の背側、腹側への分配を6:5としたことによって、冷却空気出口温度 T_{ej} が背側と腹側で一致し、値も実測値に近くなった。翼材の熱伝導率 λ_s の影響は図6に見られるように λ_s が小さいほど温度勾配 dT_{bx}/dx が大きくなる。供試翼の場合の軟鋼に対応する $40 \text{ kcal/mh}^\circ\text{C}$ とニッケルクロム系の耐熱合金に対応する $15 \text{ kcal/mh}^\circ\text{C}$ では、前者の方は後縁付近で実測値に近く、後者の方が前縁付近で実測値により近い分布を示している。一方 T_{bx} を計算する場合、前縁付近の主流側、冷却空気側で与えるそれぞれの熱伝達率分布が、重要なファクタであるにもかかわらず、図7、図8を比較しても分るように、供試翼のような形状の α_{gx} 、 α_{cx} をより実際に即した分布で与えることに困難さを伴う。

すなわち「階差法による T_b 、 T_c の計算」を用いて供試翼の T_{bx} 、 T_{cx} の計算値の精度をあげるためには、次のような予備試験をする必要があると思われる。

- (1) 供試翼の熱伝導率を問題にする温度範囲内で実測する。
- (2) 冷却空気が背側、腹側の通路へどのような割合で分配されるかを実測する。
- (3) 特に前縁よどみ点付近、後縁よどみ点付近の主流側、冷却空気側の熱伝達率分布を検討する。

さて実験番号⑤～⑩について修正をした後の「階差法による T_b 、 T_c の計算」を用いて計算した T_{bx} 分布を η の値で、図11に示し、それぞれの α_{gx} 分布を図12、 α_{cx} 分布を図13に示す。 α_{gx} 分布については、いずれも乱流遷移がないとして計算した。 α_{cx} については、計算の方法から冷却空気量と前縁よどみ点の主流側熱伝達率 α_{gug} に依存し、後縁付近の極端な変化は、冷却空気通路のすき間 h_x の形状による冷却空気の流速 u_{cx} の変化のためである。図11の T_{bx} 分布はそれぞれ風洞実験の実測値と比較すれば、前縁付近の温度変化の相異は見られるが、比較的良く一致しているので、翼表面の平均冷却効率、翼弦中央付近から後方にかけての冷却効率の分布などの考察には、ここで述べた数値計算法は十分な情報を提供するものと考えられる。図14は翼表面熱伝達率分布のまとめとして、階差法に用いた修正後の熱伝達率の実験式と供試翼の位置との対応を示す。また本計算法は、結果として翼面温度分布、冷却空気温度分布、翼面温度勾配について、それぞれの翼表面 X 方向に沿った値を得るので、冷却空気から翼面へ、翼材の X 方向へ、翼面から主流への伝熱量がそれぞれ計算出来る。図15は、一例として実験番号⑤に対応する計算結果について上記の各伝熱量を計算したものである。同図から対流による伝熱量 H_c 、 H_g は各々の熱伝達率分布にほぼ対応する傾向を示すこと、伝導による翼材内の伝熱量は前縁、後縁付近は少ないが、翼弦中央では前記 H_c 、

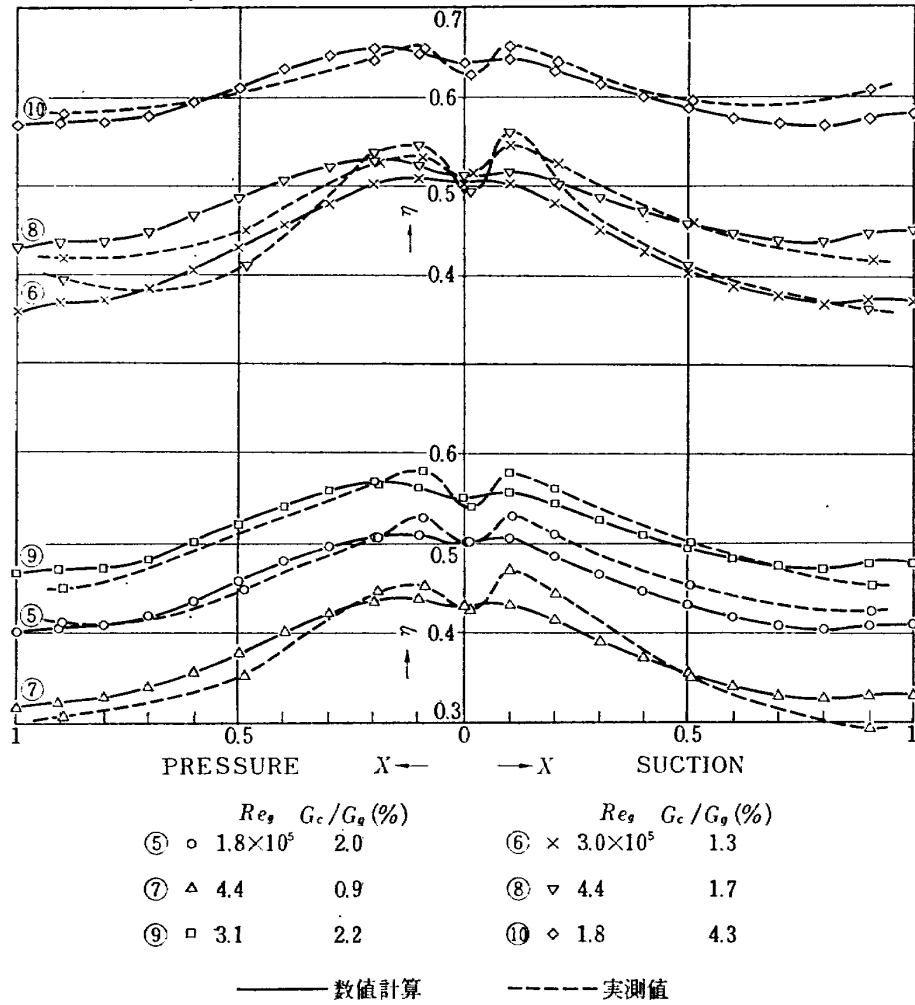


図 11 階差法による翼表面温度分布 (η)

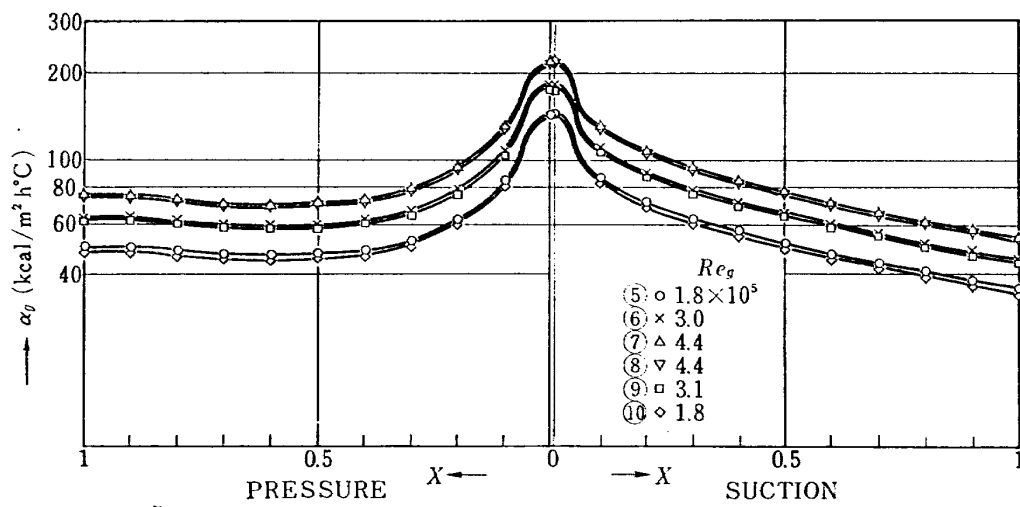
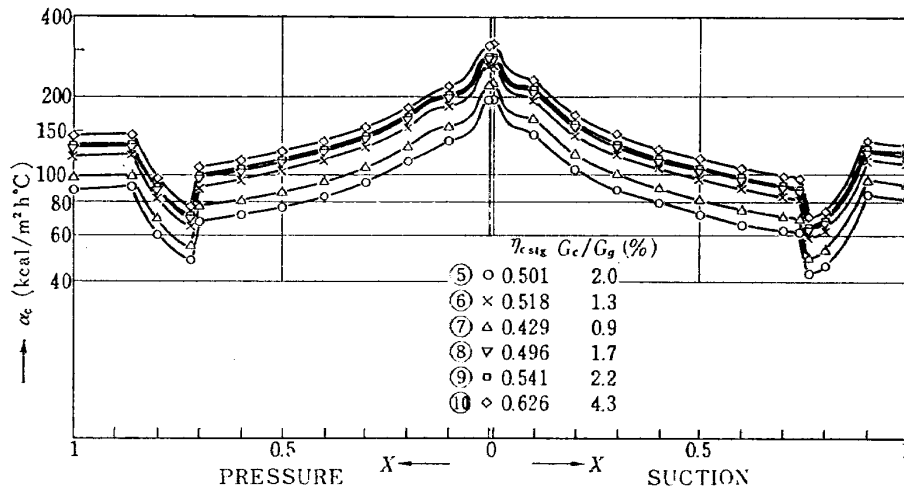
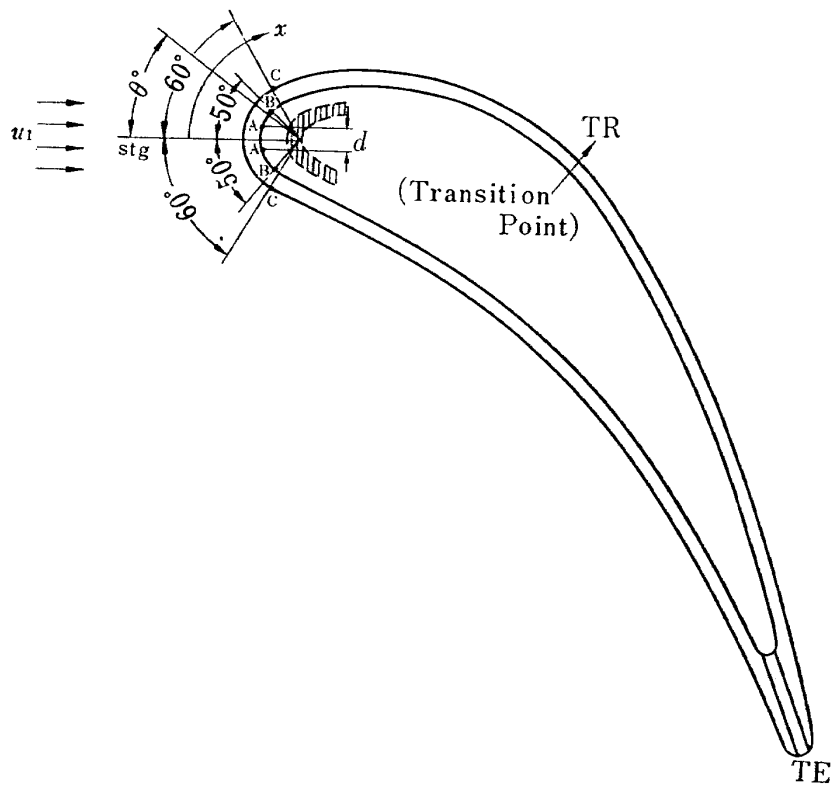


図 12 階差法に用いた翼表面熱伝達率分布 (α_{gx})

図 13 階差法に用いた翼表面熱伝達率分布 (α_{cx})

主流側

$$\text{Stg-C} \quad \alpha_{gx} = 1.14 \frac{\lambda_g}{d_l} Pr^{0.4} \sqrt{\frac{u_1 d_l}{\nu_g}} \left(1 - \left(\frac{\theta}{90}\right)^3\right)$$

[円柱の式]

$$\text{C-TR} \quad Nu_x = 0.332 Re_x^{0.5} Pr^{0.5}$$

$$\alpha_{gx} = K_g u_{gx}^{0.5} x^{-0.5}$$

$$\left(K_g = \alpha_{g80} u_{g80}^{-0.5} \left(\frac{\pi}{6} d_l\right)^{0.5}\right)$$

[層流平板の式]

$$\text{TR-TE} \quad Nu_x = 0.0296 Re_x^{0.8} Pr^{1/3}$$

$$\alpha_{gx} = 0.0296 \lambda_g Re_x^{0.8} Pr^{1/3} x^{-1}$$

[乱流平板の式]

註) 本計算では ($Re_{g \max} = 4.4 \times 10^6$)

乱流境界層はないものとして計算した

冷却空気側

$$\text{Stg-A} \quad \alpha_{c \text{ stg}} = \alpha_{g \text{ stg}} S_g / S_c \times (T_g - T_{b \text{ stg}}) / (T_{b \text{ stg}} - T_{co})$$

[よどみ点における温度実測値より]

$$\text{A-B} \quad Nu_{cx} \propto Re_{cx}^{2/3}$$

$$\alpha_{cx} = K_{cA} u_{cx}^{2/3} x_i^{-1/3}$$

$$(K_{cA} = \alpha_{c \text{ stg}} u_{cA}^{-2/3} x_{iA}^{1/3})$$

[ジェットインピンジによる]

よどみ点近傍の式]

$$\text{B-TE} \quad Nu_{cx} \propto Re_{cx}^{0.6}$$

$$\alpha_{cx} = K_{cB} u_{cx}^{0.6} x_i^{-0.4}$$

$$(K_{cB} = \alpha_{cB} u_{cB}^{-0.6} x_{iB}^{-0.4})$$

[(3.40) 式参照]

図 14 翼表面熱伝達率分布のまとめ

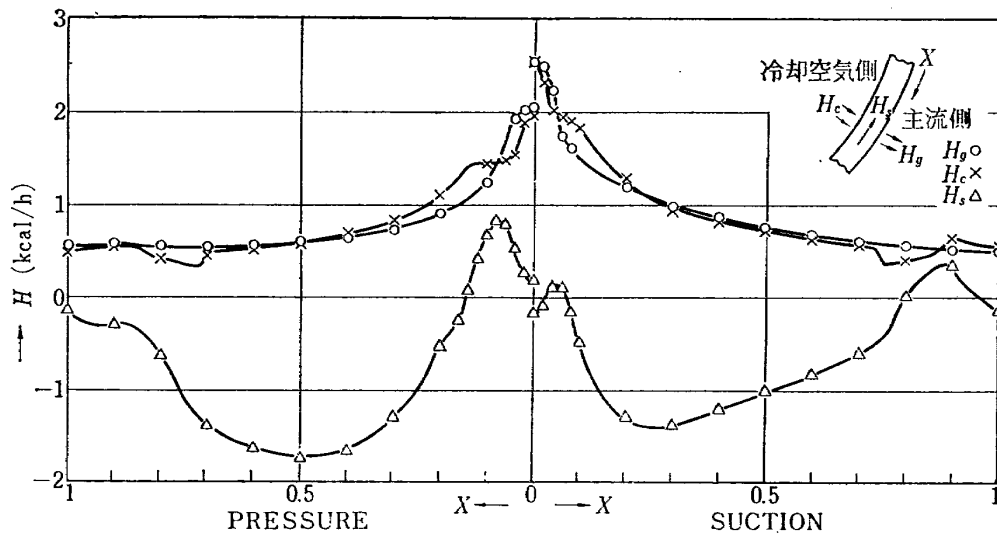


図 15 各方向への伝熱量計算値 (Ex. No. ⑤)

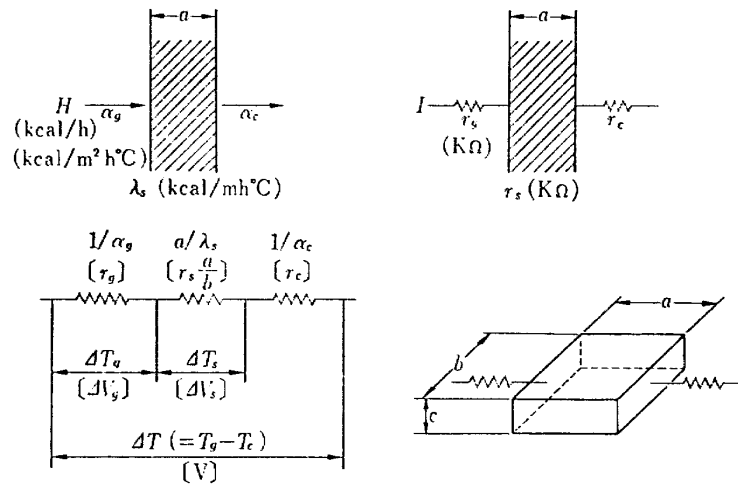


図 16 温度場と電位場のアナロジー

H_g よりも多いことなどが見られる。参考のために数値計算結果を実験番号⑤に対応するものについて表 2.1 (背側), 表 2.2 (腹側) に掲げた。

4. アナログ法による翼表面温度分布

4.1 理論的準備

熱伝導による定常二次元温度分布は、ラプラスの式で表わされるようにポテンシャルフローの解析に帰着する。また電気伝導による電位の場合も、同様にラプラスの式を満足することが知られている。したがって導電紙を用いて、供試翼型と相似な形状における電位の場を測定すれば、ただちに温度場が得られることになる。このアナログ法について、供試翼の場合のアナロジーの確認と境界条件の与え方を次に述べる。簡単な

ために一次元について考察すれば、図 16 で明らかなように x 方向の熱の流れに関しては、(4.1) 式、(4.2) 式、電流に関しては (4.3) 式が得られる。

$$H = K(T_g - T_c) \cdot bc \quad (4.1)$$

ここに K : 熱通過率

$$\left(\frac{1}{K} = \frac{1}{\alpha_g} + \frac{a}{\lambda_s} + \frac{1}{\alpha_c} \right) (\text{kcal/m}^2\text{h}^\circ\text{C})$$

すなわち

$$H/bc = \Delta T \left/ \left(\frac{1}{\alpha_g} + \frac{a}{\lambda_s} + \frac{1}{\alpha_c} \right) \right. \quad (4.2)$$

$$I = V \left/ \left(r_g + r_s \frac{a}{b} + r_c \right) \right. \quad (4.3)$$

(4.2) 式, (4.3) 式より、温度差による熱の流れと電位差による電流とは明らかに相似である。さて、上

SUGLION SIDE

XR	THI	RAD	ALG	ALC	YET	YTC	TB	TC	DT/DX	QG	QC	GM
0.000	2.000	0.729	145.2	199.9	0.502	1.000	60.0	83.9	-0.009	-0.253E+01	-0.253E+01	0.180E+00
0.020	2.000	0.772	143.1	181.1	0.501	0.979	59.9	82.9	-0.004	-0.250E+01	-0.232E+01	0.901E-01
0.040	2.000	0.809	128.4	156.5	0.501	0.960	59.9	82.0	0.005	-0.224E+01	-0.202E+01	-0.106E+00
0.060	2.000	0.840	99.7	151.2	0.502	0.943	59.9	81.2	0.005	-0.174E+01	-0.195E+01	-0.110E+00
0.080	2.000	0.866	92.3	151.0	0.502	0.926	59.9	80.3	-0.008	-0.161E+01	-0.193E+01	0.156E+00
0.100	2.000	0.886	86.9	145.5	0.501	0.910	59.9	79.6	-0.023	-0.151E+01	-0.184E+01	0.479E+00
0.120	2.000	0.905	82.6	134.4	0.499	0.895	59.8	78.8	-0.037	-0.143E+01	-0.168E+01	0.763E+00
0.140	2.000	0.919	79.1	125.7	0.496	0.881	59.7	78.2	-0.048	-0.137E+01	-0.155E+01	0.974E+00
0.160	2.000	0.929	76.1	118.6	0.493	0.868	59.5	77.6	-0.055	-0.131E+01	-0.144E+01	0.113E+01
0.180	2.000	0.937	73.5	112.7	0.490	0.856	59.4	77.0	-0.061	-0.125E+01	-0.135E+01	0.124E+01
0.200	2.000	0.943	71.2	107.6	0.486	0.845	59.2	76.4	-0.065	-0.120E+01	-0.127E+01	0.132E+01
0.220	2.000	0.947	69.2	103.3	0.482	0.834	59.0	75.9	-0.067	-0.116E+01	-0.120E+01	0.137E+01
0.240	2.000	0.950	67.3	99.5	0.478	0.824	58.8	75.4	-0.068	-0.112E+01	-0.114E+01	0.140E+01
0.260	2.000	0.952	65.6	96.1	0.474	0.815	58.6	75.0	-0.069	-0.108E+01	-0.108E+01	0.140E+01
0.280	2.000	0.953	64.1	93.1	0.470	0.806	58.4	74.5	-0.069	-0.105E+01	-0.104E+01	0.140E+01
0.300	2.000	0.955	62.6	90.4	0.466	0.797	58.2	74.1	-0.068	-0.102E+01	-0.093E+00	0.138E+01
0.320	2.000	0.956	61.2	88.0	0.462	0.788	58.1	73.7	-0.066	-0.098E+00	-0.095E+00	0.135E+01
0.340	2.000	0.959	60.0	85.7	0.458	0.780	57.9	73.3	-0.065	-0.095E+00	-0.092E+00	0.132E+01
0.360	2.000	0.961	58.7	83.7	0.455	0.773	57.7	73.0	-0.063	-0.092E+00	-0.090E+00	0.129E+01
0.380	2.000	0.965	57.6	81.8	0.451	0.765	57.5	72.6	-0.061	-0.090E+00	-0.086E+00	0.125E+01
0.400	2.000	0.969	56.5	80.0	0.447	0.758	57.3	72.2	-0.059	-0.087E+00	-0.083E+00	0.120E+01
0.420	2.000	0.974	55.4	78.4	0.444	0.751	57.2	71.9	-0.057	-0.085E+00	-0.081E+00	0.116E+01
0.440	2.000	0.980	54.4	76.8	0.441	0.744	57.0	71.6	-0.055	-0.083E+00	-0.079E+00	0.112E+01
0.460	2.000	0.987	53.4	75.4	0.437	0.737	56.9	71.2	-0.053	-0.081E+00	-0.077E+00	0.109E+01
0.480	2.000	0.993	52.5	74.0	0.434	0.730	56.7	70.9	-0.051	-0.079E+00	-0.075E+00	0.105E+01
0.500	2.000	0.999	51.5	72.7	0.431	0.724	56.6	70.6	-0.050	-0.077E+00	-0.073E+00	0.102E+01
0.520	2.000	1.000	50.6	71.5	0.428	0.717	56.4	70.3	-0.048	-0.075E+00	-0.071E+00	0.979E+00
0.540	2.000	1.000	49.8	70.4	0.426	0.711	56.3	70.0	-0.046	-0.073E+00	-0.069E+00	0.942E+00
0.560	2.000	1.000	48.9	69.3	0.423	0.705	56.2	69.7	-0.044	-0.072E+00	-0.068E+00	0.904E+00
0.580	2.000	1.000	48.1	68.3	0.420	0.700	56.0	69.5	-0.042	-0.070E+00	-0.066E+00	0.864E+00
0.600	2.000	1.000	47.3	67.3	0.418	0.694	55.9	69.2	-0.040	-0.068E+00	-0.064E+00	0.823E+00
0.620	2.000	1.000	46.6	66.3	0.416	0.688	55.8	68.9	-0.038	-0.067E+00	-0.063E+00	0.780E+00
0.640	2.000	1.000	45.8	65.5	0.413	0.683	55.7	68.7	-0.036	-0.065E+00	-0.061E+00	0.736E+00
0.660	2.000	1.000	45.1	64.6	0.411	0.678	55.6	68.4	-0.034	-0.064E+00	-0.059E+00	0.690E+00
0.680	2.000	1.000	44.4	63.8	0.409	0.673	55.5	68.2	-0.032	-0.063E+00	-0.058E+00	0.645E+00
0.700	2.000	1.000	43.7	63.0	0.408	0.668	55.4	67.9	-0.029	-0.061E+00	-0.057E+00	0.595E+00
0.720	2.000	1.000	43.0	62.3	0.406	0.663	55.3	67.7	-0.027	-0.060E+00	-0.055E+00	0.545E+00
0.740	2.000	1.000	42.4	61.6	0.404	0.658	55.3	67.5	-0.024	-0.059E+00	-0.054E+00	0.493E+00
0.760	2.000	1.000	41.7	60.7	0.403	0.654	55.2	67.3	-0.018	-0.058E+00	-0.053E+00	0.435E+00
0.780	2.000	1.000	41.1	60.0	0.402	0.651	55.2	67.1	-0.008	-0.057E+00	-0.052E+00	0.365E+00
0.800	2.000	1.000	40.5	59.4	0.402	0.648	55.2	67.0	0.001	-0.056E+00	-0.051E+00	-0.184E+01
0.820	2.000	1.000	40.0	58.8	0.403	0.644	55.2	66.8	0.008	-0.055E+00	-0.050E+00	-0.171E+00
0.840	2.000	1.000	39.4	58.1	0.403	0.640	55.2	66.6	0.014	-0.054E+00	-0.049E+00	-0.288E+00
0.860	2.000	1.000	38.8	57.5	0.404	0.636	55.3	66.4	0.018	-0.054E+00	-0.049E+00	-0.331E+00
0.880	2.000	1.000	38.3	57.0	0.405	0.632	55.3	66.2	0.016	-0.054E+00	-0.049E+00	-0.377E+00
0.900	2.500	1.000	37.8	56.0	0.406	0.626	55.4	65.9	0.014	-0.053E+00	-0.048E+00	-0.361E+00
0.920	2.150	1.000	37.3	55.2	0.407	0.621	55.4	65.7	0.009	-0.052E+00	-0.047E+00	-0.108E+00
0.940	1.800	1.000	36.8	54.4	0.407	0.615	55.4	65.4	0.005	-0.052E+00	-0.047E+00	-0.891E-01
0.960	1.450	1.000	36.2	53.7	0.407	0.610	55.4	65.2	0.000	-0.051E+00	-0.046E+00	-0.432E-02
0.980	1.100	1.000	35.7	53.0	0.407	0.605	55.4	64.9	-0.006	-0.050E+00	-0.045E+00	0.694E-01
1.000	0.750	1.000	35.7	52.3	0.407	0.600	55.4	64.7	-0.017	-0.050E+00	-0.045E+00	0.133E+00

表 2.2 階差法による数値計算結果 (修正後 Ex. No. ⑤)

PRESSURE SIDE

XN	THI	RAD	ALG	ALC	YET	YTC	TB	TC	DT/DX	QG	QC	QM
0.000	2.000	0.734	145.2	198.5	0.502	1.000	60.0	64.7	0.009	-0.205E+01	-0.403E+00	-0.180E+00
0.020	2.000	0.735	144.1	190.9	0.502	0.980	60.0	82.9	0.013	-0.203E+01	-0.188E+01	-0.259E+00
0.040	2.000	0.761	136.4	158.0	0.503	0.962	60.0	82.1	0.026	-0.193E+01	-0.155E+01	-0.524E+00
0.060	2.000	0.806	115.4	147.8	0.505	0.946	60.1	81.3	0.039	-0.164E+01	-0.148E+01	-0.792E+00
0.080	2.000	0.860	95.3	140.9	0.507	0.931	60.2	80.6	0.041	-0.136E+01	-0.144E+01	-0.623E+00
0.100	2.000	0.915	86.6	138.6	0.508	0.916	60.3	79.9	0.033	-0.124E+01	-0.145E+01	-0.677E+00
0.120	2.000	0.963	80.0	137.8	0.510	0.901	60.3	79.1	0.020	-0.114E+01	-0.146E+01	-0.412E+00
0.140	2.000	0.996	74.6	135.0	0.510	0.886	60.4	78.4	0.004	-0.107E+01	-0.142E+01	-0.792E+01
0.160	2.000	1.000	70.2	127.8	0.510	0.872	60.3	77.7	-0.012	-0.100E+01	-0.130E+01	0.244E+00
0.180	2.000	1.000	66.4	121.1	0.509	0.859	60.3	77.1	-0.025	-0.949E+00	-0.119E+01	0.511E+00
0.200	2.000	1.000	63.2	115.4	0.508	0.847	60.2	76.6	-0.036	-0.901E+00	-0.110E+01	0.731E+00
0.220	2.000	1.000	60.5	110.6	0.506	0.836	60.1	76.0	-0.045	-0.859E+00	-0.103E+01	0.914E+00
0.240	2.000	1.000	58.2	106.4	0.503	0.826	60.0	75.5	-0.052	-0.822E+00	-0.964E+00	0.107E+01
0.260	2.000	1.000	56.2	102.8	0.501	0.816	59.9	75.1	-0.059	-0.790E+00	-0.910E+00	0.120E+01
0.280	2.000	1.000	54.5	99.5	0.498	0.807	59.8	74.6	-0.064	-0.762E+00	-0.864E+00	0.131E+01
0.300	2.000	1.000	53.1	96.6	0.495	0.799	59.6	74.2	-0.069	-0.737E+00	-0.824E+00	0.141E+01
0.320	2.000	1.000	51.8	93.9	0.491	0.790	59.4	73.8	-0.073	-0.715E+00	-0.788E+00	0.149E+01
0.340	2.000	1.000	50.8	91.5	0.488	0.782	59.3	73.4	-0.076	-0.696E+00	-0.756E+00	0.155E+01
0.360	2.000	1.000	50.0	89.3	0.484	0.774	59.1	73.0	-0.079	-0.679E+00	-0.728E+00	0.161E+01
0.380	2.000	1.000	49.3	87.3	0.480	0.767	58.9	72.7	-0.081	-0.664E+00	-0.703E+00	0.165E+01
0.400	2.000	1.000	48.7	85.4	0.476	0.760	58.7	72.3	-0.083	-0.651E+00	-0.680E+00	0.168E+01
0.420	2.000	1.000	48.2	83.7	0.472	0.753	58.5	72.0	-0.084	-0.639E+00	-0.659E+00	0.171E+01
0.440	2.000	1.000	47.8	82.0	0.468	0.746	58.3	71.7	-0.085	-0.628E+00	-0.640E+00	0.172E+01
0.460	2.000	1.000	47.5	80.5	0.464	0.740	58.2	71.4	-0.085	-0.618E+00	-0.623E+00	0.173E+01
0.480	2.000	1.000	47.2	79.1	0.460	0.733	58.0	71.1	-0.085	-0.609E+00	-0.606E+00	0.173E+01
0.500	2.000	1.000	46.9	77.8	0.456	0.727	57.8	70.8	-0.085	-0.601E+00	-0.591E+00	0.173E+01
0.520	2.000	1.000	46.7	76.5	0.452	0.721	57.6	70.5	-0.084	-0.593E+00	-0.577E+00	0.171E+01
0.540	2.000	1.000	46.6	75.3	0.448	0.715	57.4	70.2	-0.083	-0.586E+00	-0.564E+00	0.170E+01
0.560	2.000	1.000	46.5	74.2	0.444	0.709	57.2	69.9	-0.082	-0.574E+00	-0.552E+00	0.167E+01
0.580	2.000	1.000	46.4	73.1	0.440	0.704	57.0	69.7	-0.080	-0.570E+00	-0.540E+00	0.164E+01
0.600	2.000	1.000	46.3	72.1	0.437	0.698	56.8	69.4	-0.079	-0.568E+00	-0.529E+00	0.160E+01
0.620	2.000	1.000	46.3	71.1	0.433	0.693	56.6	69.1	-0.077	-0.563E+00	-0.519E+00	0.156E+01
0.640	2.000	1.000	46.4	70.2	0.429	0.688	56.5	68.9	-0.074	-0.559E+00	-0.509E+00	0.152E+01
0.660	2.000	1.000	46.5	69.3	0.426	0.682	56.3	68.6	-0.072	-0.555E+00	-0.499E+00	0.146E+01
0.680	2.000	1.000	46.6	68.4	0.422	0.677	56.1	68.4	-0.069	-0.552E+00	-0.489E+00	0.140E+01
0.700	2.000	1.000	46.7	67.6	0.419	0.672	56.0	68.1	-0.065	-0.550E+00	-0.480E+00	0.134E+01
0.720	2.000	1.000	46.9	47.9	0.416	0.668	55.8	67.9	-0.059	-0.549E+00	-0.338E+00	0.120E+01
0.740	2.000	1.000	47.2	49.5	0.414	0.664	55.7	67.8	-0.049	-0.548E+00	-0.349E+00	0.990E+00
0.760	2.000	1.000	47.5	52.6	0.412	0.661	55.6	67.6	-0.039	-0.548E+00	-0.367E+00	0.800E+00
0.780	2.000	1.000	47.8	56.3	0.410	0.657	55.5	67.4	-0.031	-0.550E+00	-0.390E+00	0.630E+00
0.800	2.000	1.000	48.1	61.1	0.409	0.653	55.5	67.2	-0.024	-0.552E+00	-0.418E+00	0.483E+00
0.820	2.000	1.000	48.4	67.4	0.408	0.648	55.4	67.0	-0.018	-0.554E+00	-0.455E+00	0.367E+00
0.840	2.000	1.000	48.8	76.2	0.407	0.643	55.4	66.7	-0.014	-0.557E+00	-0.505E+00	0.291E+00
0.860	2.000	1.000	49.1	89.4	0.406	0.637	55.4	66.5	-0.013	-0.560E+00	-0.580E+00	0.297E+00
0.880	2.000	1.000	49.4	93.3	0.406	0.631	55.3	66.2	-0.013	-0.562E+00	-0.591E+00	0.300E+00
0.900	2.000	1.000	49.6	92.4	0.405	0.625	55.3	65.9	-0.015	-0.564E+00	-0.572E+00	0.303E+00
0.920	1.787	1.000	49.8	91.6	0.404	0.620	55.3	65.6	-0.016	-0.565E+00	-0.553E+00	0.301E+00
0.940	1.528	1.000	49.9	90.8	0.403	0.614	55.2	65.3	-0.018	-0.565E+00	-0.536E+00	0.280E+00
0.960	1.269	1.000	49.8	90.0	0.403	0.608	55.2	65.1	-0.019	-0.563E+00	-0.520E+00	0.244E+00
0.980	1.009	1.000	49.6	89.2	0.402	0.603	55.1	64.8	-0.019	-0.559E+00	-0.505E+00	0.194E+00
1.000	0.750	1.000	49.6	88.5	0.401	0.598	55.1	64.6	-0.017	-0.558E+00	-0.490E+00	0.131E+00
X	δ_x (mm)	r_x	α_{gx} (kcal/m ² h°C)	α_{ex} (kcal/m ² h°C)	η	η_c	t_{bx} (°C)	t_{cx} (°C)	dt_b/dx (°C/mm)	H_g (kcal/h)	H_c (kcal/h)	H_s (kcal/h)

式と同様、主流側、翼材内部それぞれにおける温度降下、電位降下に関して、次のような式が成り立つ。

$$H = \alpha_g \Delta T_g \cdot bc \quad (4.4)$$

$$H = \lambda_s \frac{\Delta T_s}{a} \cdot bc \quad (4.5)$$

$$I = \Delta V_g / r_g \quad (4.6)$$

$$I = \Delta V_g \left/ \left(r_s \frac{a}{b} \right) \right. \quad (4.7)$$

ここで温度降下の比 $\Delta T_g / \Delta T_s$ と電位降下の比 $\Delta V_g / \Delta V_s$ が等しいことを用いると、次式が得られる。

$$r_g = \frac{\lambda_s}{b\alpha_g} r_s \quad (4.8)$$

同様に、冷却空気側の電気抵抗は、次式で表わされる。

$$r_c = \frac{\lambda_s}{b\alpha_c} r_s \quad (4.9)$$

すなわち、境界条件としての熱伝達率に対応する電気抵抗は、(4.8) 式、(4.9) 式による値となる。ここまでの議論は、導電紙の形状が供試翼形状と合同な場合同についてであるがいま導電紙の形状を相似に N 倍拡大した場合を考える。このとき (4.6) 式、(4.7) 式は次のようになる。

$$I' = \Delta V_g' / r_g' \quad (4.10)$$

$$I' = \Delta V_s' / r_s \frac{a'}{b'} \quad (4.11)$$

いま $a' = aN$, $b' = bN$ だから (4.11) 式は次式になる。

$$I' = \Delta V_s' / r_s \frac{a}{b} \quad (4.12)$$

したがって (4.8) 式、(4.9) 式に対応する r_g' , r_c' は全く同一の値をとる。すなわち形状が相似である限り境界条件として与える電気抵抗は、(4.8) 式、(4.9) 式で表わされる。

さて対流による熱抵抗と、伝導による熱抵抗はそれぞれ $1/\alpha$, a/λ_s で表わされ、風洞実験の場合の値として、 $\alpha_g = \alpha_c \doteq 120$ (kcal/m²h°C), $a = 0.002$ (m), $\lambda_s = 40$ (kcal/mh°C) を代入すると、翼材部の熱流の方向が厚み方向に沿った場合 (すなわち一次元的である) には翼材部の熱抵抗の全熱抵抗に対する比は次のように表わされる。

$$\frac{a/\lambda_s}{\frac{1}{\alpha_g} + \frac{1}{\alpha_c} + \frac{a}{\lambda_s}} = 0.00299 \quad (4.13)$$

このように、翼材部の熱抵抗が小さいところでは、厚み方向の温度差は厚みにほぼ比例する。

4.2 実験装置および実験方法

翼列実験に相当するアナログ法の実験装置を図 17 に、供試導電紙翼型を図 18 に示す。この場合、前縁よどみ点における x 方向の温度勾配がほぼ 0 であること、使用できる可変抵抗の個数が限られていることなどから、背側、腹側に分けて実験を試みることにした。図 19 に実際の配線と温度場との対応を示す。実験に使用した装置は次の通りである。(同図には使用装置との対応も示してある。)

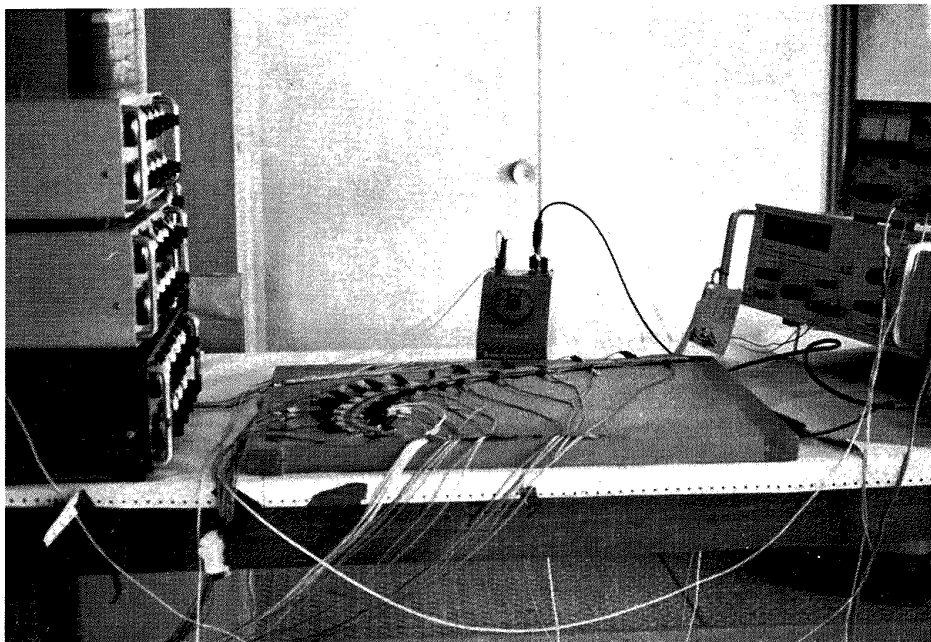


図 17 アナログ法実験装置

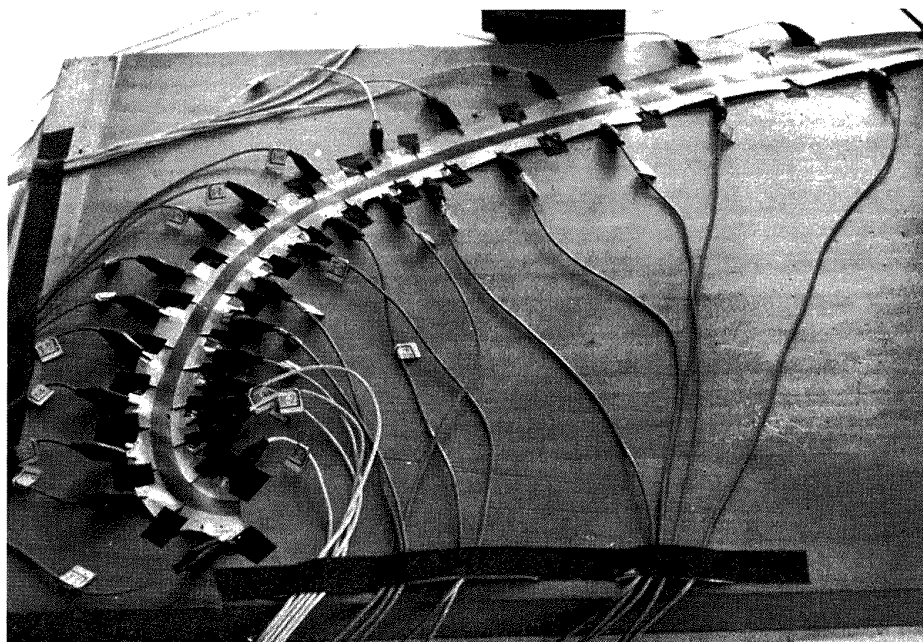


図 18 導電紙翼型

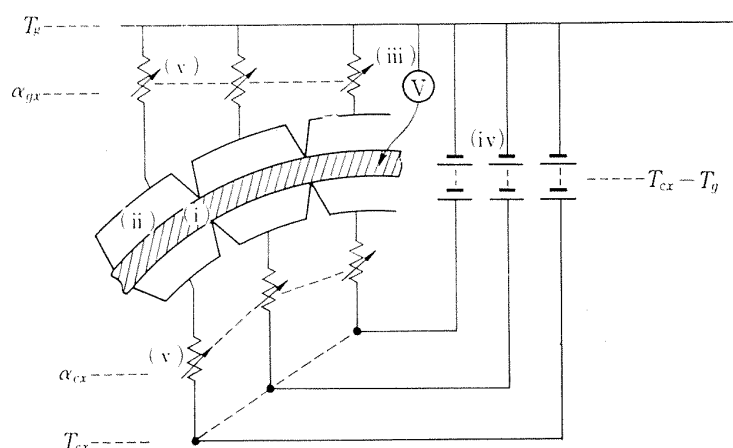


図 19 アナログ法配線図と温度場の対応

- (i) 導電紙: TELEDATUS PAPER $r_s \approx 2 \text{ k}\Omega$
抵抗値は異方性があり (17~18%), 周囲空気
の相対湿度にも影響されるので, 実験前に必ず測定
することが必要である。
- (ii) 電極: 導電性塗料 (藤倉化成社製 ドータイ
ト D-500) を導電紙に塗布
- (iii) 計数型電圧計: INTEGRATE DIGITAL
VOLTMETER TR 6515-TR 6011
 $10\mu\text{V} \sim 1000\text{V}$ (TAKEDA RIKEN 社製)
- (iv) 直流定電圧装置: MODEL 7325, $1 \sim 30 \text{ V}$,
 1 A (KIKUSUI 製)
- (v) 可変抵抗: POTENTIOMETER 1000 目
盛, $100 \text{ k}\Omega$ 10 個, $50 \text{ k}\Omega$ 20 個, $30 \text{ k}\Omega$ 20
個

次に実験方法は, はじめに供試導電紙の正方形あた

りの電気抵抗を直交する二方向について測定し, その
算術平均を r_s とする。供試翼型の分割した電極の中 b
と, 供試翼材の熱伝導率 λ_s , 各位置に対応する熱伝達率
 α_g, α_c などから, $r = \lambda_s r_s / b\alpha$ を用いて r_g, r_c を求め,
可変抵抗をそれぞれ設定する。次に $(T_{cx} - T_g)$ に相
当する電位を各可変抵抗に流れる電流が, 許容電流
以下になるように注意しながら設定する。このよう
にして想定する温度条件に相似な電位場を設定した後,
着目する位置の電位を計数型電圧計で読みとる。

電極の翼弦方向の分割数は, 主流側, 冷却空気側に
各 15 個とし, 導電紙の拡大寸法を 5 倍にした。

4.3 実験結果と考察

風洞実験番号⑤に対応する温度場における実験結果
を図 20, 図 21 に示す。図 20 は翼弦方向の温度分
布と境界条件として与えた熱伝達率分布, 冷却空気温

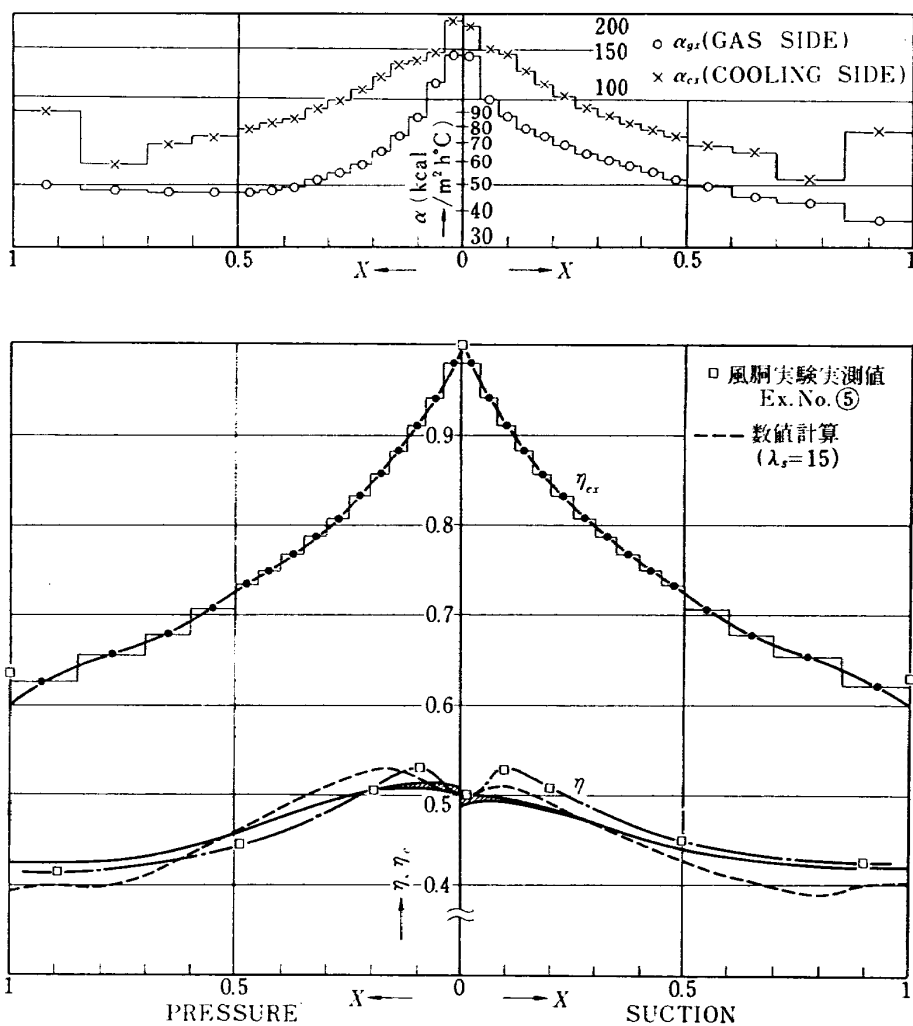


図 20 アナログ法による翼弦方向の温度分布

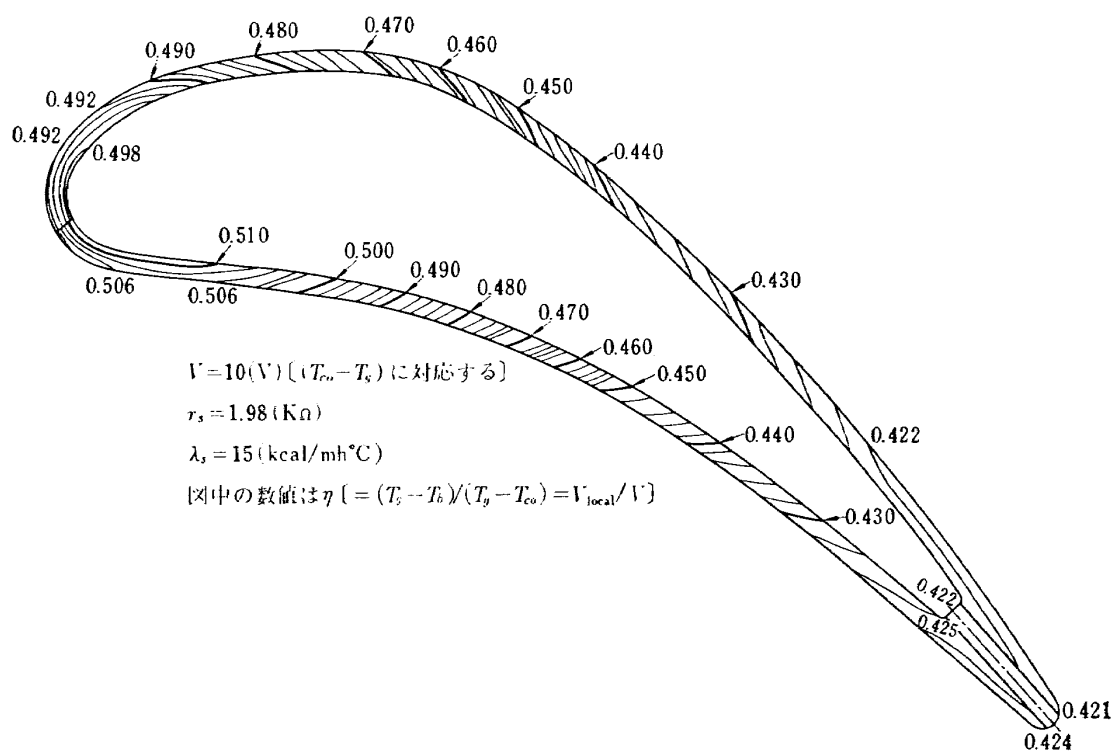


図 21 アナログ法による二次元温度分布

度分布を示し、比較のために風洞実験の実測値、数値計算結果を重ねて示す。温度分布が前縁 ($X=0$) で不連続なのは、背側と腹側に分けて実験したためである。 X 方向の分布の傾向は、背側、腹側ともに $X \approx 0.1$ 付近で風洞による実測値と少しずれているが、他の位置ではかなり良く一致している。数値計算の場合と同様に、 $X \approx 0.1$ 付近の熱伝達率の評価に問題が残ると考えられる。図 21 はアナログ法による二次元温度分布を示す。前縁、後縁付近では熱の流れが厚み方向に向かい、特に前縁では相対的に厚み方向の温度差が大きい。一方翼弦中央付近では厚み方向の温度差が微少であって、熱流は翼弦方向 (X 方向) に向かっていることなどがわかる。

4.4 翼材の厚みと温度分布

前節までに述べた方法を用いて、前縁付近における翼材の厚みによる温度分布の変化を調べた。すなわち $X=0$ から $X=0.2$ までの境界条件を踏襲し、形状は長方形で近似する。厚みは 4, 3, 2, 1 mm のそれぞれについて実験を行なった。結果を図 22 に示す。同図によれば厚みが増加しても境界の熱伝達率が同じであれば、ほぼ相似な等温線分布を示す。また図 23 は長さ方向の位置 [1]~[5] について厚みと温度差の関係を示す。これによれば供試翼型の場合にも前縁付近は、ほぼ一次元的な流れであるとみなすことができる。すなわち厚み方向の温度差は、厚みにほぼ比例し、温度差の絶対値は厚みの両側で与える熱抵抗と厚み内の熱抵抗の比から算出できる。

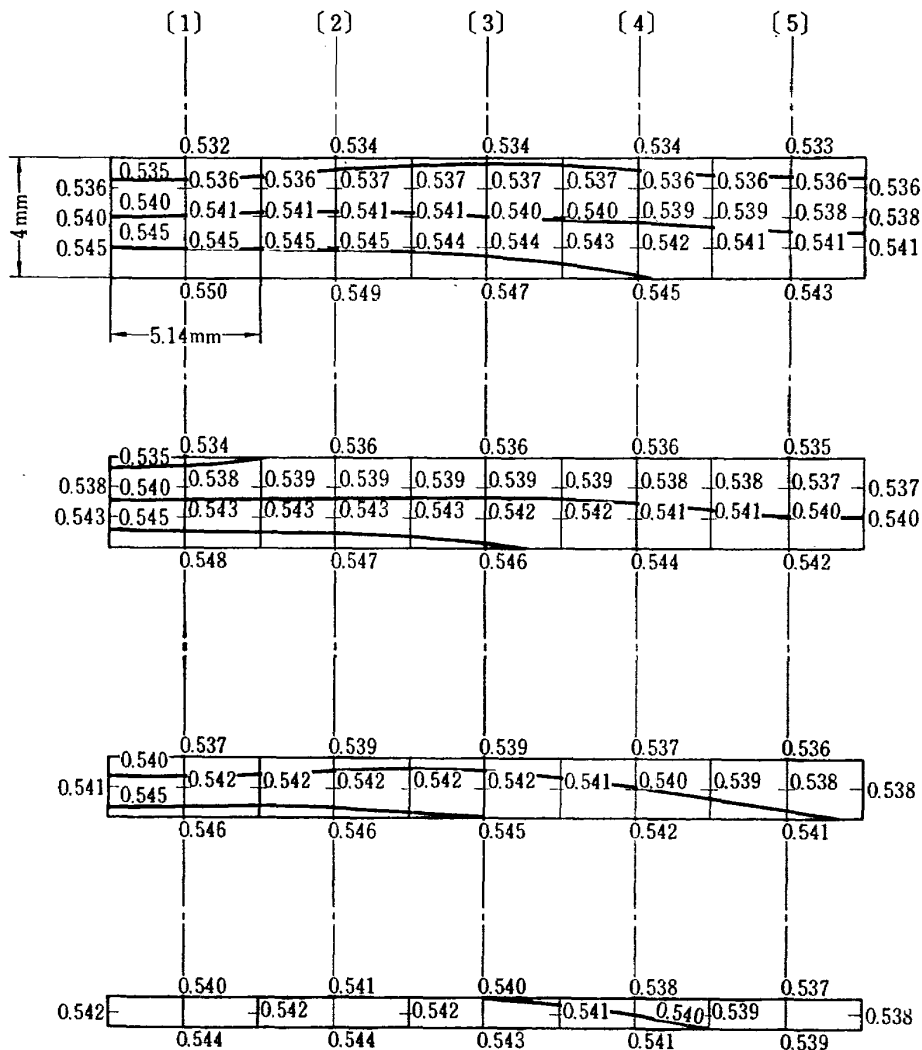


図 22 前縁付近の厚みと温度分布 (図中の数値は η)

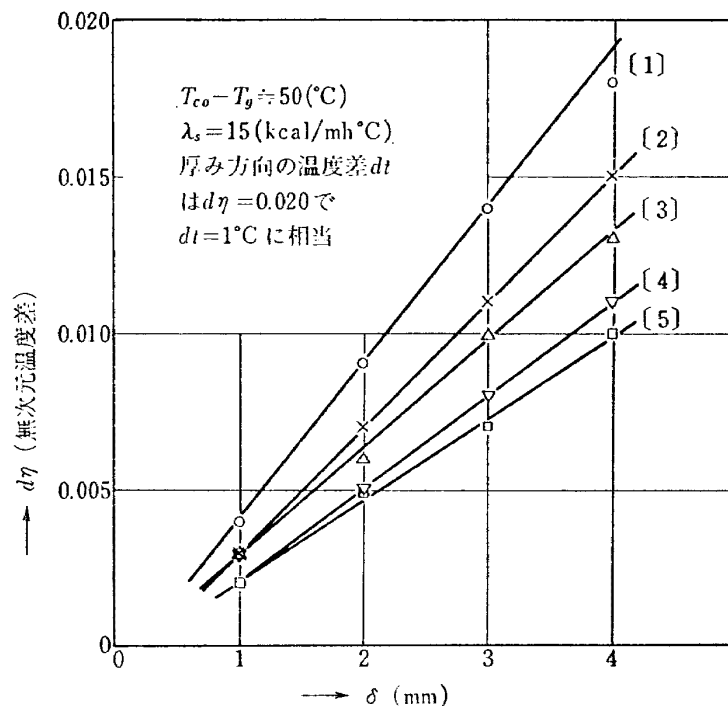


図 23 厚み方向の温度差と厚みの関係

5. 結 論

本報告では第1報の風洞翼列実験の結果のうち翼表面温度分布をもとに、数値計算およびアナログ法による解析を行なって、翼材の温度に關する伝熱的な考察をすすめ、さらに数値計算またはアナログ法のみによって供試冷却翼の十分な設計資料となり得る温度分布が得られるようにすることが目的であった。以下数値計算法、アナログ法それぞれに対して得られた結論を述べる。

- (1) 階差法による数値計算は、境界条件として与える主流側、冷却空気側の熱伝達率分布の評価に依存するが、ここで考察した修正に従えば、次のような結論になる。
- (a) 主流側の熱伝達率は、円柱、平板の局所熱伝達率を与える式を近似的に用いることができると考えられるが、円柱から平板に近似する境界付近の値の評価に問題がある。
- (b) 冷却空気側の熱伝達率は、インピンジによる前縁よどみ点と、その近傍の値を与える近似式が多数あるにもかかわらず、実測値が翼高方向の平均値に近い値であるために、文献による近似式(第1報、表3)をそのまま使えない。ここでは、よどみ点の実測値を参考に近似式(3.34)から求めた。

チャンネルフロー領域から後縁吹出しまでは「 $T_{bx}, T_{cx} \rightarrow \alpha_{gx}, \alpha_{cx}$ 」の計算から推論されるように $Nu \propto Re^{0.6}$ 則を用いるとよい近似が得られた。

また冷却空気が、背側と腹側にどのように流量配分されるかも一つの問題である。供試翼の場合 G_s/G_p で約 6/5 であった。

- (c) 本報告で行なった修正のように、たとえば前縁よどみ点における実測値を導入すると計算値は翼表面全体にわたって実測値とかなりよく一致する。
- (d) 数値計算のみによる方法で、より信頼性を上げるためには、主流側、冷却空気側ともに前縁付近の熱伝達率分布のさらに良い近似が必要であり、翼表面境界層の乱流遷移点を、知ることでもあると思われる。
- (2) (a) アナログ法による実験においても、熱伝達率分布が、境界条件として必要なため、数値計算法と同様な問題が存在する。
- (b) 前縁よどみ点付近は、熱流がほぼ厚み方向に一次元的である。翼弦中央から後縁方向にかけては、厚み方向の温度差が微小であり、翼弦方向(X方向)の伝導による熱流が相対的に多い。(1)の数値計算による結論についても同様な結果が成り立つ。

(c) 翼材内の熱抵抗は、対流による熱抵抗を含めた全熱抵抗に比して微少であるため、前縁付近の厚み方向の温度差は厚みにほぼ比例する。

文 献

- 1) 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1報): 航技研報告 TR-231, 1970
- 2) М.Н. Бодунов: Расчет распределения температуры по профилю турбинных лопаток при внутреннем воздушном охлаждении; серия "Авиационная Техника" No. 2 1963 「内部空気冷却を行うタービン翼温度分布の計算」 GTR-1606
- 3) 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

NAL TR-232 正 誤 表

	表	紙
誤	高温タービンノズル翼二次元翼列試験 第2報 対流冷却翼の数値許算及びアナログ <u>ル</u> 法 による翼表面温度分布について	
正	高温タービンノズル翼二次元翼列試験 第2報 対流冷却翼の数値計算及びアナログ <u>グ</u> 法 による翼表面温度分布につて	

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 暎一, 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子型加速度計の研究 Study on the Analog Torque Rebalance 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
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) Two-Dimensional Cassade Test of an Air-Cooled Turbine Nozzle (Part 1 On the Experimental Results of a Convection-Cooled Blade)	1971年1月	吉田 豊明, 高原 北雄 能瀬 弘幸, 井上 重雄 三村 富嗣雄, 臼井 弘

航空宇宙技術研究所報告 232 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
