

ISSN 0452-2982
UDC 533. 6. 05
533. 6. 08. 6
533. 6. 011. 3
532. 517. 2
532. 517. 4

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-610

放射温度計による断熱翼模型上の 温度分布測定試験結果

澤 田 秀 夫 ・ 小 池 陽 ・ 鈴 木 弘 一
小 松 行 夫 ・ 中 村 正 剛 ・ 馬 場 滋 夫

1989年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

放射温度計による断熱翼模型上の 温度分布測定試験結果*

澤田 秀夫** 小池 陽** 鈴木 弘一**
小松 行夫** 中村 正剛** 馬場 滋夫**

1. はじめに

同一の模型を異なった風洞に置いて、模型の空力性能を測定する試験をしたとする。この場合、力学的相似則に従えば、同一のレイノルズ数と同一のマッハ数で試験をした二つの風洞試験結果は同一の空力性能を示すことが期待される。しかしながら、一般にはこの二つの風洞試験結果は異なったものになる。その原因は二つの風洞間で力学的相似則が厳密に言うところと成立していないことにあると考えられている。試験に用いる模型自体は同一の物であるから、模型形状の変化、表面の腐食、部分的破損もしくは変形の影響を除けば、模型に関する幾何学的相似の点では比較的良く成立しているといえる。しかしながら、これよりも大きな影響を及ぼすものと考えられている以下の原因が存在している。

すなわち、二つの風洞および試験における

- (1) 風洞気流の性質の違い
- (2) 風洞壁干渉の違い
- (3) 使用する天秤の精度の違い
- (4) スティング干渉の違い
- (5) その他の測定法の違い

である。

きわめて慎重な風洞試験計画と実行により、(2)~(5)の原因による空力性能の差異を十分に小さなものにすることは可能である。しかし、風洞内気流の性質は風洞に固有のものであるから、(1)の原因による空力性能の差異を小さくするには風洞を改良する以外に方法はない。また、あらかじめこの違いを小さなものにしておくことも困難である。

そのうえ、(1)の原因による影響を詳細に評価するには、気流の乱れが模型上の境界層、はく離領域、後流域にどの程度影響するかを定量的に評価する必要があり、現状ではきわめて困難と言わざるを得ない。今回の試験の目的は、(1)の原因の影響の中、翼面上境界層の遷移点の変化の影響を特定するために、遷移点の測定を翼面上の温度分布の測定を介して行うことにある。翼面上の遷移点測定法はすでにいくつかの信頼できる方法が確立されている。なかでも、いわゆる、昇華法と呼ばれるものは広く遷音速風洞における遷移点測定法として利用されているが、試験効率が悪く、そのうえ、使用する化学薬品は人体にとって良くないといわれているものを使用している。一方、近年、非接触の温度計が著しく発達し、翼面の温度を離れたところから高精度に測定することができるようになってきている。翼面上に発達する境界層と翼面上の温度分布とは密接な関係が存在しているから、翼面上の温度分布を詳細に測定することにより、翼面上の流れの様子を知ることにも可能と言える。この方法を用いて、1987年度から行われたNAL-ONERA 国際共同研究の国際対応風洞試験¹⁾における風洞気流の質の影響評価を試みた。この共同研究の中で、ONERA-M2模型²⁾と同じ形の断熱翼模型を使った試験を行うことは以下のような利点が考えられた。

(1) ONERA-M2模型の大きさでは、NAL 2m × 2m 遷音速風洞測定部における試験結果への風洞壁干渉を無視することができる。

(2) すでに製作されているONERA-M2複製模型の中で、頭部と尾部の部分を利用することができ、製作費を抑えることができる。

(3) ONERA-M2, その2.66倍の大きさの

* 平成元年7月20日受付

** 空力性能部

ONERA-M5 に関する信頼できる試験データが豊富にそろっている。

(4) ONERA-M5 模型²⁾の試験データには翼面上の圧力分布の測定結果がある。

(5) ONERA-M5 模型の試験データには翼面上の昇華法による可視化試験結果がある。

遷音速風洞の試験ではいまだ温度測定による翼面上の流れの可視化は日常的に採用されていないので、ONERA-M2模型形状の断熱翼を製作して、翼面温度分布の測定による翼面上の流れの可視化の可能性を詳細に評価することは、今後のより効率的な遷音速風洞試験が可能になりえるという点で意義があるものと考えられる。

翼面上の温度分布は、翼材料の断熱性能に依存するが、模型の製作精度、強度、内部強度部材の配置に伴う翼模型の熱特性の模型内での違いも温度分布に影響を与える。このため、翼面上の温度分布と気流の状態との対応を良好にするには、後者の影響を極力抑えるような断熱翼の設計が望まれた。

2. 記 号

単位

a	: 熱伝達係数 ($\text{W}/\text{m}^2\text{K}$)
\bar{c}	: ONERA-M2代表翼弦長 (0.052m)
α	: 模型設定迎角 (度)
α_{wing}	: 主翼迎角 ($\alpha+4$) (度)
x	: 主流方向で翼面に沿った距離 (m)
y	: x に直角な翼面に沿った距離 (m)
λ_{air}	: 空気の熱伝導率 (~ 0.026) ($\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$)
λ_{wing}	: 翼表面材料の熱伝導率 (~ 1.38) ($\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$)
N_u	: 流れのヌッセルト数
Pr	: 空気のプラントル数 (0.71)
Re	: 流れのレイノルズ数
M	: 一様流マッハ数

P_0	: 一様流総圧 (kPa)
T_0	: 一様流総温 ($^{\circ}\text{C}$)
C_N	: 垂直力係数
$C_{N\alpha}$: $\partial C_N / \partial \alpha$
C_{AF}	: フォアボディ軸力係数
C_m	: ピッチングモーメント係数
T	: 翼表面測定温度 (K, $^{\circ}\text{C}$)
$\frac{\partial T}{\partial s}$: 最大温度勾配 (K/m)
$\nabla^2 T$: $\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2}$ (K/m ²)

3. 断熱翼模型

3.1 模型材料の選定

まず、本実験で利用した放射温度計の仕様を表1に示す。本温度計は手持ちの放射温度計を利用したもので、近年はさらにより高性能な放射温度計が市販されている。この手持ちの放射温度計で境界層が層流と乱流の場合の熱伝達による温度変化が模型内部の熱伝導による温度変化よりも十分に大きくなるための十分条件を断熱翼模型の熱伝導率 λ と気流のヌッセルト数 N_u の関係で調べた。ここでレイノルズ数 Re は 1×10^6 と定めて、気流温度と、模型表面温度との差を 5°C と仮定した。模型表面の微小部分について気流からの熱伝達による熱侵入と、模型材料内部に発生している温度勾配により流失していく熱が主にこの微小部分の温度を決定すると仮定する。

この仮定のもとでは、熱伝達による微小部分に侵入する熱が温度勾配による熱伝導によって流失する熱よりも十分大きければこの微小部分の温度は熱伝達により生じたものと考えることができ、模型表面の温度分布と表面に形成されている流れ場との対応が付きやすいものと考えることができる。

そこで、放射温度計により測定できる最小の温

表1 使用した放射温度計の主な仕様

最高温度分解能	0.2 / 8 $^{\circ}\text{C}$
空間分解能	1.8 mm角 (1 m離れた所で)
最高測定速度	2 Hz. . 平面上の温度測定に対して
	500 Hz. . 水平走査線上の温度測定に対して

度勾配を温度計の空間最高分解能と温度分解能から0.25K/2.5mmと仮定し、さらに図3-1のような熱の流れを仮定した。図中で立方体の外部に向かう矢印は熱伝導による熱エネルギーの流失を示し、内部に向かうものは気流から熱伝達により受

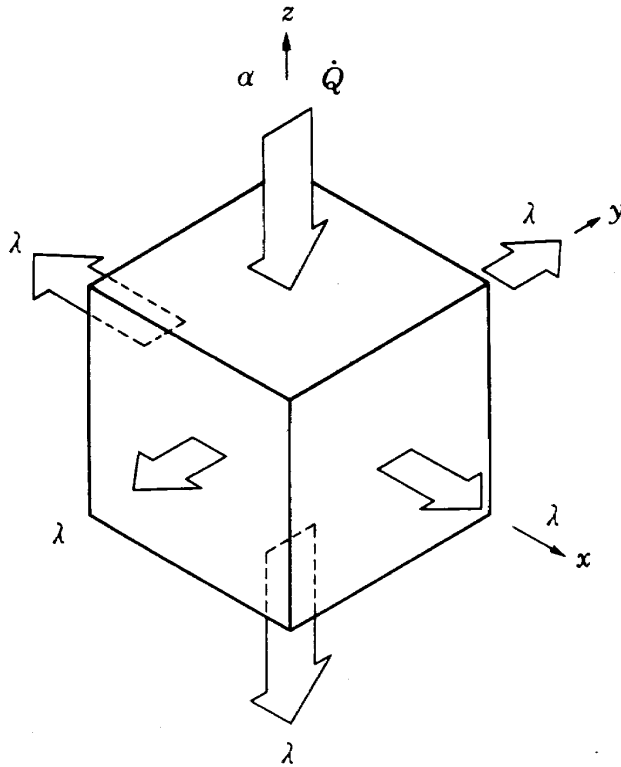


図3-1 断熱翼表面の熱の流れを仮定した図

ける熱エネルギーを表しているものとする。

この結果、熱伝達により侵入する熱と温度勾配により流失する熱が釣り合う時のヌッセルト数 N_u と熱伝導率 λ_{wing} の関係は

$$n \cdot \lambda_{wing} \cdot \frac{\partial T}{\partial s} = \frac{\lambda_{air}}{c} \cdot N_u \quad (1)$$

となる。

ここで、 n は図3-1に於ける熱流失面の数を表しているものとする。図3-2では $n=5$ に相当する直線で表される。また、層流と乱流に於ける熱伝達係数としては、式(3)、(4)を採用した²⁾。

$$N_u = a \cdot x / \lambda_{air} \quad (2)$$

$$\text{層流} : N_u = 0.664 P_r^{1/3} Re^{1/2} \quad (3)$$

$$\text{乱流} : N_u = 0.036 P_r^{1/3} Re^{0.8} \quad (4)$$

図3-2から、模型材料がアルミニウム合金の場合は、図3-1のような熱の流れのもとでは熱伝達による0.1K/mmの温度勾配を観測することは困難であるとの予測がつく。

図3-1に於て $n=5$ となるような状態はまず存在しないであろうが、境界層が層流から乱流へ遷移し始める地点では流れの下流方向以外の面では熱の流失側に作用する温度勾配が発生する可能性があり、 $n=4$ となる。

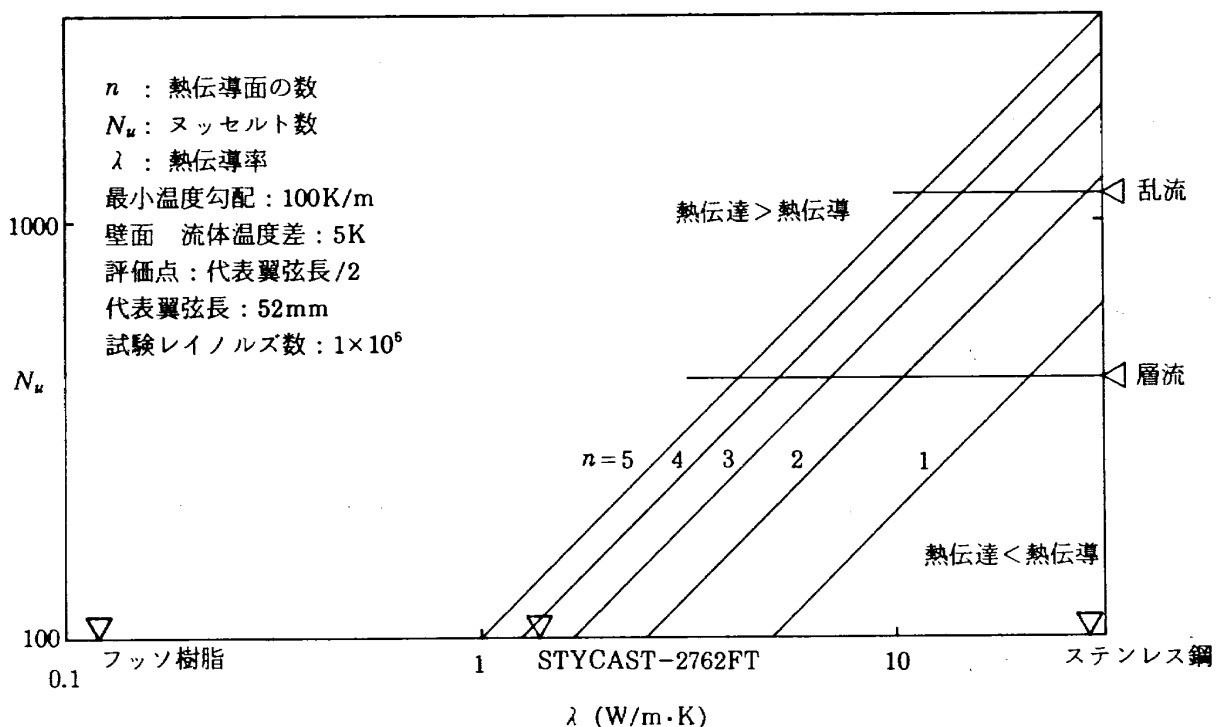


図3-2 熱伝達による侵入熱と温度勾配による流失熱が釣り合う時のヌッセルト数と熱伝導率の関係

このことから、熱伝達による熱侵入に伴う模型表面微小部分の温度上昇を測定することができる可能性を調べる上では、図3-2の $n=4$ のような熱の流れを仮定して熱伝導による熱の流失を評価すればよいことになる。さらに図3-2から、レイノルズ数 Re は 1×10^6 、気流温度と模型表面温度との差 5°C という同じ条件のもとでは、模型がステンレス鋼の場合は熱伝達による熱侵入と温度勾配による熱流失がほぼ同程度となり、現用の放射温度計では熱伝達による模型表面の温度分布を測定することは困難である。しかしながら、この場合は使用する放射温度計の温度測定分解能をさらに上げることが出来れば熱伝達による模型表面の温度分布を測定できる可能性が残されている。

現用の放射温度計を使用するという条件のもとでは、図3-2から熱伝導率が約 $1.5\text{W/m}\cdot\text{K}$ 程度以下であることが望ましいといえる。この条件を満たし模型内部の構造が均一にできる材料として、ジルコニア系ファインセラミックスがあげられる。この場合は温度勾配に伴う熱伝導による熱流失は熱伝達による熱流入の十分の一程度となり、模型表面の温度分布は主に熱伝達による熱侵入に伴う温度分布といえる。そのうえ、ジルコニア系ファインセラミックスは曲げ強度は鋼と同程度であり、また、熱膨張率も鋼と似た値を有していて、断熱翼模型の材料としては適当なものの一つと考えられるが、翼面加工が困難との理由により本試験では採用することができなかった。他の材料の検討に際して表2のような各材料の特徴を列挙したものを作成した。この中で、木材は変形、強度を考えると断熱翼材料に採用できず、ガラスも強度上採用できない。このため、翼模型の芯材としてス

テンレス鋼を用い表面を厚さ 1mm のSTYCAST-2762FTという樹脂を使用するという方法を採用することにした。この樹脂材料は樹脂の中では良熱伝導材料のものとされているが、ジルコニア系ファインセラミックスとほぼ同じ熱伝導率を有し、本実験では利用できることになる。また、熱膨張率は金属の銅とほぼ同じである。この材料の資料を表3に挙げておく。さらにまた、この材料は加工が困難ではあるが模型材料として加工された経験があり、翼模型としてこの組合せで加工製作することは可能であるとの結論に達した。

ステンレス鋼と樹脂の組合せでは熱の流れ方は図3-1の様な仮定が成立するとはいえない。この場合の熱の流れはむしろ図3-3のようになると考えるべきである。図3-3では翼表面に相当する面以外の5つの面で、熱の流れが同じ状況になるとは言えず、ステンレス鋼材料の面に接している面では熱は先に推定した量よりも大きな量の流れが発生する可能性がある。しかしながら、ステンレス鋼はSTYCAST-2762FTに比べて熱伝導率が10倍以上大きく、ステンレス鋼製の翼芯材部分はほぼ様な温度が保たれていると考えられ、模型表面の温度分布変化の度合を一様に減じるものと期待される。

こうした要素を考慮して、最終的に製作した断熱翼模型が図3-4、3-5の図面と写真である。前縁付近と、後縁付近を除き、STYCAST-2762FT樹脂断熱層の厚みは約 1mm と均一になっている。製作精度は図3-6に示す。この精度では国際対応風洞試験で指定されている 0.03mm の誤差以内には入っていないが、翼面上の流れ場の観察に関しては十分な精度があるものと期待した。

表2 種々の断熱翼用材料の得失

材料	製作難易度	試験可能性	材料強度	経年変化
アルミニウム	○	×	△	○
ステンレス鋼	△	×	○	○
ジルコニア系セラミックス	×	△	△	○
樹脂	○	○	×	△
ガラス	×	○	×	○
木材	○	○	△	×

○：優れている、△：やや難がある、×：不良、困難、不可能

表 3 STYCAST-2762FT の代表的物理的特性

比重	2.1	
曲げ強さ	127	MPa
曲げ剛性率	8.2	GPa
熱膨張係数	3.9×10^{-5}	/K
熱伝導率	1.38	W/m・K
比熱	1046.7	J/kg・K

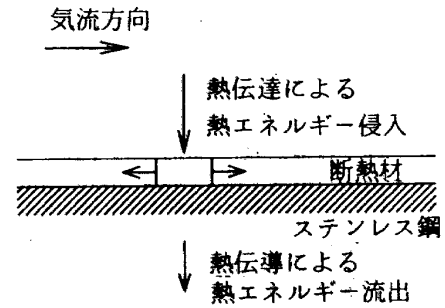
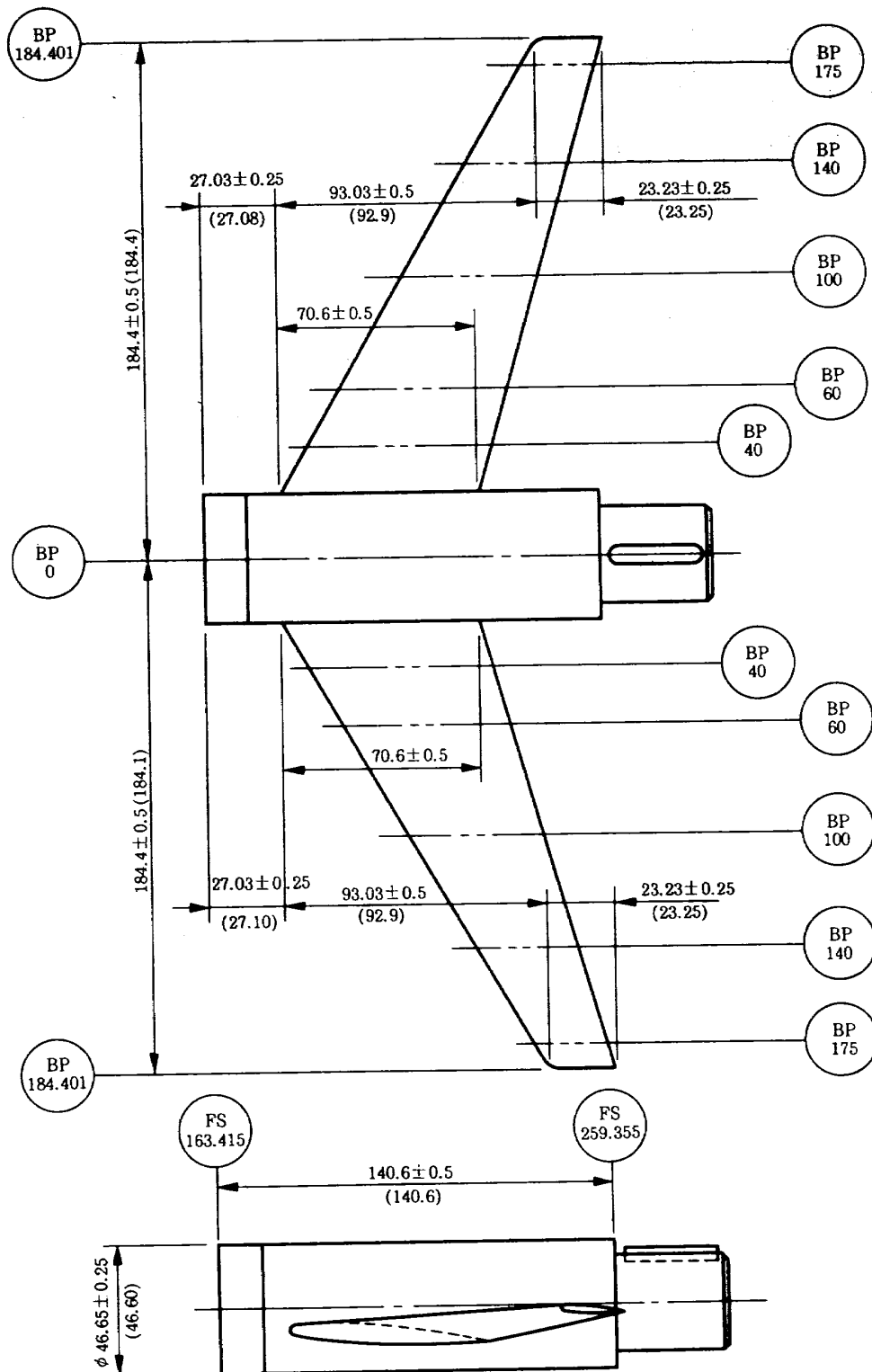


図 3-3 薄い断熱材の時の熱の流れ（推定図）



側面より見る

図 3-4 断熱翼模型設計図

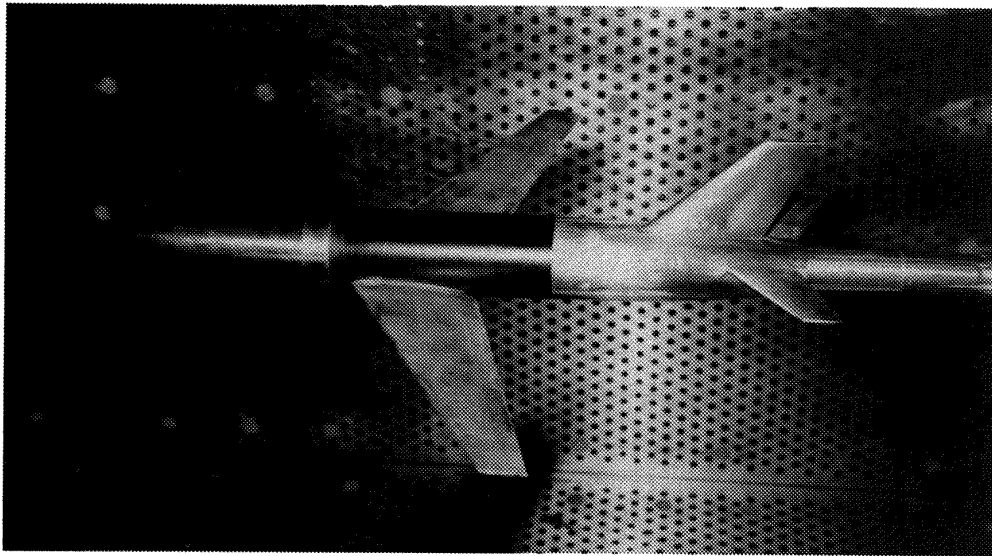


図 3-5 断熱翼模型写真

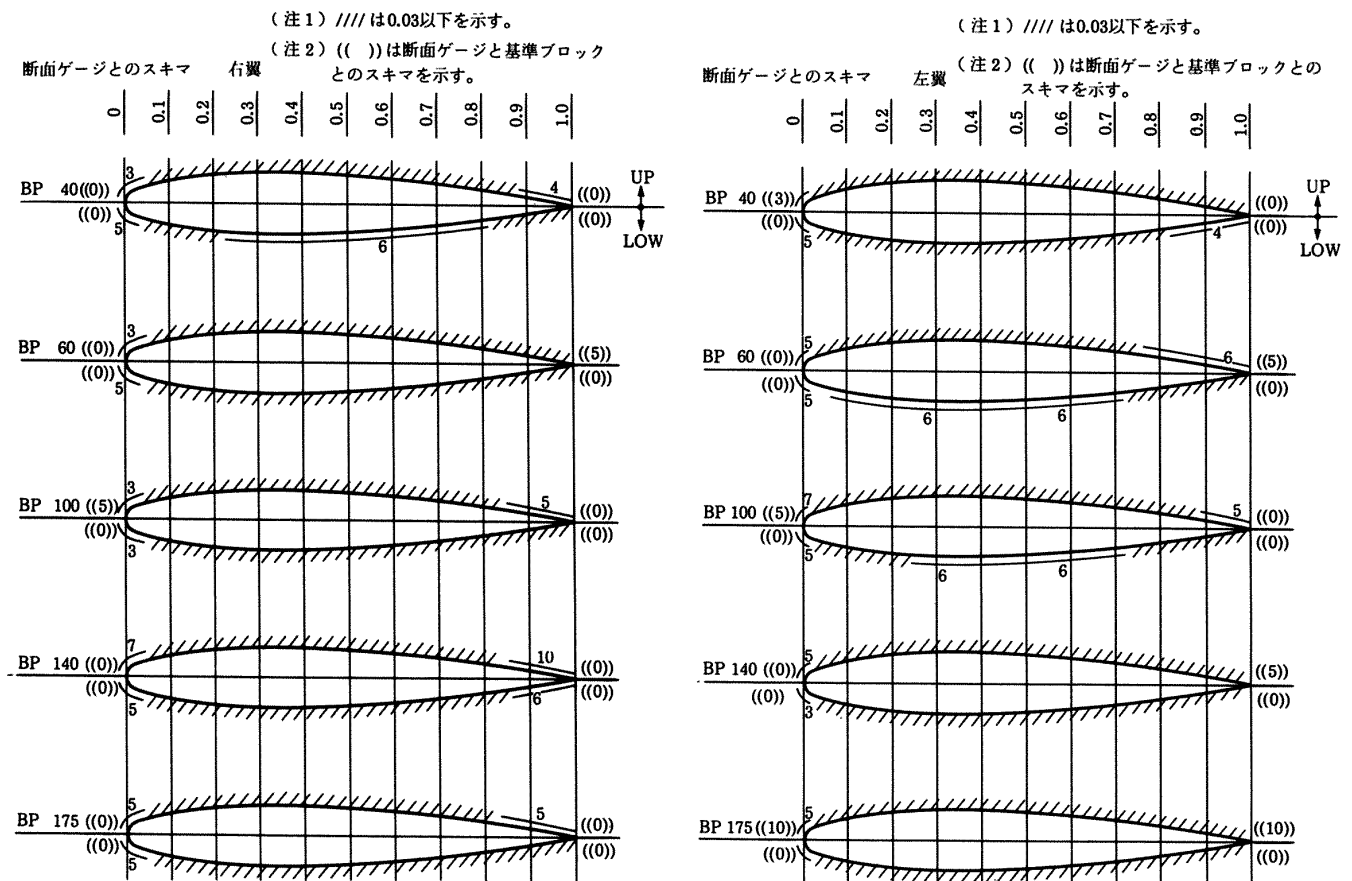


図 3-6 断熱翼模型製作精度

3.2 断熱翼模型の熱特性

図3-7は約12時間遷音速風洞測定部内部に放置した後の翼下面の温度分布測定結果である。この図から翼模型はほぼ熱平衡状態にあると判断できる。また、特別に他の部分と比べて温度が異常になっている部分も観察されない。この結果、本試験における放射温度計による翼面温度分布測定結

果には翼面の反射、測定装置の非一様性に関してはその影響を無視してよいとの結論に達した。

一方、図3-8は翼上面を赤外線ランプにより加熱し、急にランプを切った時の翼表面温度降下の様子を測定した結果である。翼後縁部分にはステンレス鋼の芯材がなく、すべて STYCAST-2762 FT でできている。このため、この部分の翼表面

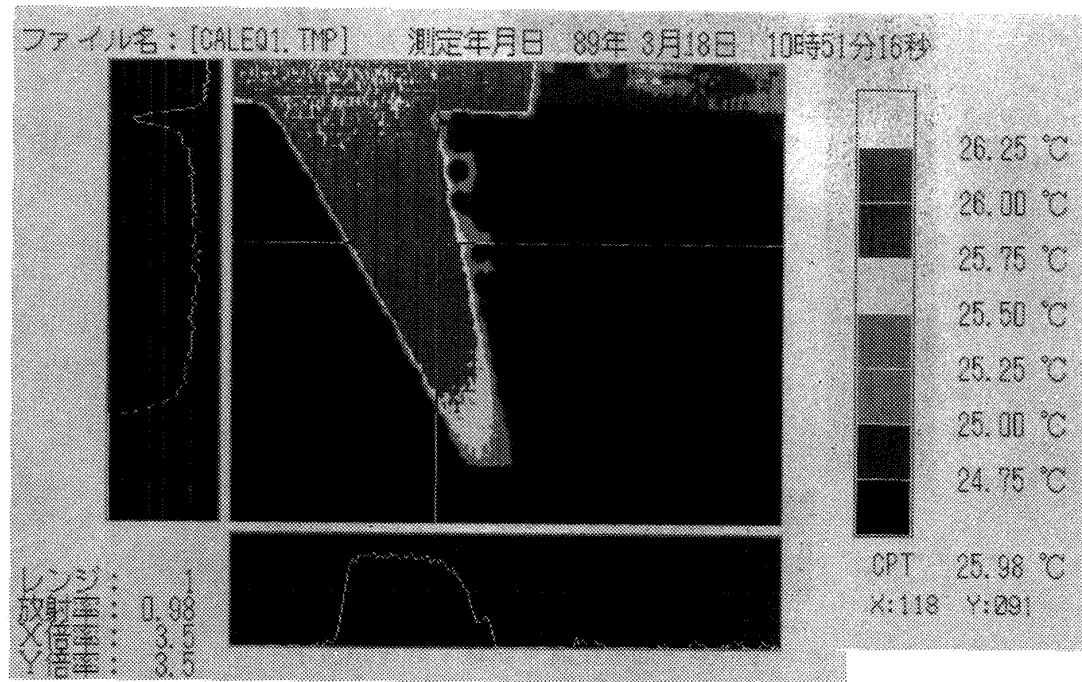


図 3-7 熱平衡時の断熱翼模型下面温度分布

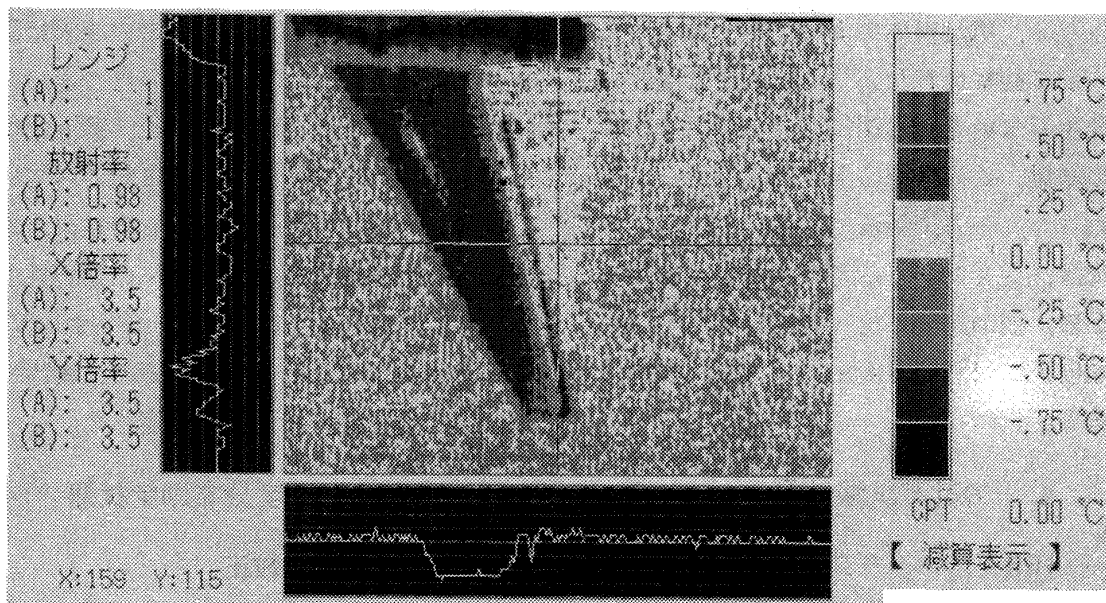


図 3-8 翼上面温度降下試験（静止気流中）

の温度上昇が他よりも速く、ランプによる加熱を止めた直後もしばらく昇温を続けるのが観察された。さらに、内翼の一部にも加熱が強く現れている所が観察された。しかしながら、加熱終了後 2 秒間の温度降下量を評価すると、翼上面の多くの部分は約 $+0.6^{\circ}\text{C/s}$ で降下していることが図 3-8 からわかる。この時の放射温度計は 5 章 1 節で述べられているように較正されている。この場合、

温度降下の始めと終わりの温度変化量は約 2°C であり、単位温度変化に対しては $+0.3^{\circ}\text{C/s}$ の温度降下速度となることが期待される。この事から、この局所的な温度の高い部分はランプによる加熱が局所的に強くなった結果であると結論づけることができる。図 3-9 からわかるように、翼下面の温度降下試験結果でも同様な現象が観察され、特に、温度降下速度は翼上面とほぼ同じ大きさで、均一

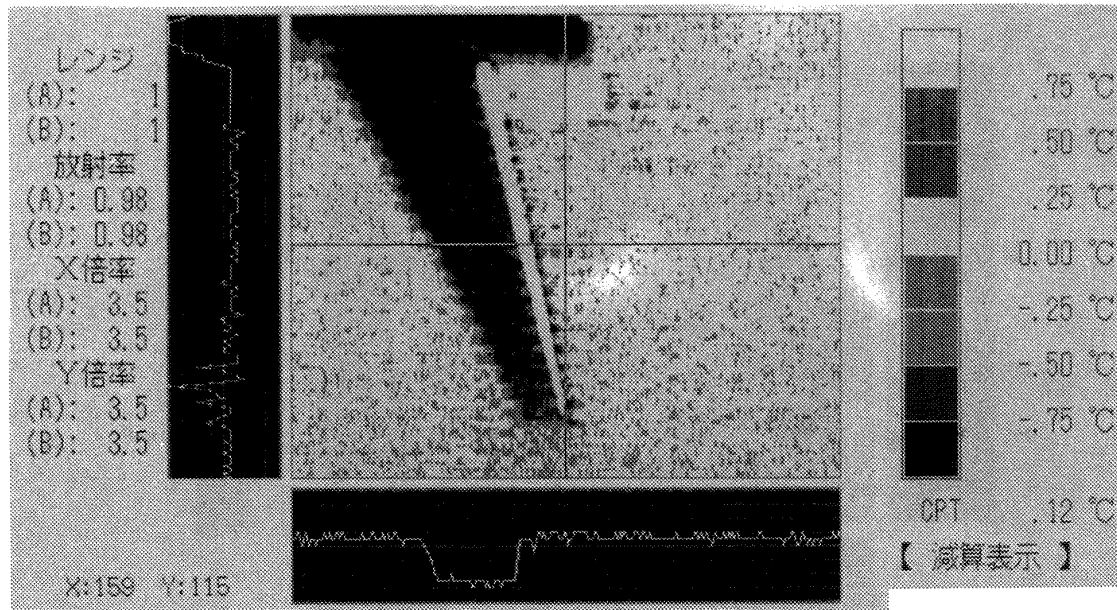


図3-9 翼下面温度降下試験（静止気流中）

なものであることがわかった。

気流中の翼面温度分布測定試験ではランプによる加熱ではなく、気流自体による加熱であるから、翼上面の内翼で観察されたような局所的な温度の非平衡は発生しないものと期待される。気流中の温度測定の結果、この部分の温度異常は確かに観察されなかった。一方、気流による翼後縁付近の温度上昇には、ランプによる時の温度上昇で観察されたように、他の部分に比べて熱容量が小さく、同じ量の熱侵入に対して温度上昇が大きく現れる可能性がある。

4. 力計測試験結果

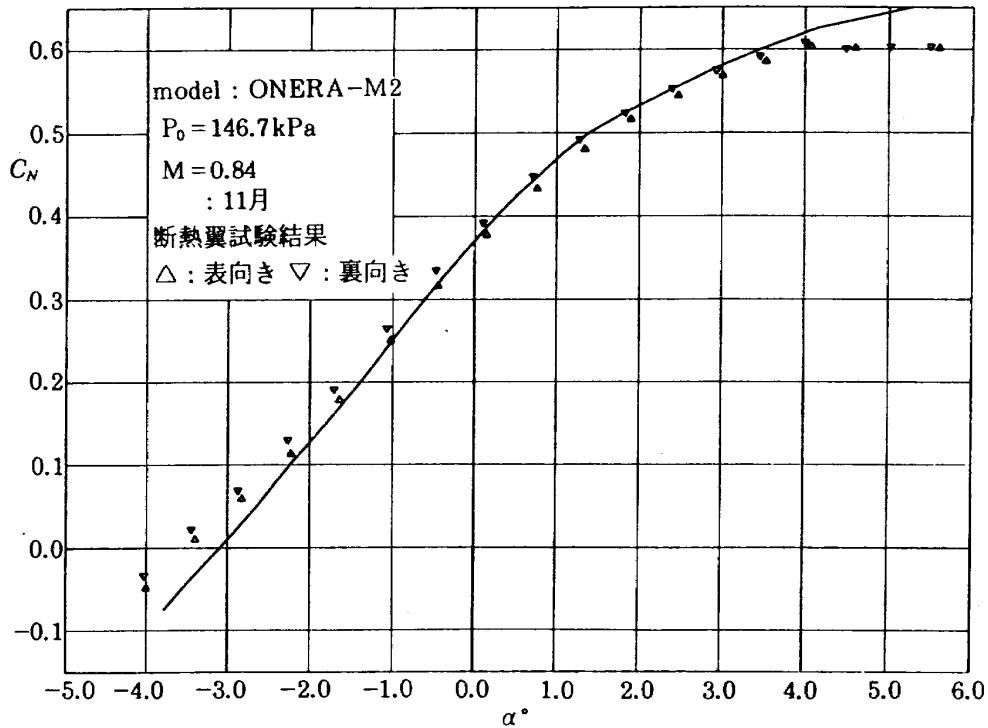
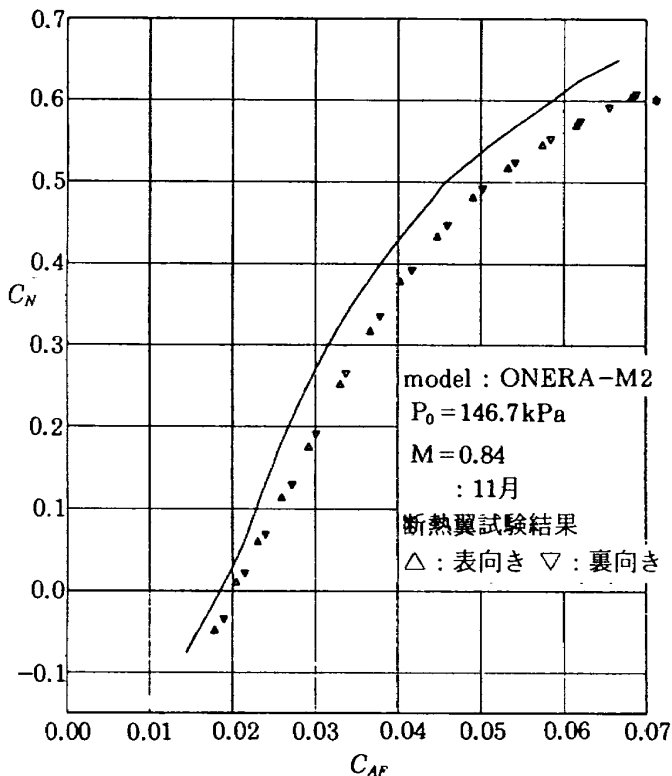
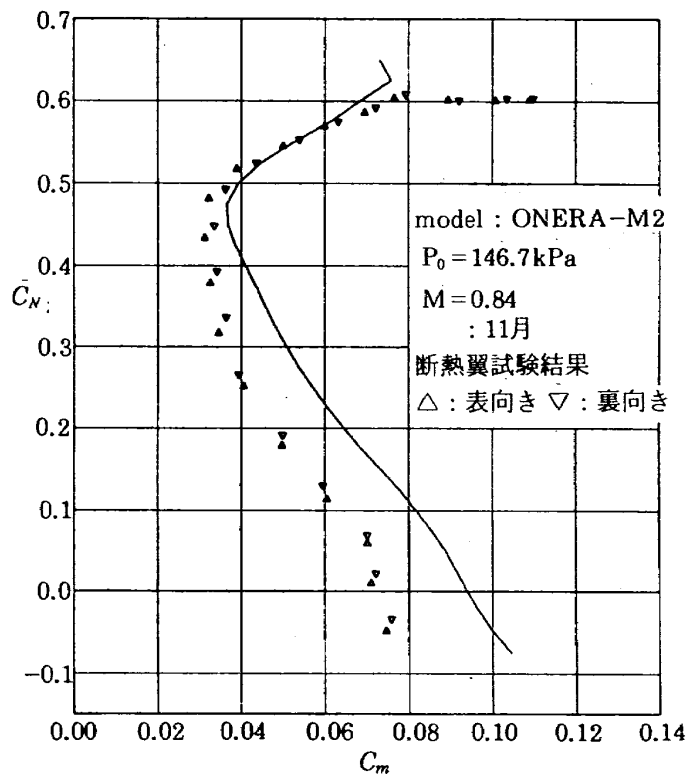
NAL と ONERA との合意文書に基づき、1988年11月に ONERA-M2模型の航空宇宙技術研究所 2m×2m 遷音速風洞における試験が行われた。この中で、レイノルズ数が 1×10^6 の試験と同じ条件の試験を今回の断熱翼の試験では試みた。その結果得られた模型の軸に関する縦3分力の無次元量どうしの関係は図4-1, 2, 3の△印と▽印のようになった。ONERA-M2模型の試験結果は図中実線のようになり、断熱翼のものとはかなり異なったものとなっていることがわかる。すなわち、断熱翼模型の方が同じ C_N で比較すると C_{AF} は大きく、 C_m , $C_{N\alpha}$ は小さくなっている。結局、断熱翼

模型と ONERA-M2模型とは空力性能が異なっており、互いに異なった形状の模型であると言わざるを得ないことがわかった。この原因は翼形状が十分な精度で一致していなかったこと、翼表面の粗さが断熱翼模型の方が大きく、翼面上の境界層遷移がかなり広い範囲で早めに起こっているせいではないかと推定している。この結果、本断熱翼模型は ONERA-M2とは異なった空力性能を有しており、ONERA-M5, M2 で得られている結論を本断熱翼模型の示す現象にそのまま当てはめることはできないと言う結論に達した。

5. 温度分布測定試験

5-1 放射温度計校正

翼表面の放射率は同一材料で別途製作した 10 cm×10 cm 厚さ 5 mm の STYCAST-2762FT 製板の表面の中心に熱電対センサーを貼り、約 4 時間程温度調整された部屋に置き、その後、放射温度計と熱電温度計とで温度を測定した。放射温度計により測定された熱電対センサー周りの温度は 0.2 K 以上の違いが無い均一な状態になっていることを確認し、その測定された温度が熱電温度計の温度に一致するように放射温度計の放射率を決定した。その結果、放射率は 0.98 となったが、この値は ±0.02 程度の違いでは放射温度計による測

図4-1 ONERA-M2模型と断熱翼模型の C_N - α 曲線図4-2 ONERA-M2模型と断熱翼模型の C_N - C_{AF} 曲線図4-3 ONERA-M2模型と断熱翼模型の C_N - C_m 曲線

定温度の結果にはほとんど影響が無いこともわかった。

5-2 試験内容

断熱翼模型の試験は表4の条件で行われた。ONERA模型の試験は主にマッハ数が0.84でレイ

ノルズ数が 1×10^6 の所を中心に行われている。また、ONERA-M5の翼表面の可視化結果もマッハ数が0.84で行われた。さらに、翼面の圧力分布の測定でも、マッハ数が0.84のことが多い。このため、本試験もマッハ数0.84を中心に行うこととした。NAL 2m \times 2m 遷音速風洞の内圧

表 4 温度測定試験ケース

温度分布測定	: $P_0 = 146.7 \text{ kPa}$ $T_0 = 30 \text{ }^{\circ}\text{C} \sim 40 \text{ }^{\circ}\text{C}$ $M = 0.80, 0.84, 0.92$ $\alpha = -4.0^{\circ} \sim 4.5^{\circ}$ ラフネス付き、ラフネス無し
オイルフロー法	: $M = 0.84, \alpha = -1.5^{\circ}$ 、翼上面
昇華法	: $M = 0.84, \alpha = -1.5^{\circ}$ 、翼上下面、

調整能力，主冷却器による気流温度制御能力，ONERA-M2模型の代表翼弦長を検討し，レイノルズ数は 1×10^6 付近で行った。既存の試験結果からすると，翼面上の境界層遷移を観察するにはレイノルズ数が 2×10^6 以上で試験をするのが望ましいことが知られているが⁴⁾，ONERA-M2とNAL 2m \times 2m 遷音速風洞の組合せでは 1×10^6 が上限であり，その流れの条件で境界層遷移の状況を観察することにした。このため，翼面にラフネスを付けた場合の試験を加えた。

5.3 観察結果

5.3.1 翼上面

図5-1は $M=0.84$ ，模型迎角 -1.5 度の時の翼上面温度分布測定結果の例である。図中の等温線は 1°C ごとに描かれている。翼面上で等温線は翼幅方向に折れ曲がっているが，翼面上の気流の状態をこの図から推定することは困難である。一方，図5-2は翼面上の温度分布を翼弦方向の変化として表したもので，より細かな温度変化の様子を知ることができる。後縁に最も近いところでは翼模型の熱容量が他の部分と比べて小さいため，温度が急に上昇していることが観察される。翼弦の中間部分でも温度が急に上昇している部分が観察される。この部分の急な温度上昇は翼面上に発生している衝撃波によって誘起されたものと推定される。さらに，外翼部では翼面上で温度の極小値が観察される。この部分の形状は両側の部分の温度上昇速さが極小部の温度上昇速さよりも大きいため発生したもので，極小温度の部分付近では他の所よりも気流から受ける熱が少ないことを示している。このような現象が最も起こりえるのは気

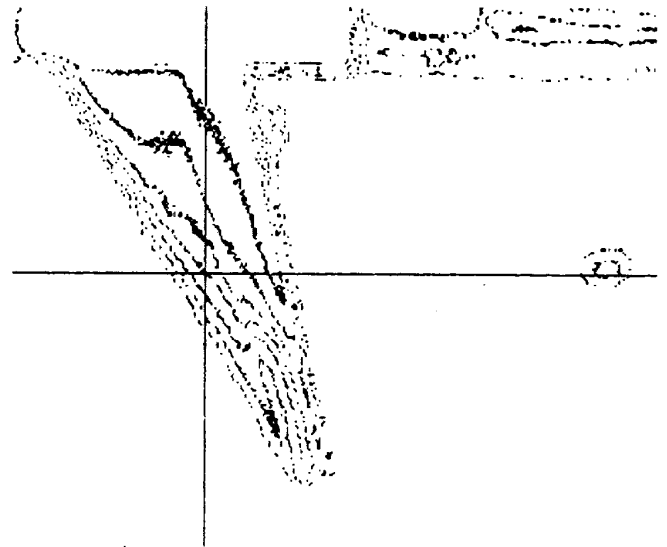


図5-1 翼上面温度分布測定結果
等温度線表示 ($M=0.84, \alpha=-1.5^{\circ}$)

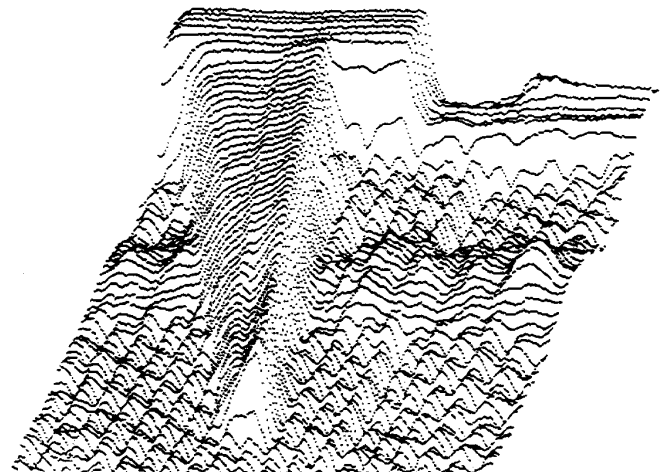


図5-2 翼上面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84, \alpha=-1.5^{\circ}$)

流がはく離している部分である。すなわち，図5-2の翼面上に相当している部分で温度分布が凹の形状をしている部分の一部は流れが翼面からはく離している可能性が指摘される。

測定される翼表面の温度分布は表面に接した流体から熱エネルギーが流入し，その部分の表面温度が上昇した結果であるから，温度そのものの値はそれほど重要なものではなく，むしろ周りの表面温度との違いが周りの流れの挙動の違いに対応していることになる。例えば，急に流れ方向に温度変化率が変化した場合は，断熱翼への熱の侵入がそこで急に変化した結果であると考えられる。

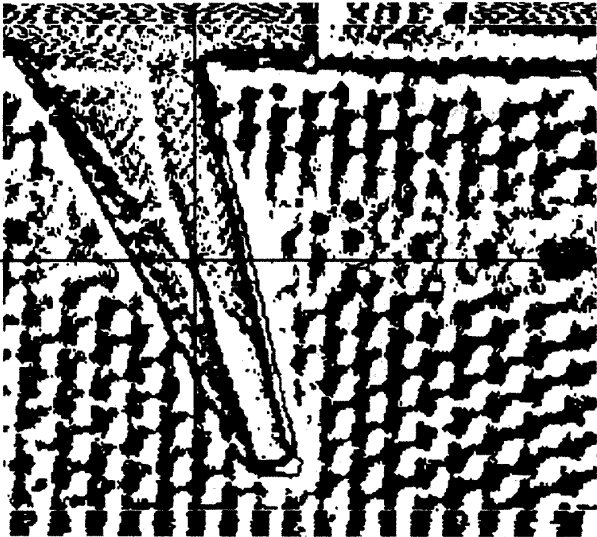


図5-3 翼上面温度分布測定結果
 $\nabla^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

図5-3は翼面上の温度分布から、 $\nabla^2 T$ を求めて描いたもので、翼面上で温度が変化する点を強調して描くことができる。この結果、図からわかるように、内翼から外翼にかけて直線的に温度が急に変化している部分が伸びていることがわかる。この部分が図5-2で指摘した翼弦中間部にある温度急上昇の点に対応している。この図からはさらに、内翼部では翼前縁方向に更にもう一箇所温度が急変している所があることを示している。確かに、図5-2で内翼部の翼前縁付近には幾分温度上昇が滑らかでない部分が翼幅方向に伸びていることが推定できる。このことから図5-3の $\nabla^2 T$ を表して翼表面の気流の変化を知る方法は温度分布から翼面上の気流の状態を知るのには有効な方法であると考えられる。

図5-4, 5は図5-3と同じ条件でオイルフロー法と昇華法の二つの可視化法を用いて衝撃波の位置を観察した結果である。この結果、図5-3の翼表面上で翼幅方向に直線的に伸びている線は翼面上に発生している衝撃波の位置に近いものとなっている。仮に、この直線部分が衝撃波の位置であるとする、三つの図とも衝撃波の位置は互いに似たものとなっていることがわかる。定量的には、流れ方向に二つ並んだ衝撃波が一つにまとまる翼面上の位置を三つの可視化法によって測定された結果と比較すると表5のようになり、三者の方法

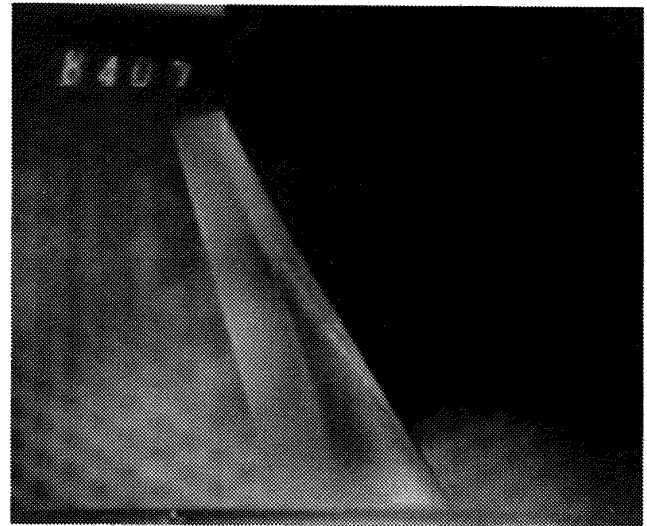


図5-4 オイルフロー法による翼面可視化結果
($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

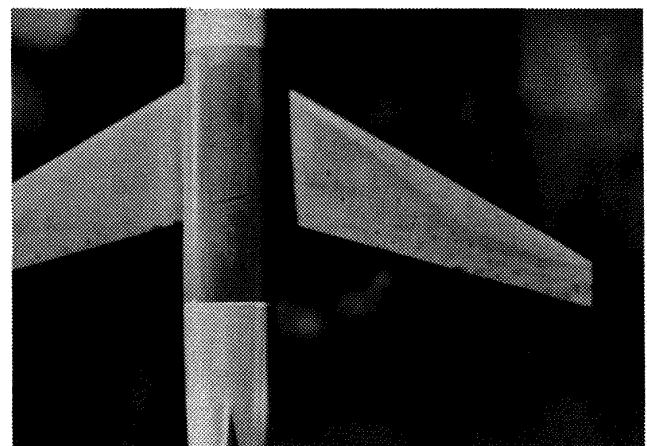


図5-5 昇華法による可視化結果
($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

で評価したそれぞれの点の位置は互いに良く一致している。図5-6は迎角を -4° から 1° まで 1° ごとに模型迎角を変化させた時の翼上面温度分布測定結果である。また、図5-7は同じ測定結果を翼弦方向の温度分布として描いたものである。図5-7からは衝撃波の翼面上の位置が変化していく様子を読み取ることができる。さらに、図5-8は $\nabla^2 T$ を描いたものである。衝撃波位置に対応している線は模型迎角の増加に伴って、形が変化していく様子が明瞭に読み取れる。図5-9, 10はオイルフロー法と昇華法による模型迎角 1° の時の翼上面の可視化結果である。表5と図5-9から、模型迎角 -1.5° の時と同じように、翼面上の $\nabla^2 T$ 線が

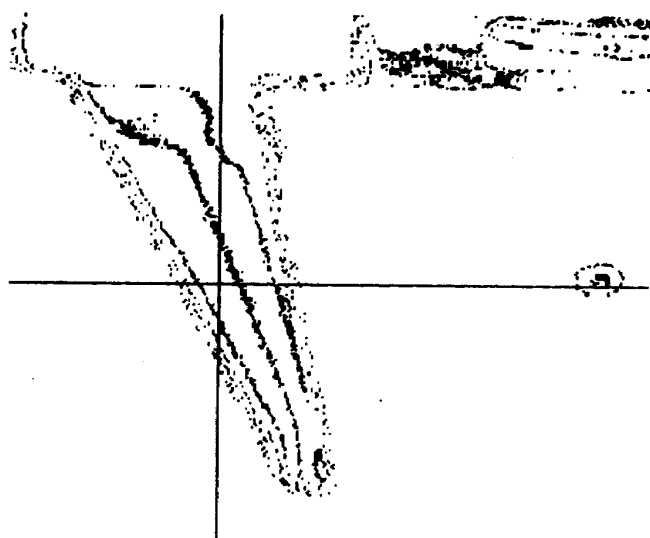


図 5-6(1) 翼上面温度分布測定結果
等温度線表示 ($M=0.84$, $\alpha=-4^\circ$)

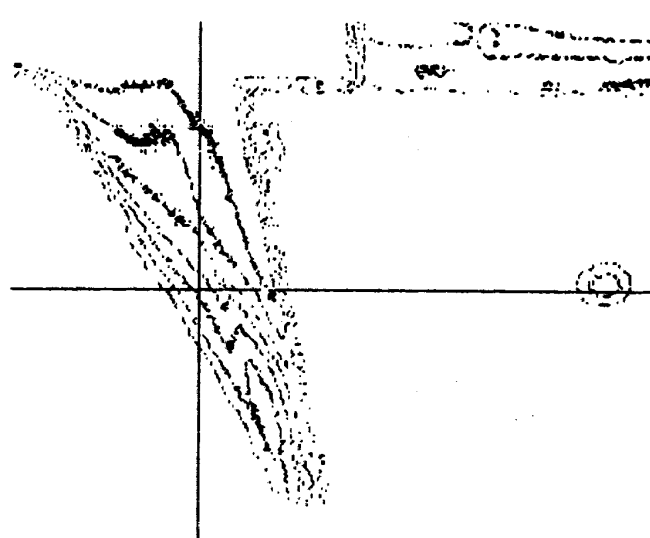


図 5-6(4) 翼上面温度分布測定結果
等温度線表示 ($M=0.84$, $\alpha=-1^\circ$)

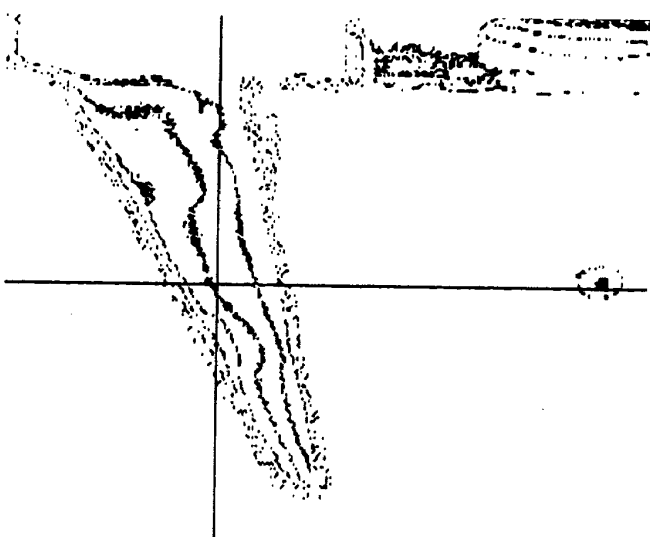


図 5-6(2) 翼上面温度分布測定結果
等温度線表示 ($M=0.84$, $\alpha=-3^\circ$)

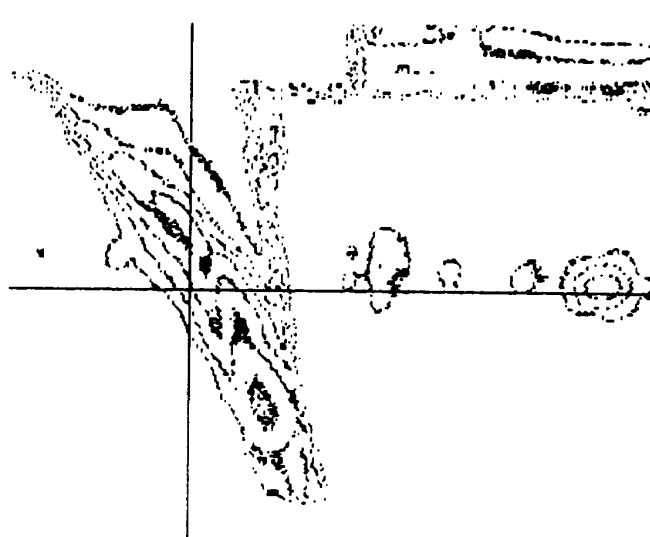


図 5-6(5) 翼上面温度分布測定結果
等温度線表示 ($M=0.84$, $\alpha=0^\circ$)



図 5-6(3) 翼上面温度分布測定結果
等温度線表示 ($M=0.84$, $\alpha=-2^\circ$)



図 5-6(6) 翼上面温度分布測定結果
等温度線表示 ($M=0.84$, $\alpha=1^\circ$)

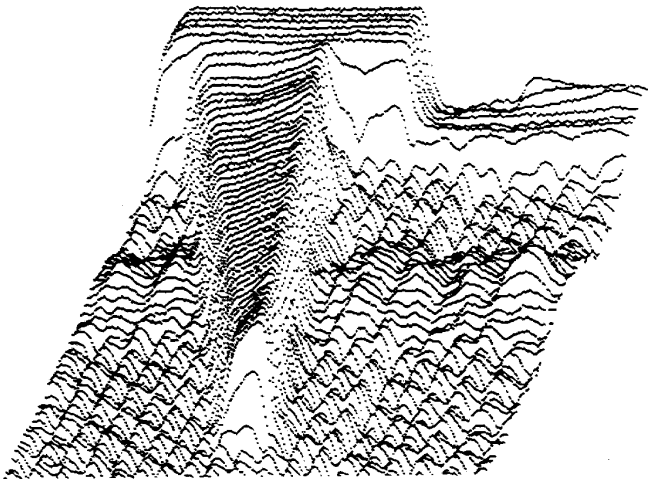


図 5-7(1) 翼上面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=-4^\circ$)

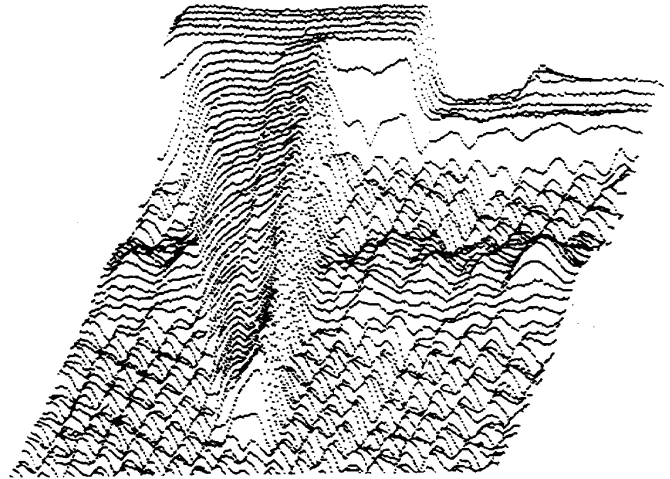


図 5-7(4) 翼上面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=-1^\circ$)

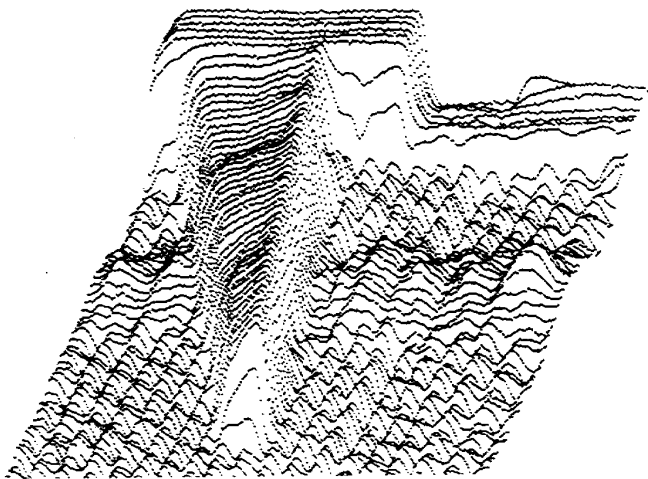


図 5-7(2) 翼上面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=-3^\circ$)

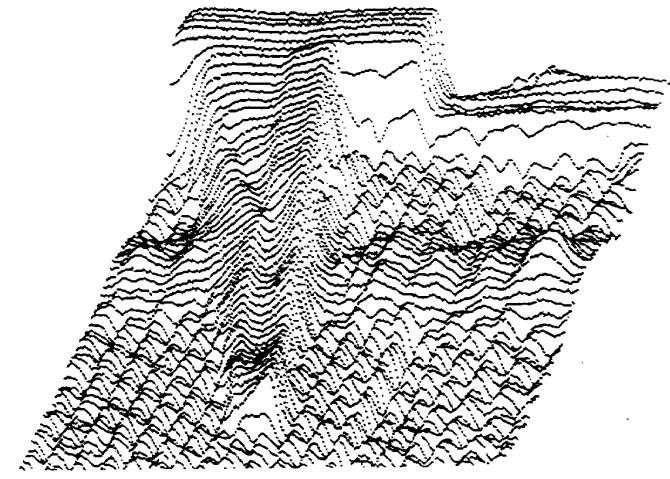


図 5-7(5) 翼上面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=0^\circ$)

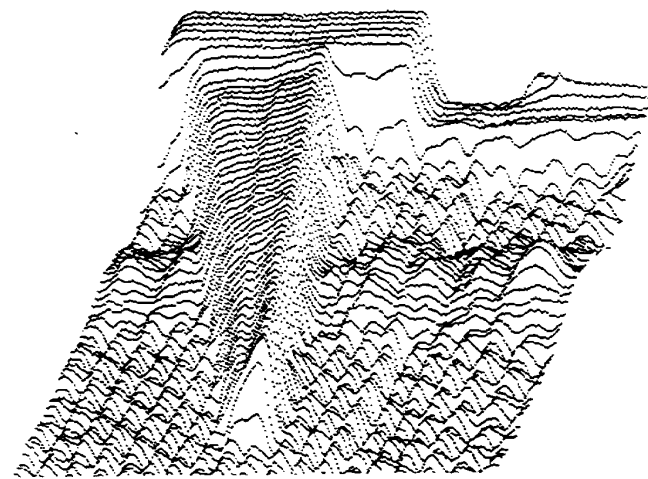


図 5-7(3) 翼上面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=-2^\circ$)

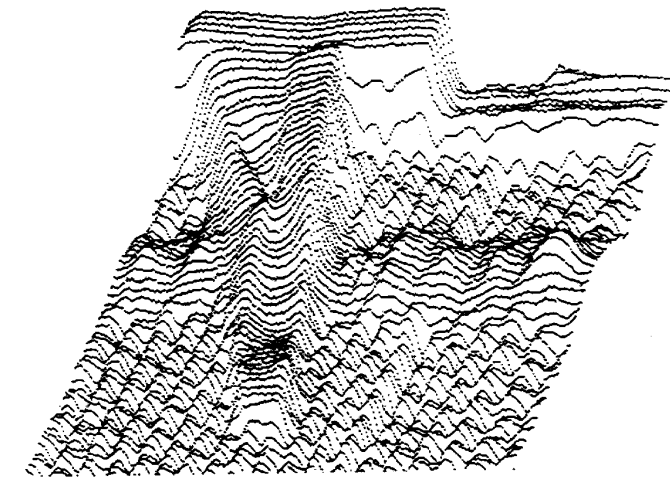


図 5-7(6) 翼上面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=1^\circ$)

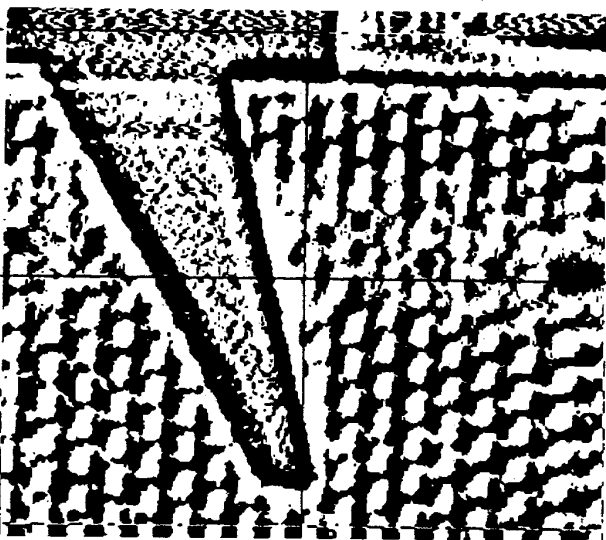


図 5-8(1) 翼上面温度分布測定結果
 $\nu^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=-4^\circ$)

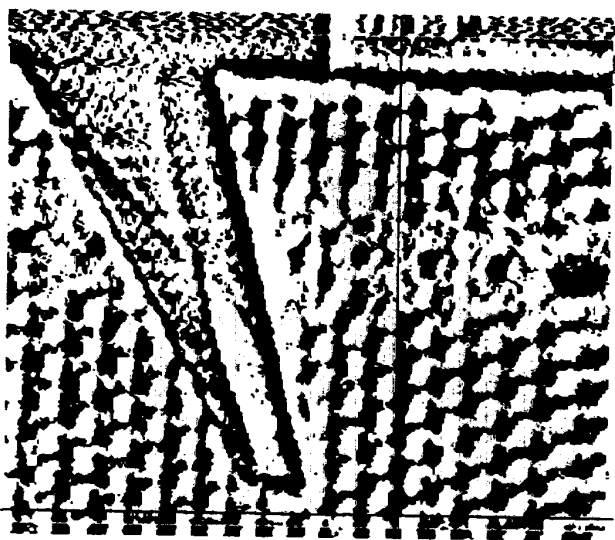


図 5-8(4) 翼上面温度分布測定結果
 $\nu^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=-1^\circ$)

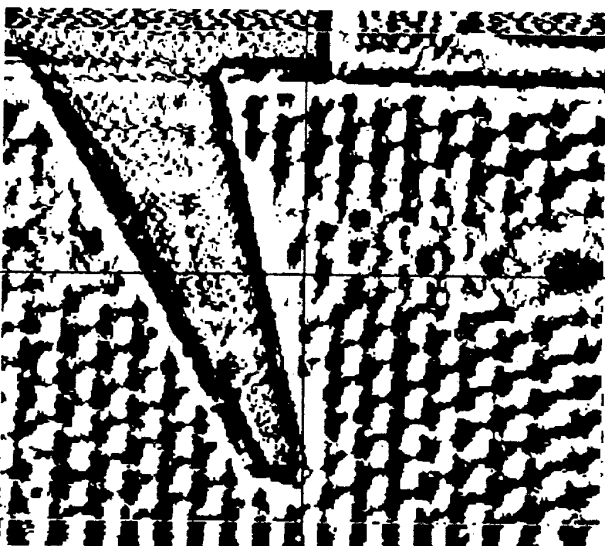


図 5-8(2) 翼上面温度分布測定結果
 $\nu^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=-3^\circ$)



図 5-8(5) 翼上面温度分布測定結果
 $\nu^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=0^\circ$)

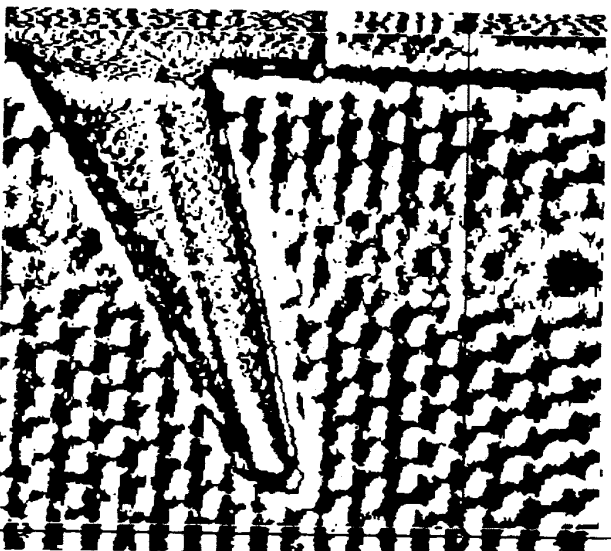


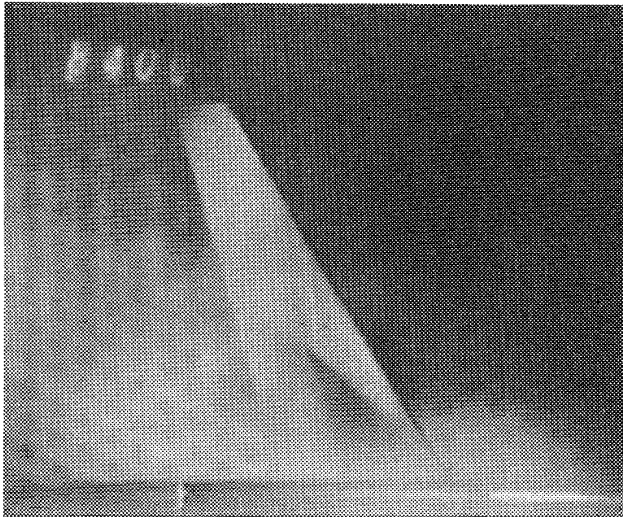
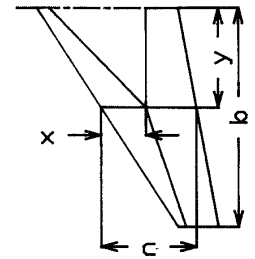
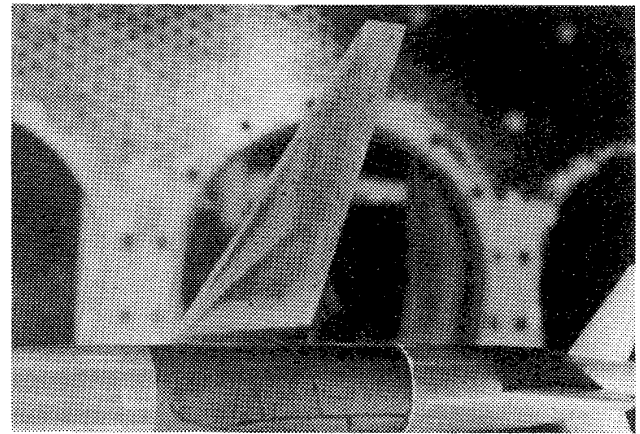
図 5-8(3) 翼上面温度分布測定結果
 $\nu^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=-2^\circ$)



図 5-8(6) 翼上面温度分布測定結果
 $\nu^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=1^\circ$)

表 5 3種類の可視化結果の比較

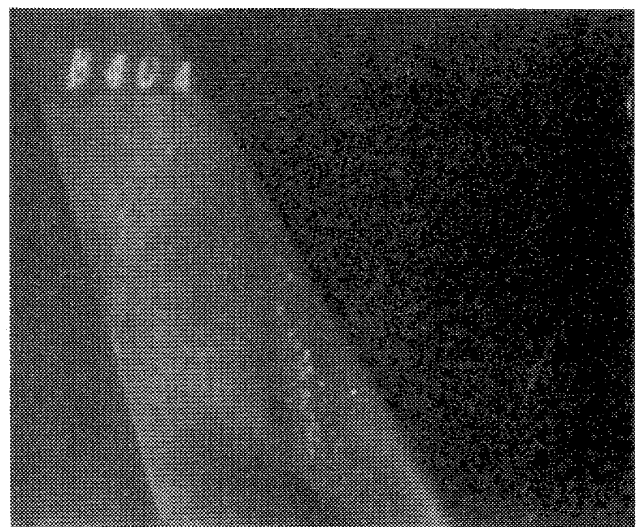
模型迎角 α	-1.5度		1.0度	
	x/c(%)	y/b(%)	x/c(%)	y/b(%)
$\nabla^2 T$ 分布	49	52	55	36
オイルフロー法	38	61	51	35
昇華法	44	59	54	36

図 5-9 オイルフロー法による翼面可視化結果 ($M=0.84$, $\alpha=1^\circ$)図 5-10 昇華法による可視化結果 ($M=0.84$, $\alpha=1^\circ$)

ら推定した衝撃波位置は既存の流れの可視化法によって測定された衝撃波位置に近いものとなっていることがわかる。この結果、この形状変化は模型迎角の増加に伴う衝撃波位置の変化に対応したものとなっていると結論付けることができる。

図5-8から模型迎角が-4度の時は衝撃波は翼前縁付近に弱く存在していることがうかがわれるが、迎角が-3度になると内翼部の衝撃波がいわゆるダブルショックになってきているのが観察される。さらに、迎角-2, -1, 0度ではダブルショックが内翼部に後退していく様子が明瞭に観察される。迎角1度になると、外翼部の衝撃波は翼端まで伸びずに翼前縁の所に達している。

図5-7によると、模型迎角-2度から外翼部には先に指摘した温度の極小部分が観察され、この部分には流れのはく離領域が存在している可能性がある。模型迎角1度でのオイルフロー試験の観察結果によると、確かに外翼部には大きなはく離

図 5-11 オイルフロー法による気流の剥離域翼可視化結果 ($M=0.84$, $\alpha=1^\circ$)

域が存在していることが観察されている。図5-11はビデオカメラで捕えた外翼部における流れの逆流の様子である。図5-8の模型迎角が-1, 0, 1度の図では外翼部の衝撃波の下流には白い部分が広がっているのがわかる。白い部分は温度分布の曲

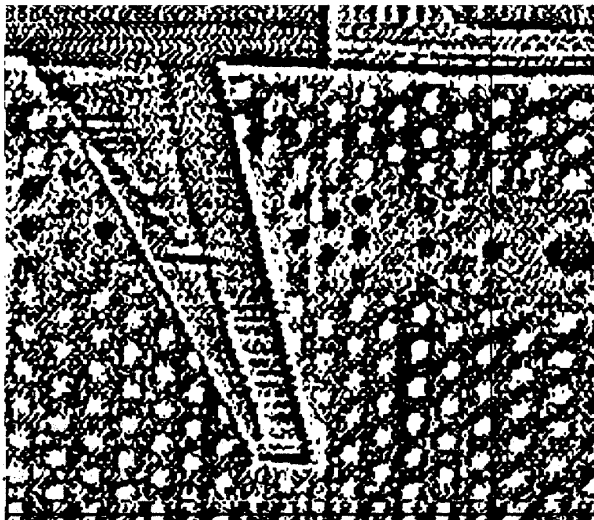


図5-12 スパン位置50%にラフネス付の翼上面の $\nabla^2 T$ 分布 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

率が正の部分に相当していて、このはく離域と推定される部分に対応していることがわかる。もしこの白い部分が流れのはく離域であると仮定すると、模型迎角の増加と共にはく離域が広がり、その形状も変化していることがよく観察されるといえる。しかしながら、この温度分布の形が必ず流れのはく離域に対応したものであるとは未だ言えない。

図5-12は模型迎角 -1 度、スパン50%の所にラフネスをつけた時の $\nabla^2 T$ 分布である。ラフネスを付けている位置の下流部分は温度分布の曲率が負となり、温度が周りの部分よりもいくぶん高くなっていることがわかる。このことはラフネスが有効に働き、そこで境界層が層流から乱流へ遷移した結果、熱伝達係数が増して、周りの部分よりも乱流へ遷移したと考えられる領域で温度が高く観測されたものと考えられる。この現象は翼下面でより鮮明に観察されている。図5-13は模型迎角が -1.5 度の時の翼下面の等温度線分布図を表している。遷移点の下流に温度が周りよりも高くなっているくさび状の領域が直接観察できている。

図5-14は模型迎角が -4 度の時の $\nabla^2 T$ 分布である。翼上面には衝撃波は発生しておらず、翼面上のラフネスの後方にくさび状の模様が内翼部に観察される。

すなわち、この図は模型迎角が低いところでは、

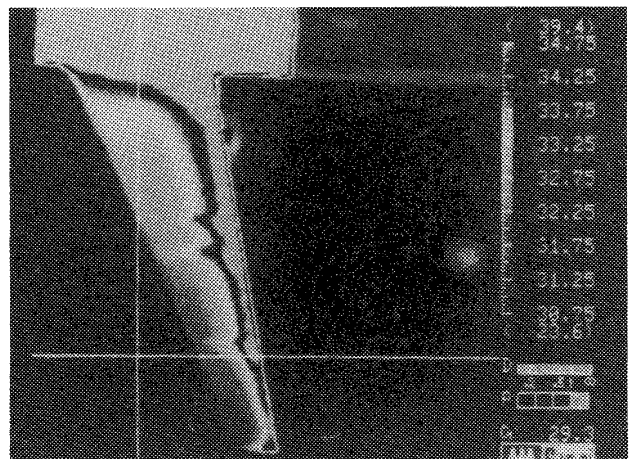


図5-13 スパン位置50%と75%にラフネスを付けた場合の翼下面の温度分布図

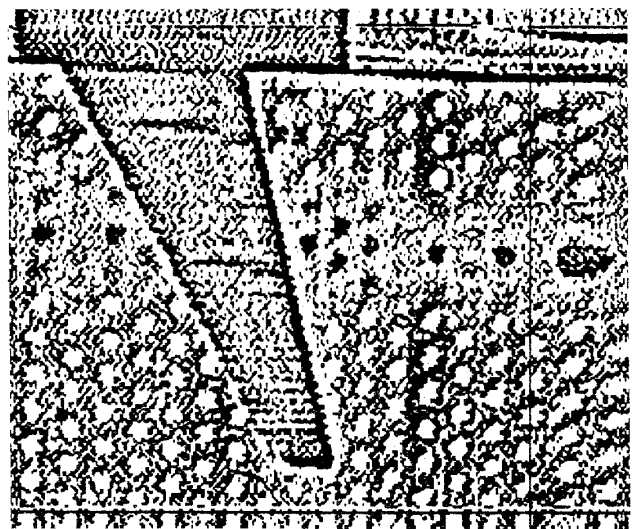


図5-14 スパン位置50%にラフネス付の翼上面の $\nabla^2 T$ 分布 ($M=0.84$, $\alpha=-4^\circ$)

ラフネスを貼っていないところでも境界層遷移が起きていることを示している。

また、迎角が高いところでも、図5-14程は明瞭でないが、衝撃波の前方、後方に同様の模様が観察される。図5-12でも縞状の模様が観察される。迎角は -1 度であるが、外翼では衝撃波の後方に何本もの縞模様が描き出されている。また、内翼では前方衝撃波の上流に同じ様な模様が観察される。しかしながら、これらの図は境界層遷移に伴うくさび状の模様であると断定するには未だ十分に精密ではなく、今後、更に精度の高い測定をする必要がある。

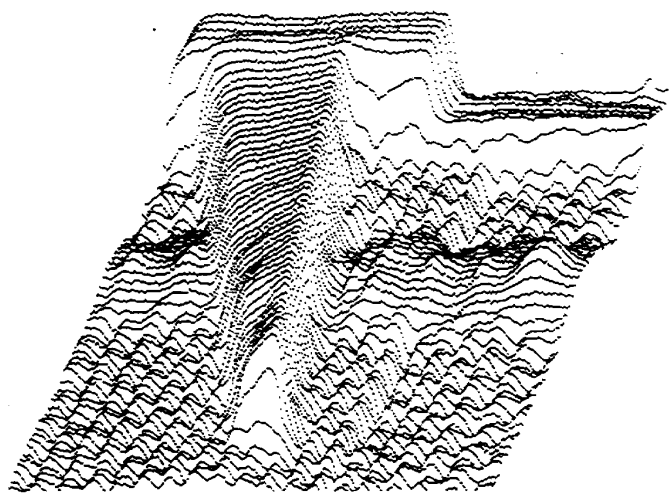


図 5-15(1) 翼下面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=-4^\circ$)

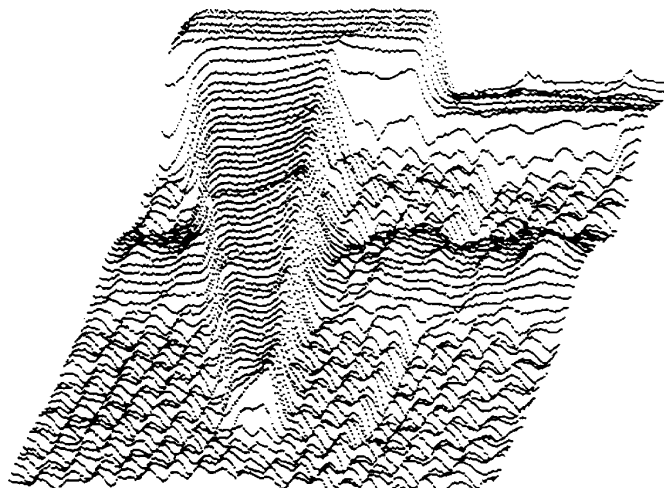


図 5-15(4) 翼下面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=-1^\circ$)

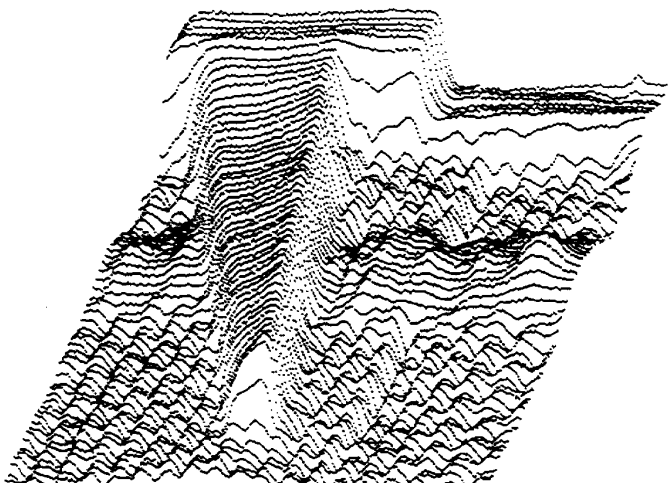


図 5-15(2) 翼下面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=-3^\circ$)

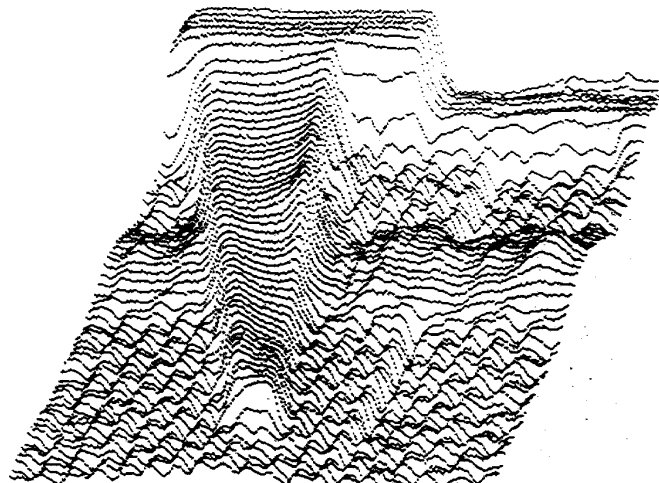


図 5-15(5) 翼下面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=0^\circ$)

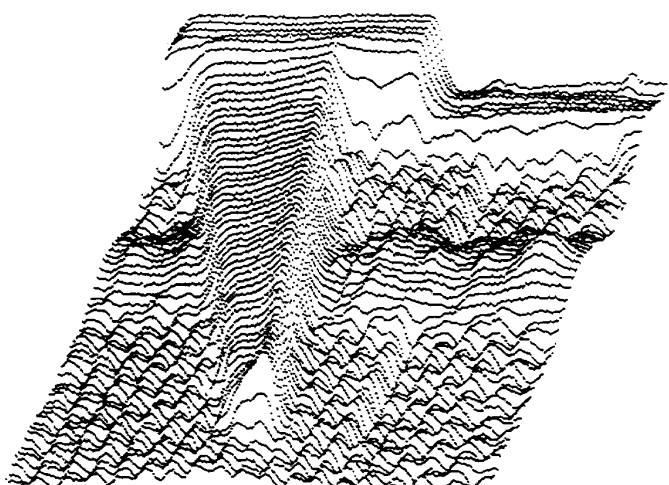


図 5-15(3) 翼下面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=-2^\circ$)

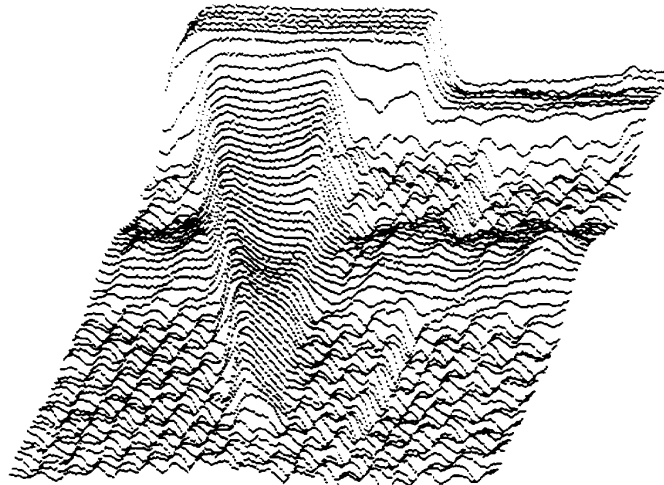


図 5-15(6) 翼下面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=1^\circ$)

5.3 2翼下面

翼上面の観察結果から得られた流れの状況と温度分布の形、 T^2 分布の対応を利用して翼下面の流れの状況を評価する。図5-15は模型迎角を増して行った時の翼下面の温度分布変化の3次元的表示結果を示している。この図からは、翼上面の場合と違って、明瞭な衝撃波の存在を示すような模様は観察されなかった。

図5-16は流れの条件が $M=0.84$ 、模型迎角 -1.5 度、ラフネスが翼スパン50%と75%の位置に付けられている時に測定された翼下面の等温度線図である。ラフネスによる境界層の層流から乱流への遷移に伴う温度上昇率の違いが温度が高い白い領域として現れている。一方、図5-17は同じ条件の

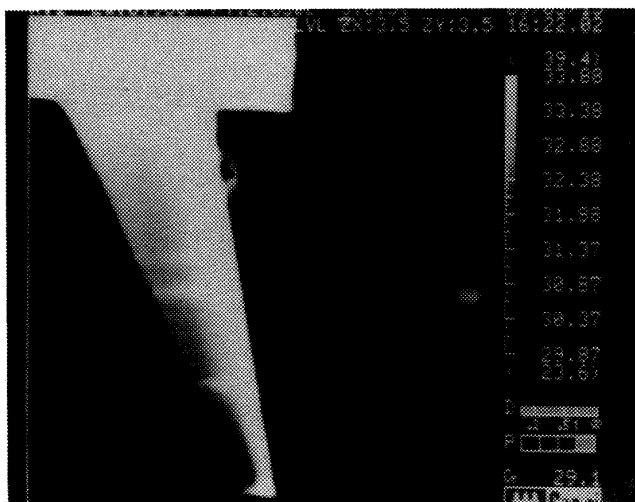


図5-16 ラフネス付の翼下面温度分布測定結果
($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

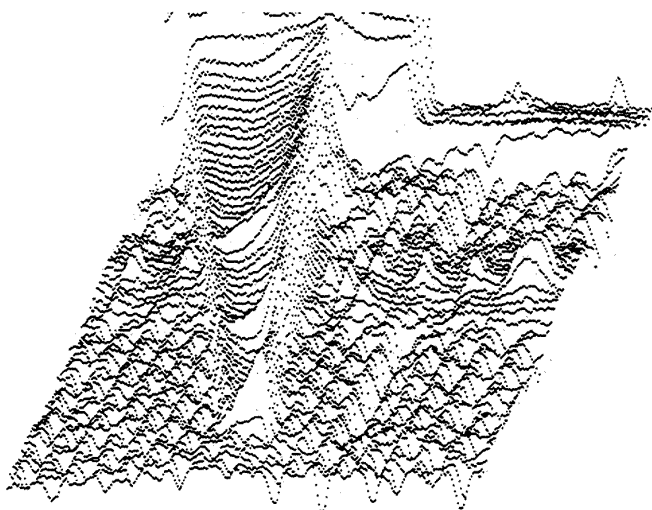


図5-17 ラフネス付の翼下面温度分布測定結果
三次元表示 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

時の翼弦方向の温度分布図である。ラフネスを付けた部分の温度分布曲線が他の曲線群と比べて温度が高くなっていることがわかる。さらに、図5-18は同じ条件での T^2 分布である。ラフネスにより遷移した部分の形状は別に昇華法で遷移点を測定した時に観察された形状によく似ている。昇華法の試験ではラフネスは付けていなかったのに、ラフネスによる遷移の様子は観察されていないが、図5-19の様に翼面上の一点で境界層の遷移が観測され、その下流には境界層が乱流へ遷移した領域のくさび状の模様が現れているのがわかる。さらに迎角を増したときの翼下面の T^2 分布が図5-20である。スパン位置約45%の所には試験で取り付けたラフネスによるものとは違った遷移が観察された。この遷移は模型迎角が増すにつれて観察されたり、されなかったりしている。

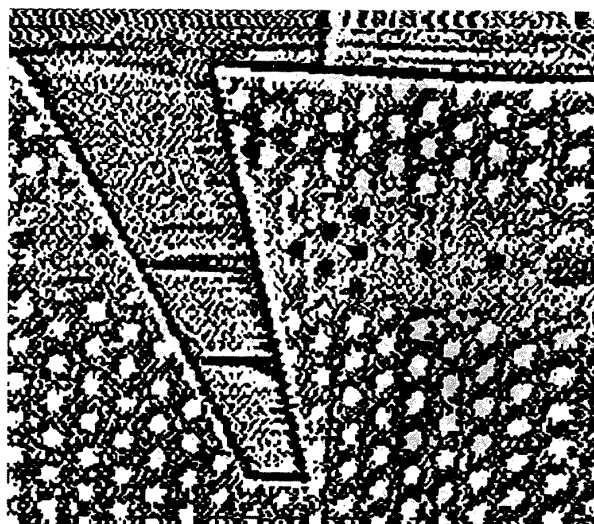


図5-18 ラフネス付の翼下面温度分布測定結果
 T^2 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

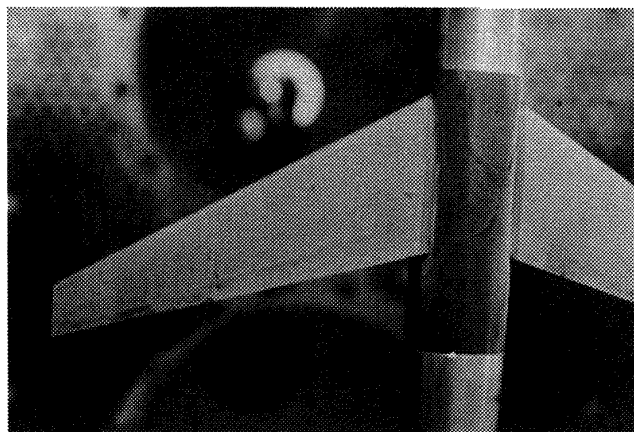


図5-19 昇華法による遷移点測定結果
($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

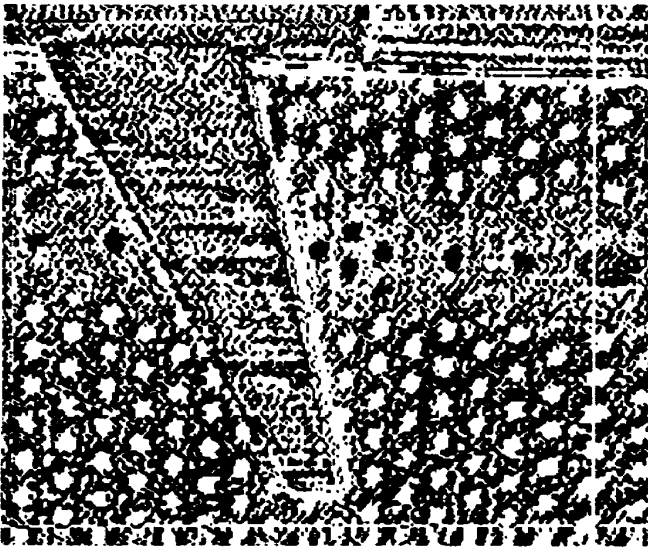


図 5-20(1) ラフネス付の翼下面温度分布測定結果
 $\rho^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=-4^\circ$)

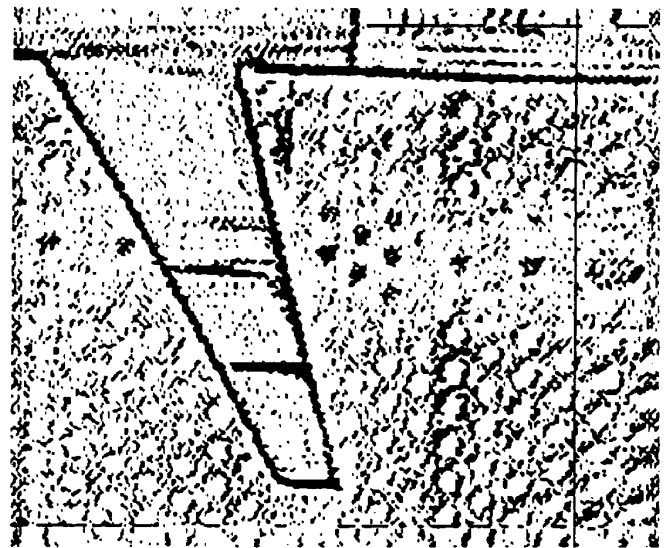


図 5-20(4) ラフネス付の翼下面温度分布測定結果
 $\rho^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=-1^\circ$)

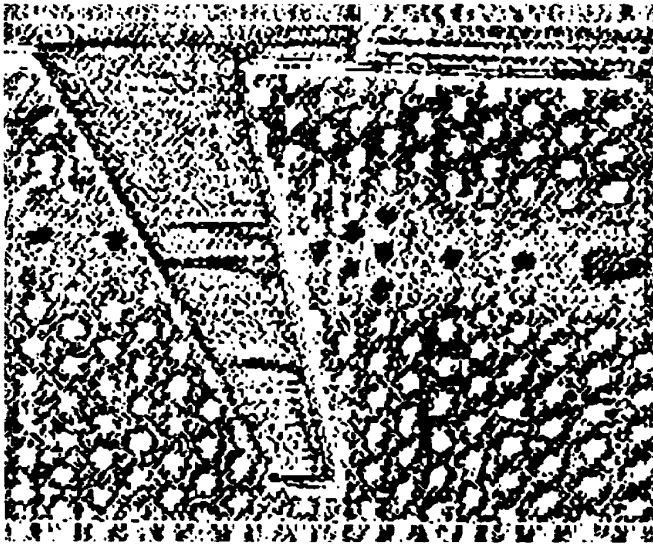


図 5-20(2) ラフネス付の翼下面温度分布測定結果
 $\rho^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=-3^\circ$)

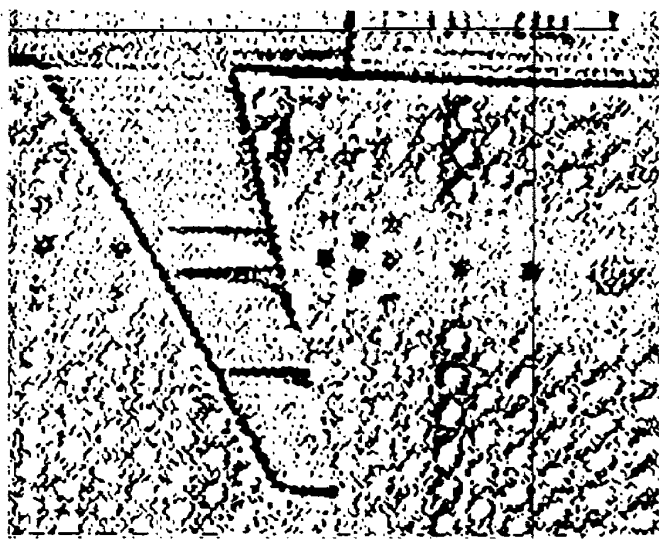


図 5-20(5) ラフネス付の翼下面温度分布測定結果
 $\rho^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=0^\circ$)

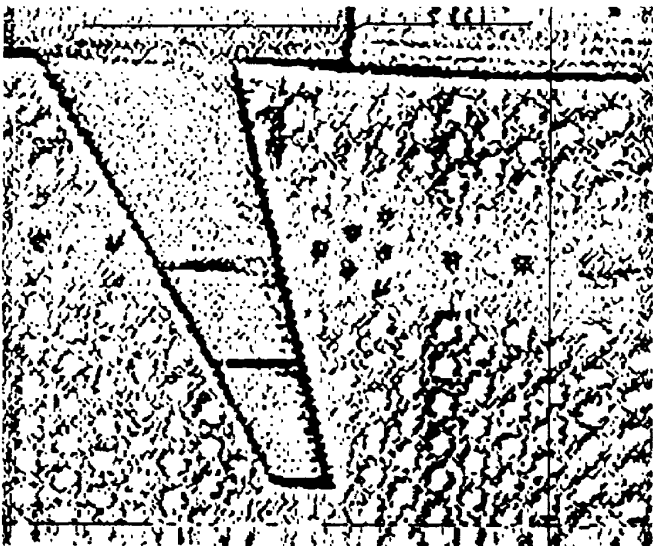


図 5-20(3) ラフネス付の翼下面温度分布測定結果
 $\rho^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=-2^\circ$)

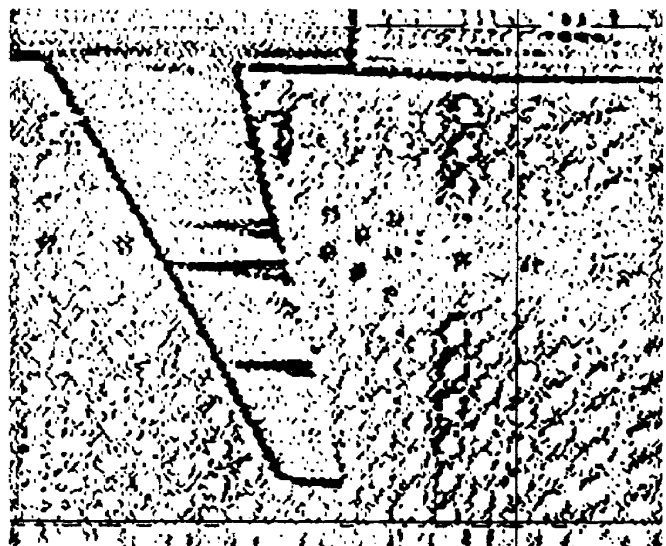


図 5-20(6) ラフネス付の翼下面温度分布測定結果
 $\rho^2 T$ 分布表示 ($M=0.84$, $\alpha=1^\circ$)

6. 温度降下速度測定試験

本試験では翼面上の境界層遷移点の測定に単純な温度分布の測定以外に、翼面上で測定される熱伝達係数の変化から翼面上の境界層が層流か乱流かを判定する試みを行った。流れ場の観察を翼面上の温度分布から評価する実験の計画段階では、観察される翼面上の温度分布はきわめて複雑なものとなり、流れの状況と温度分布との対応を付けることは困難になる可能性があるとして推定していた。このため、その時は遷移点の推定は熱伝達係数の直接測定を行い、その値の違いから境界層の遷移点を推定することとした。熱伝達係数の測定では、

翼表面の温度を外部から赤外線ランプで上げておき、急にランプを切れば翼表面の温度は降下を始める。この降下速度は初めのうちは主に翼表面の流体との間で起こる熱伝達によるものと考えてよい。このため、この初めの温度降下速度からそこでの熱伝達係数を評価することを試みた。

6.1 測定法

翼面の加熱には1kW ハロゲンランプを使用した。電源には直流を使用し、交流による脈流の影響を除いた。加熱用光源と模型翼面との距離は約1mであった。模型、加熱用光源、放射温度計の配置は図6-1の通りである。この光源を用いる

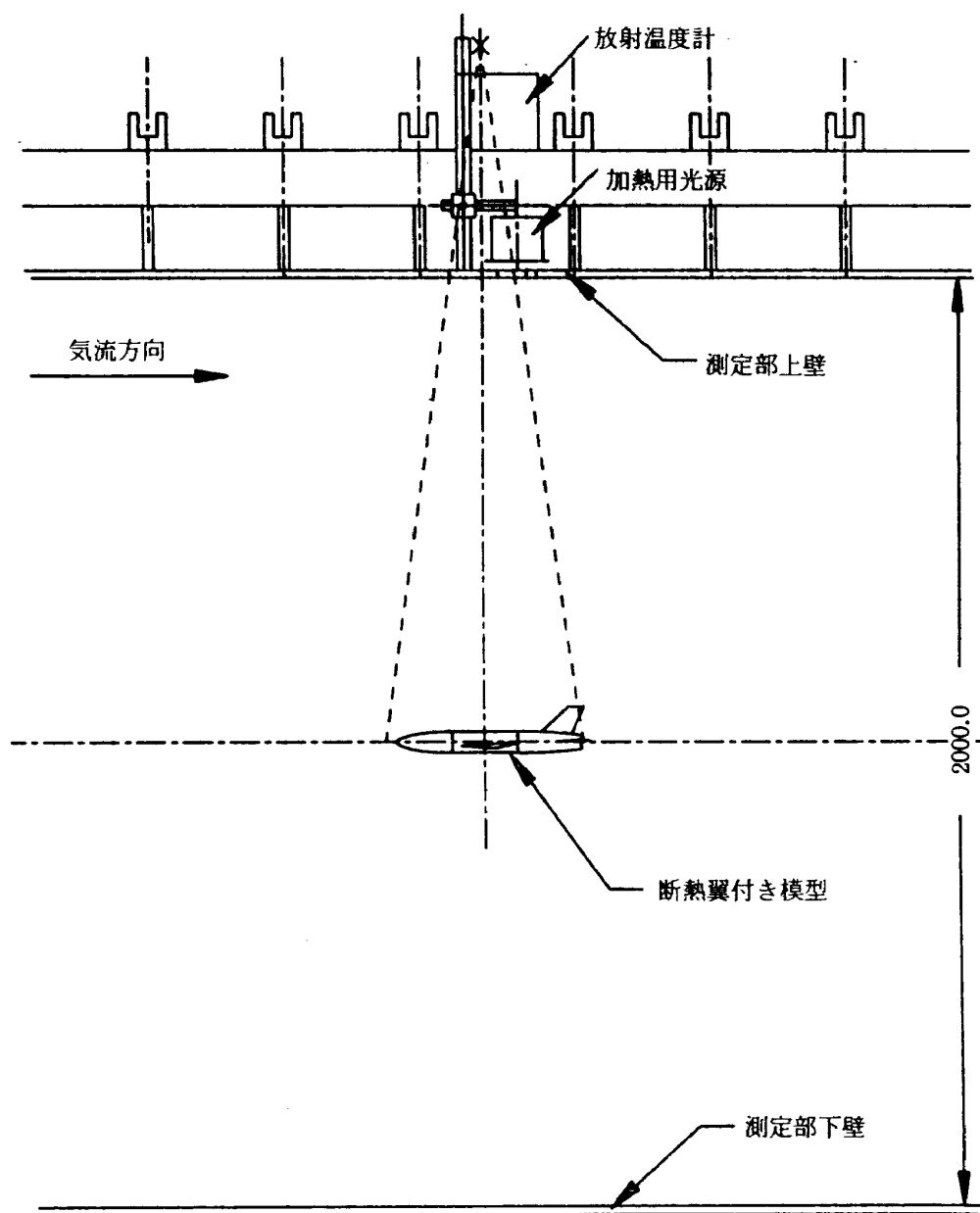


図6-1 模型、加熱用光源、放射温度計の配置

と、 $M=0.84$ で翼面の温度は約 1°C 上昇させることができた。温度降下速度の測定では放射温度計のタイムトレースモードを利用して、一定スパン位置の翼弦長方向の1次元温度分布を約8.6msecごとに測定した。測定温度の分解能は 0.125°C に設定した。図6-2に示したように測定は翼スパン位置10点で行った。

6.2 測定結果

試験はすべて $M=0.84$ 、模型迎角 -1.5 度で、ラフネスは付けずに行われた。測定した翼表面は上面と下面の両方で図6-2で示したような共に同じスパン位置にて測定した。

図6-2のNo.6のスパン位置における翼上面の温度降下測定結果が図6-3である。全体に、温度の分解能が不足していて、温度降下の様子はわかるが温度降下速度を定量的に評価するには測定精度が不十分であると言わざるを得ない。この温度降下曲線で各時間で前後25点ずつ合計50点の測定結果を使い、直線による最小2乗近似を行い、その勾配を再度各時間に関して描くと、図6-4のようになる。温度降下開始時間に対応して、絶対値が大きい負の勾配が現れるのが観察される。しかしながら、他の時間においても若干絶対値は小さいが、同様な大きな勾配が得られる場合がある。すなわち、ランプによる加熱を止めた後でも、単純な温度降下は測定されず、他に様々な影響を温度降下測定結果は受けていると判断される。この図からは、温度降下開始直後の最大温度降下速度は約 1.0°C/s 程度となっている。3.2節で気流が無いときの温度降下速度は 1°C の温度差に対して高々 0.3°C/s と評価されているので、気流による温度降下速度は 0.7°C/s と言える。一方、図6-5はスパン位置No.3に於ける翼上面の温度降下測定結果である。図6-4と同様な温度降下速度の評価を行うと図6-6を得る。この場合は温度降下速度が極大となる時の値は約 $+1.7^{\circ}\text{C/s}$ となっていて、気流による温度降下速度は $+1.4^{\circ}\text{C/s}$ となる。No.3の位置の温度降下速度はNo.6の位置のものよりも大きいので、No.3付近の境界層は乱流境界層となっていることを示唆している。確かに、図

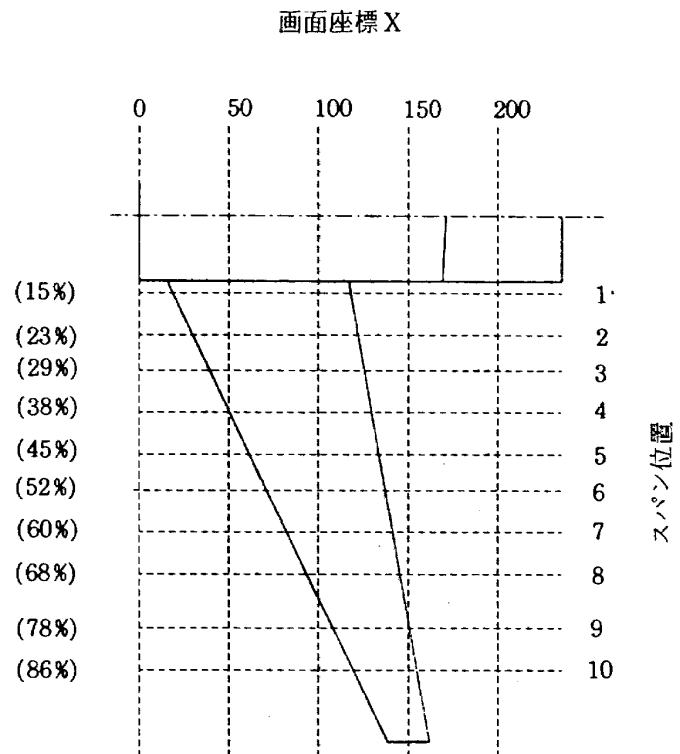
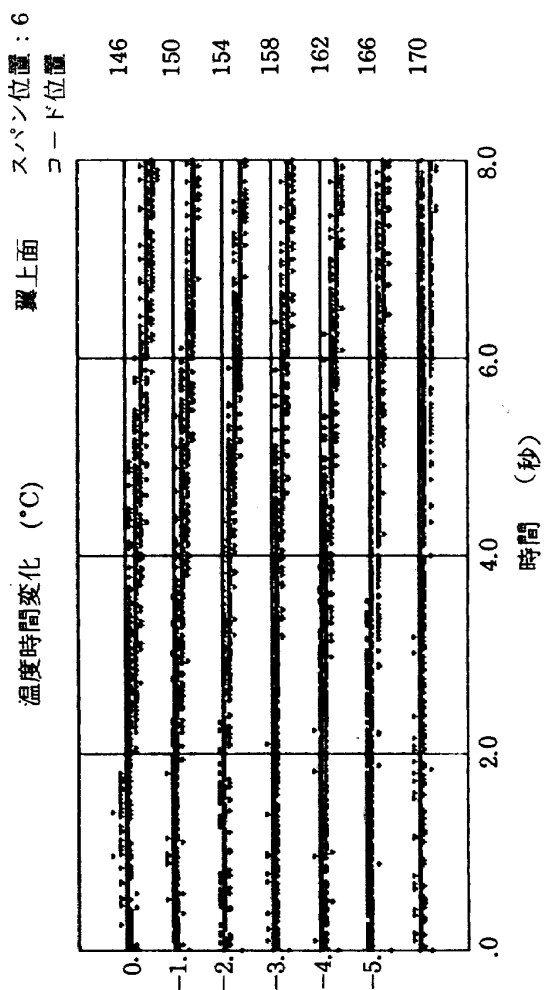
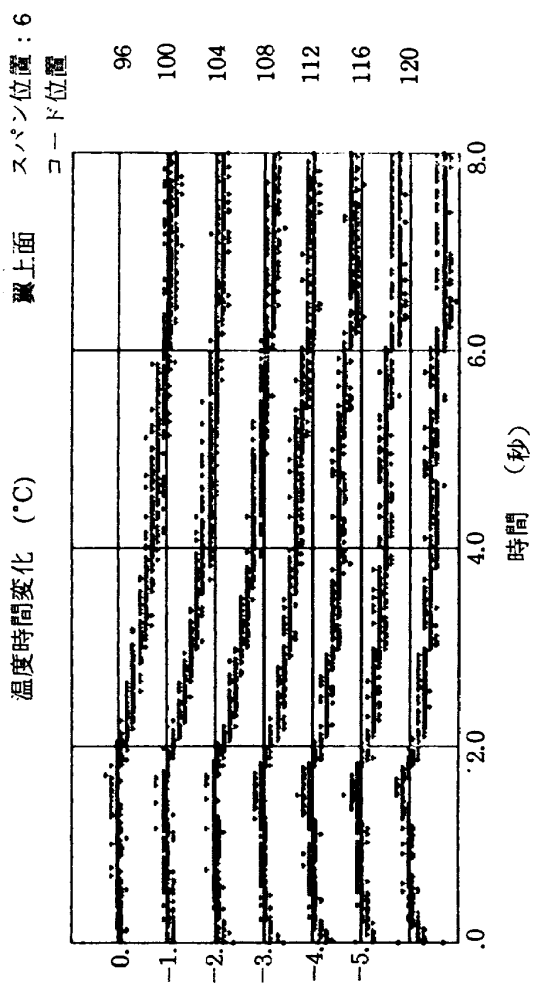
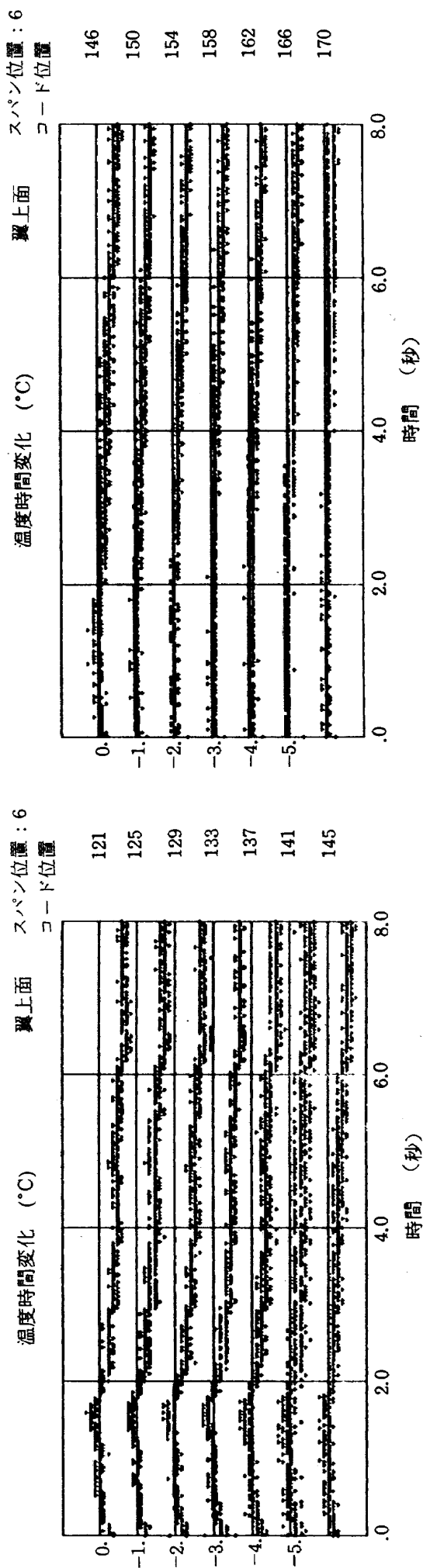
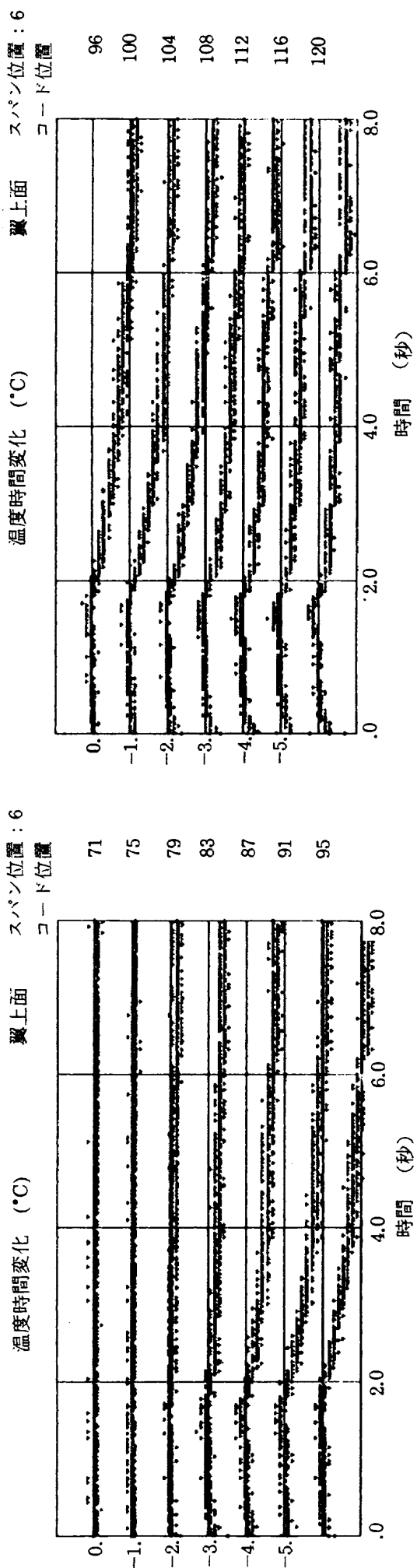
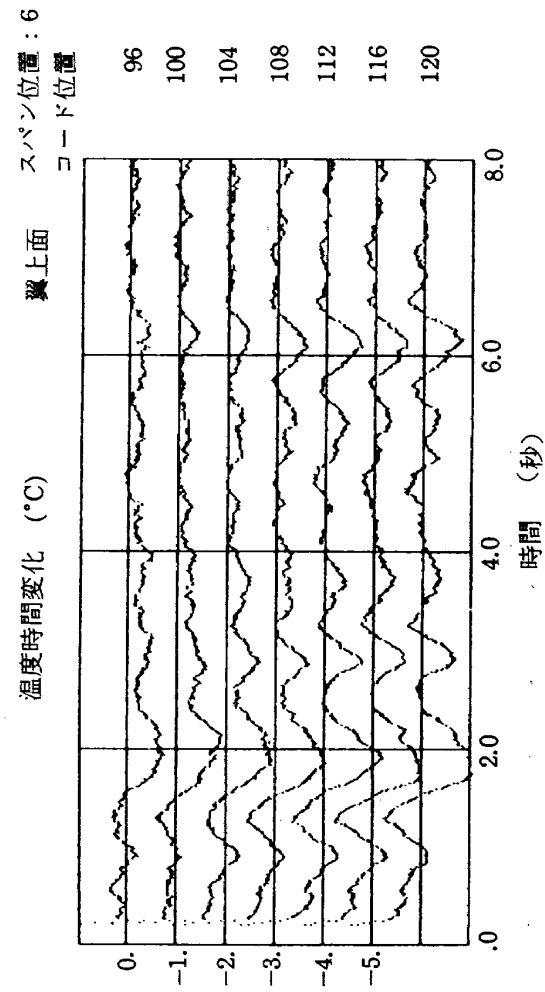


図6-2 温度降下速度を測定した翼スパン位置

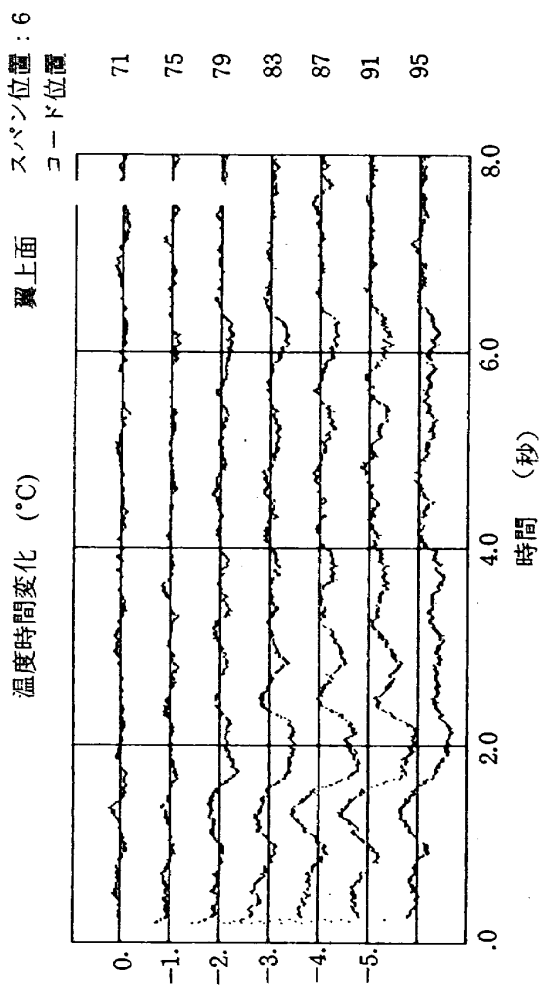
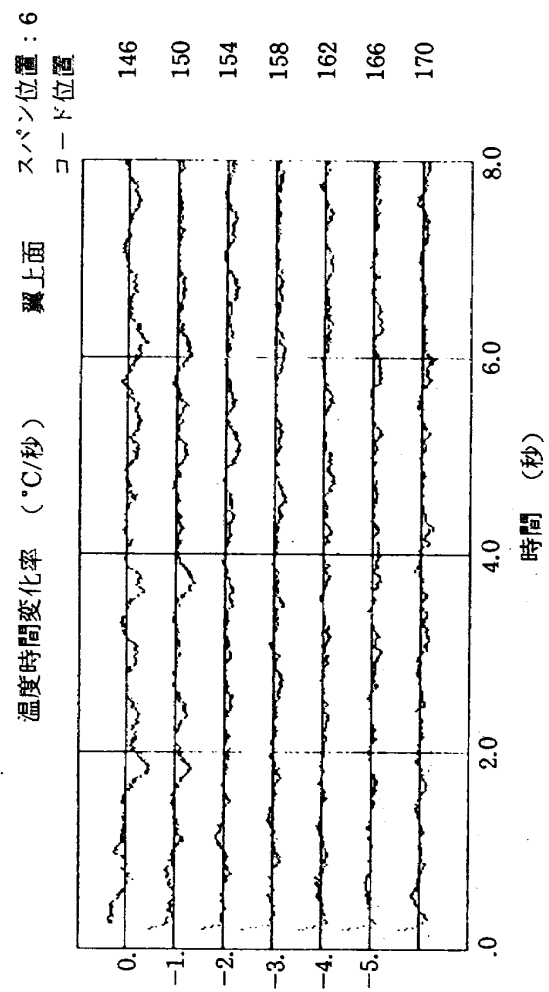
5-8ではこの付近で境界層が乱流に遷移している場合があることを示しているが、測定精度が未だ不十分なため境界層が乱流境界層になっているとは結論付けることはできない。図6-7は翼下面でスパン位置No.6における温度降下測定結果である。温度降下速度は図6-8に示す。極大の温度降下速度は翼上面のものとはほぼ同じである。これらの図からわかるように、期待されたような単純な温度降下の曲線とはならず、熱伝達の影響の他に別の影響を受けて曲線の形状はいくぶん変化していることがわかる。この原因の一つにはこの温度降下速度を測定するには模型表面の断熱材の熱伝導率が大きすぎて、断熱材内部の熱の流れが測定結果に影響していることが考えられる。断熱材内部で非定常であっても熱伝達に伴う熱の流れと同規模の熱伝導が発生すればこの現象はおこることになり、この可能性は十分にある。

翼弦長方向に測定された熱伝達係数をプロットすると図6-9, 10のようになる。これらの図から、翼下面では温度降下速度が急に大きくなり、境界層が層流から乱流へ遷移していると考えられる部分としてスパン位置No.3, 6, 9の後縁付近が挙げられる。しかしながら、この変化を直ちに境界層

図 6-3 スパン位置 No.6 翼上面温度降下測定結果 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)



(2)



(1)

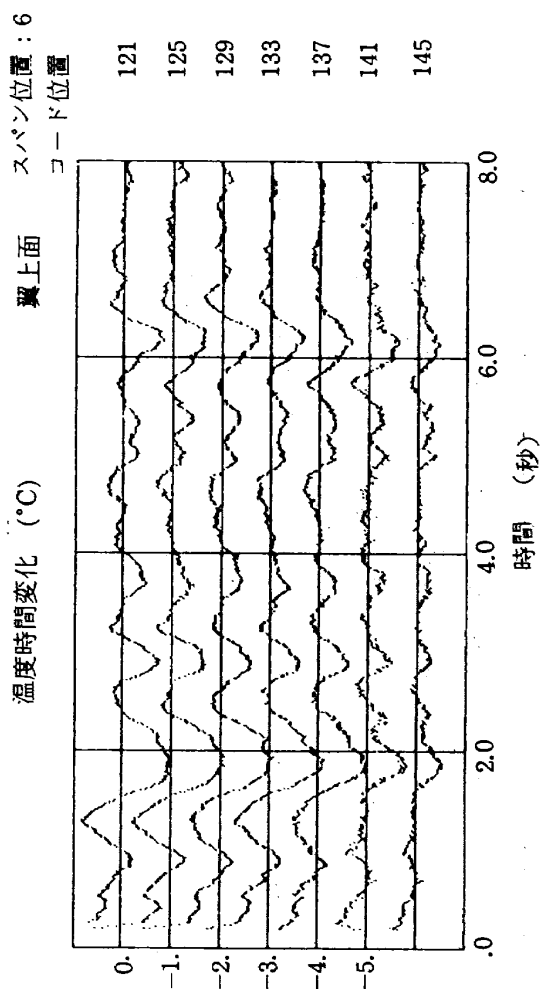
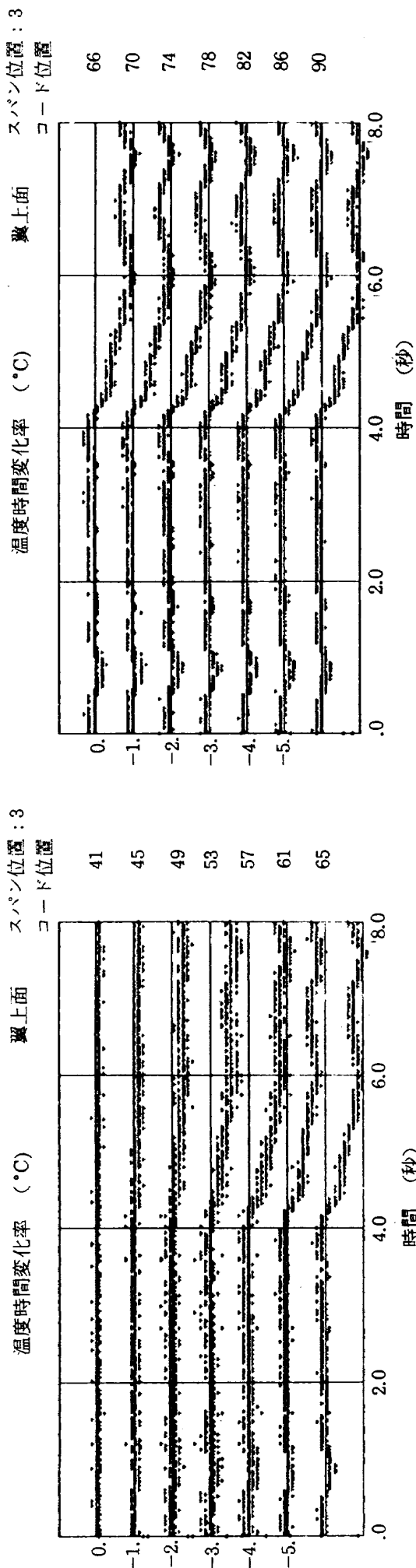
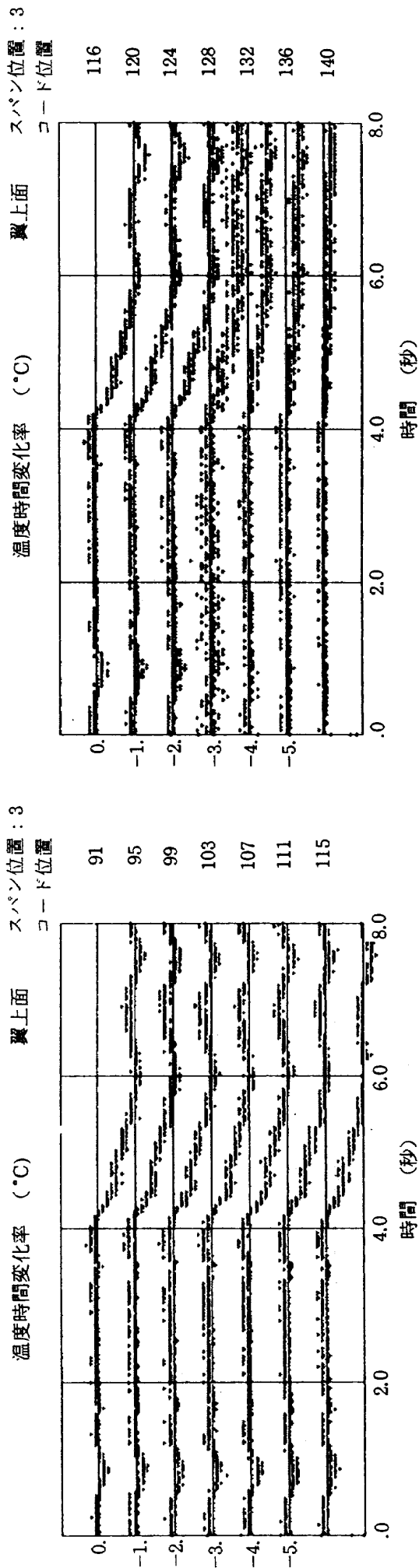


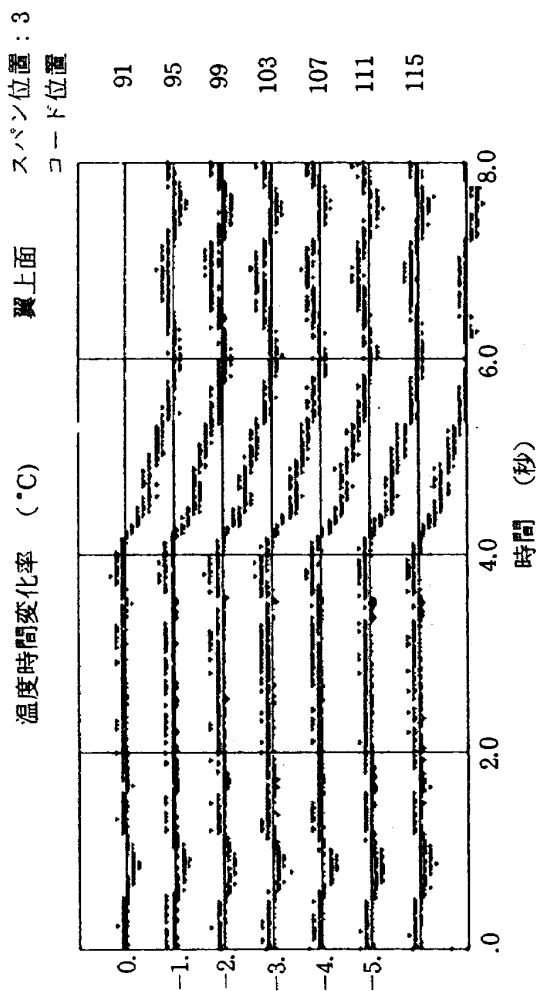
図 6-4 スパン位置 No.6 翼上面温度降下速度評価結果 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

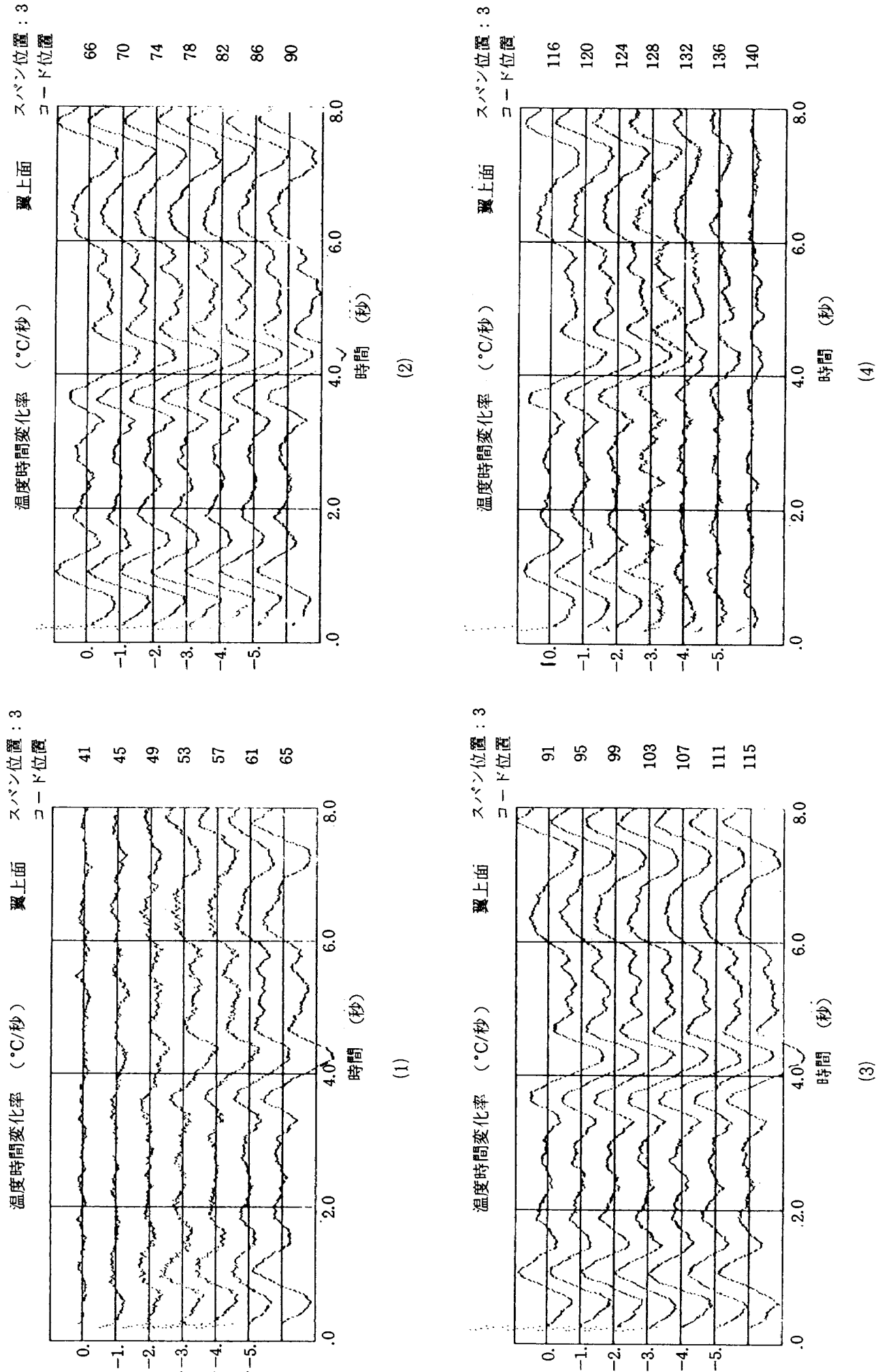


(2)



(4)

図 6-5 スパン位置 No.3 翼上面温度降下測定結果 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

図 6-6 スパン位置 No.3 翼上面温度降下速度評価結果 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

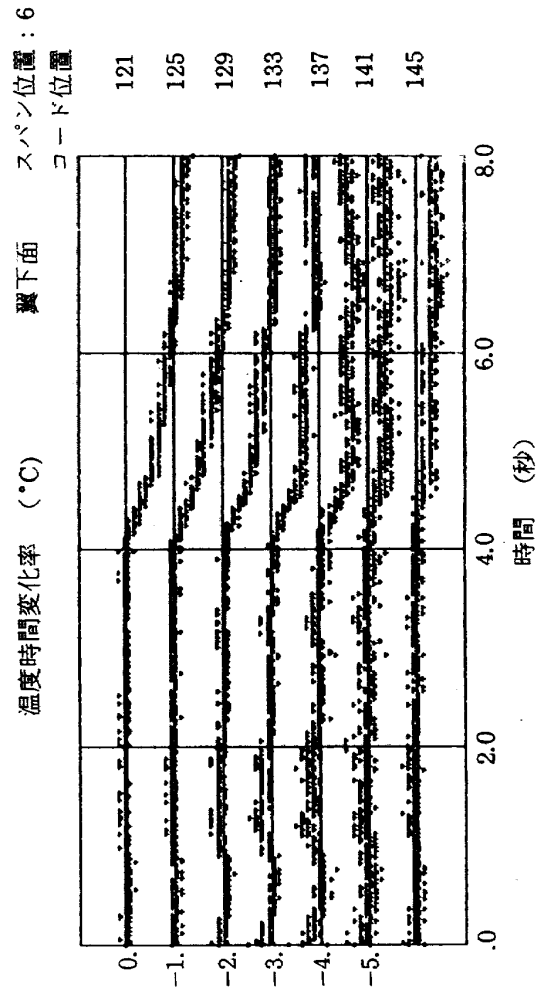
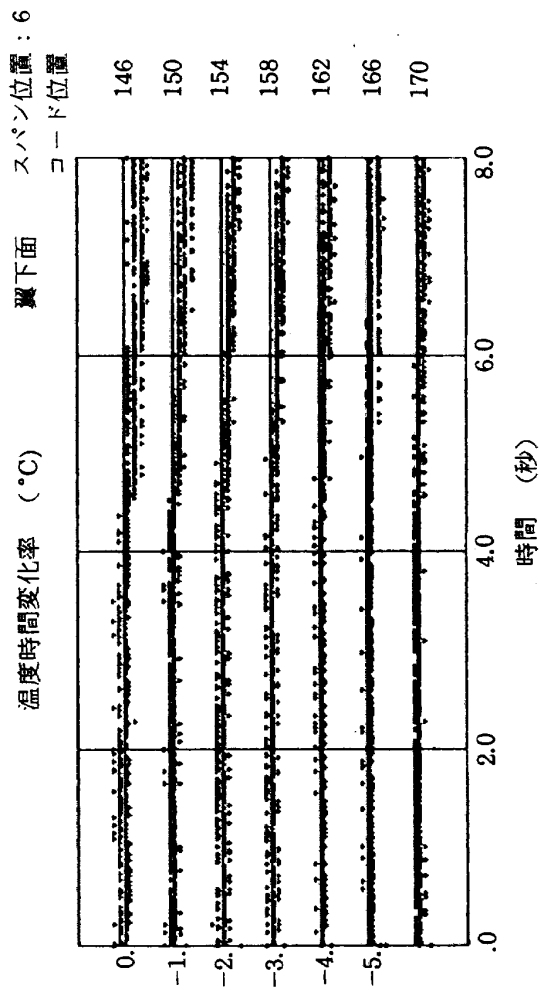
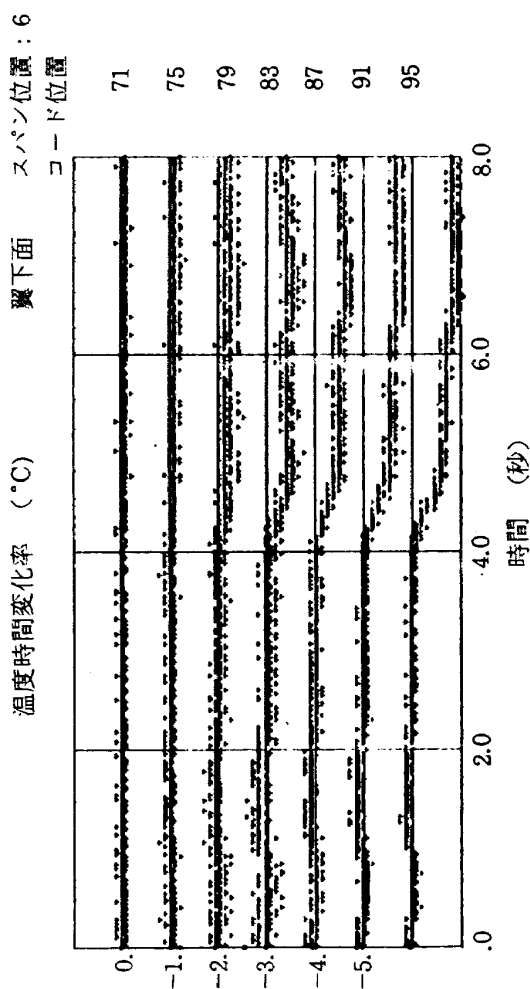
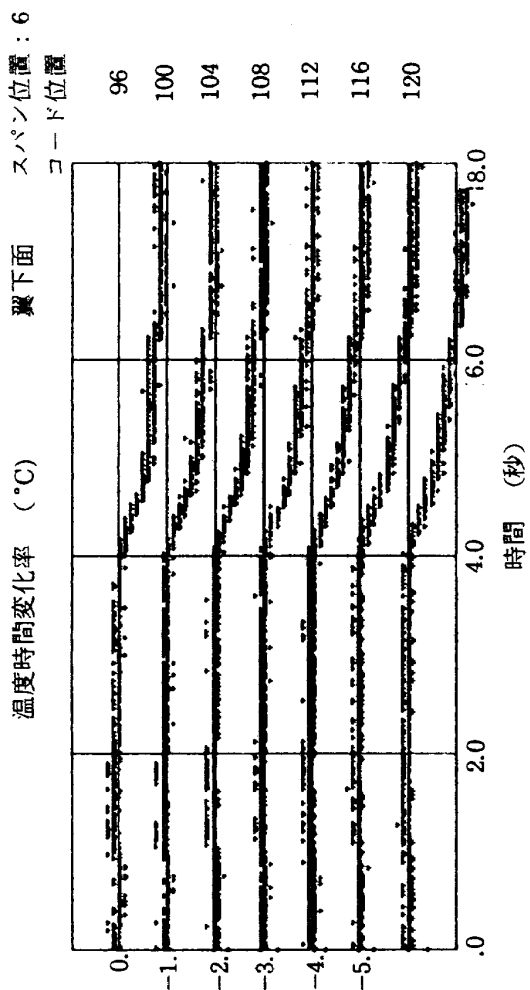
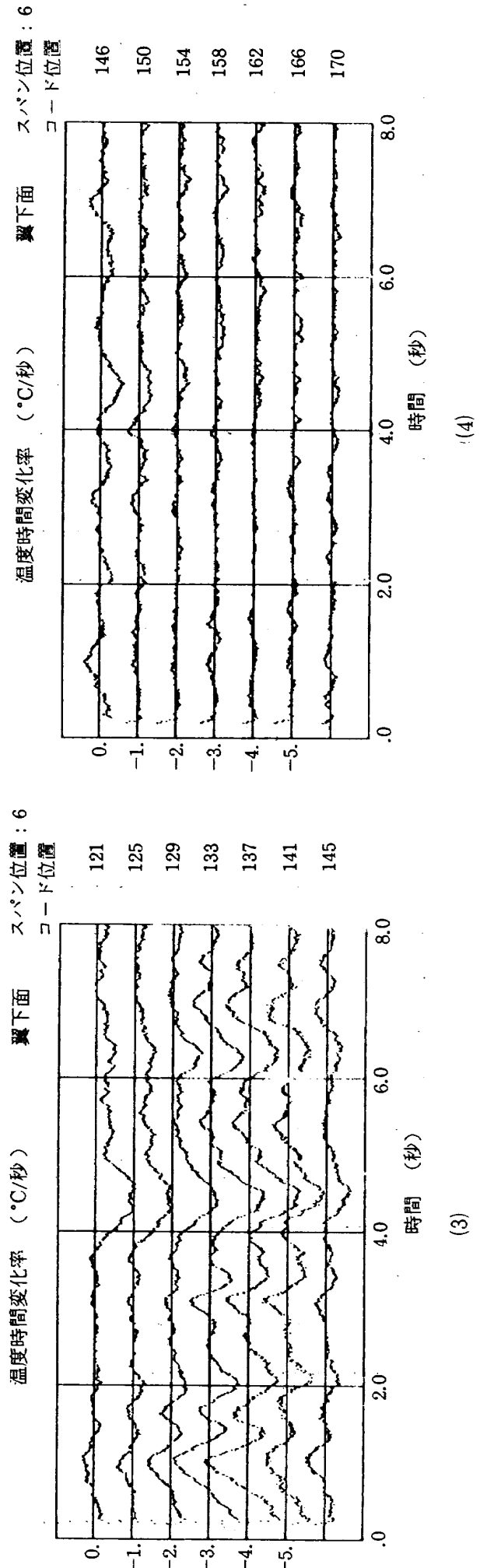
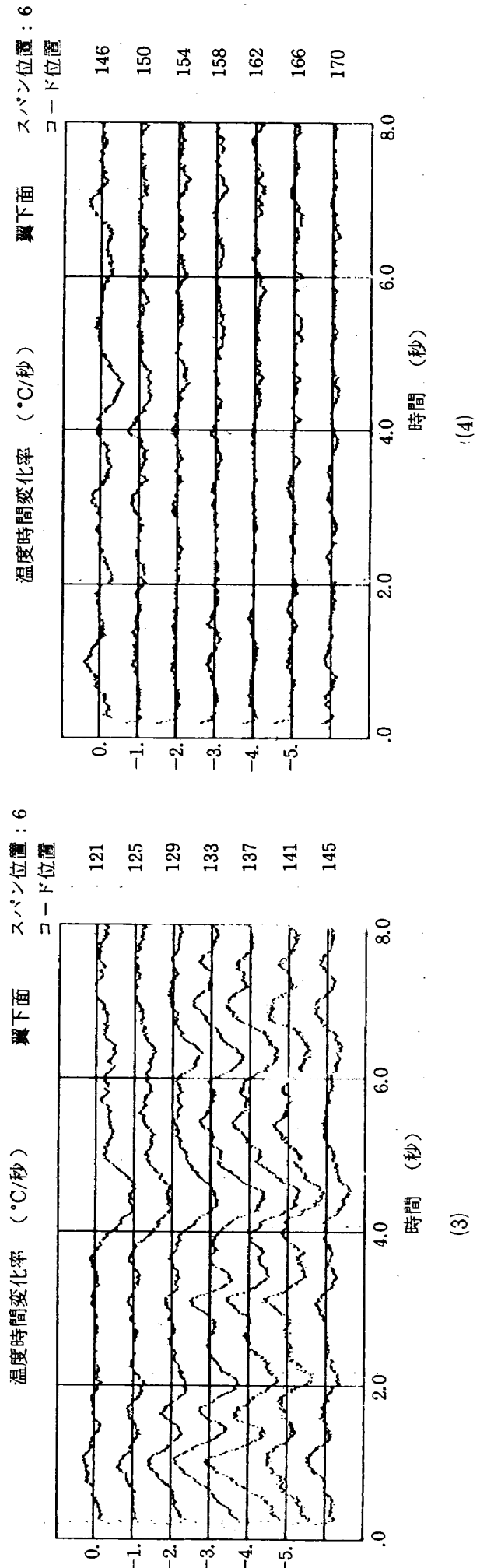
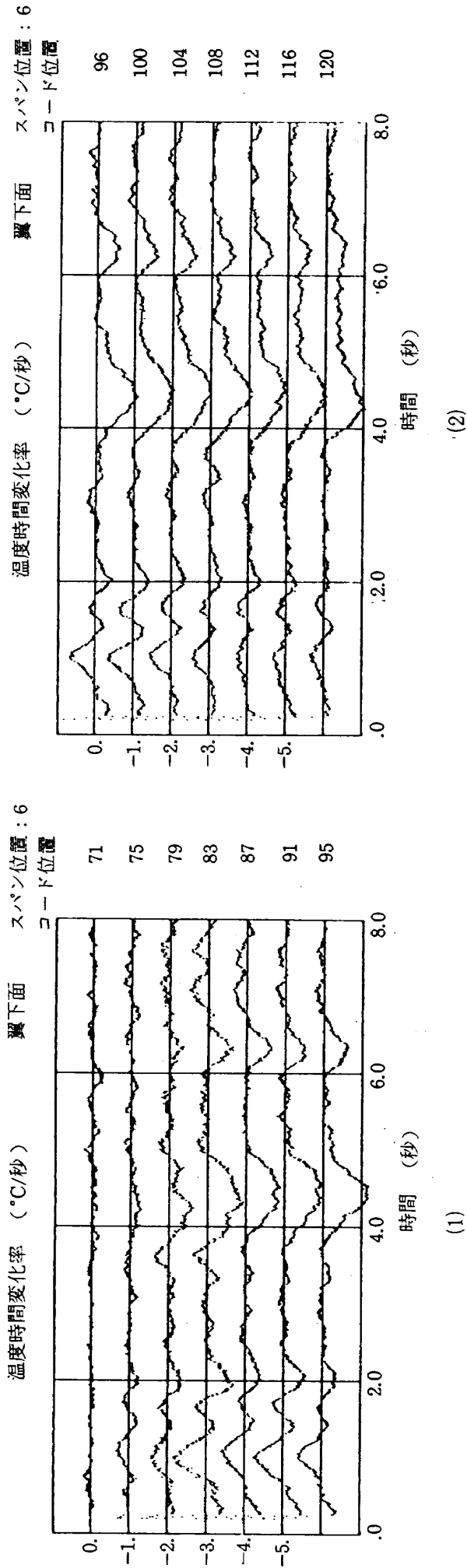
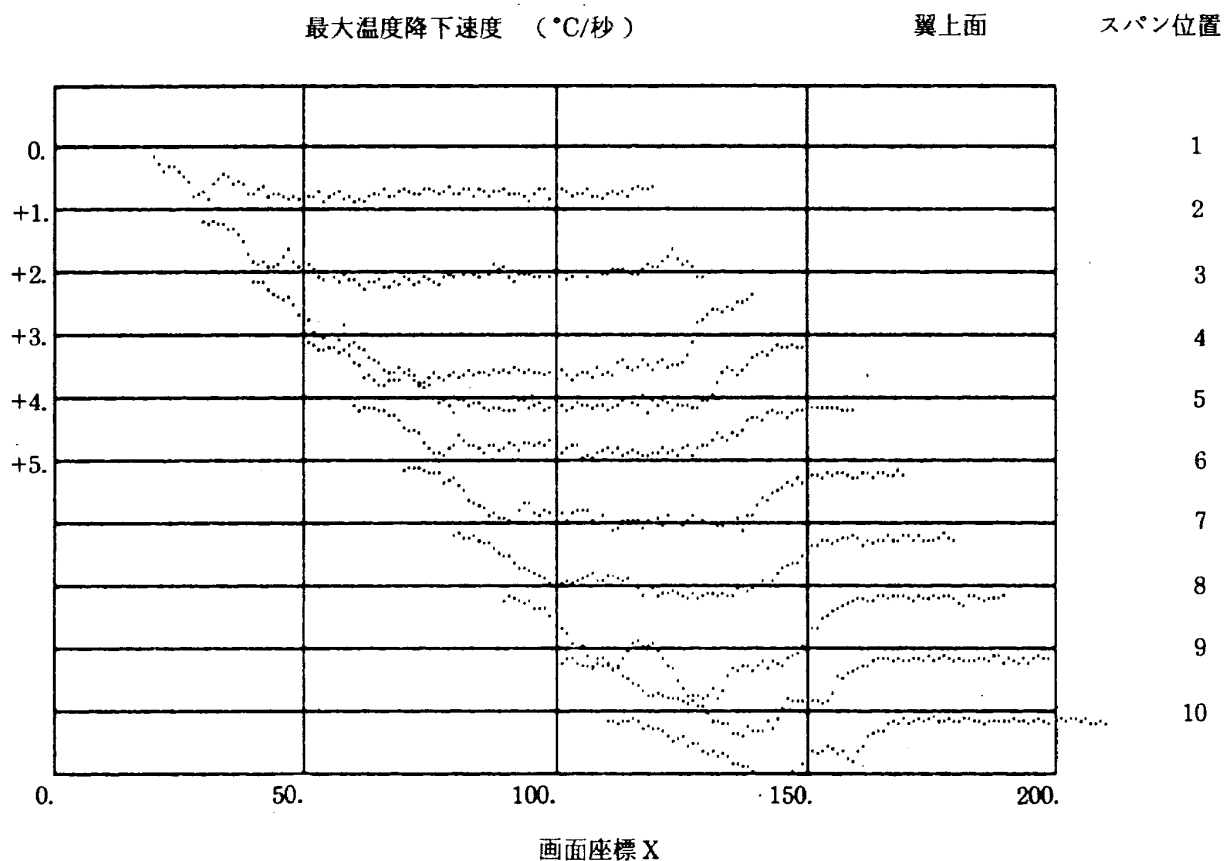
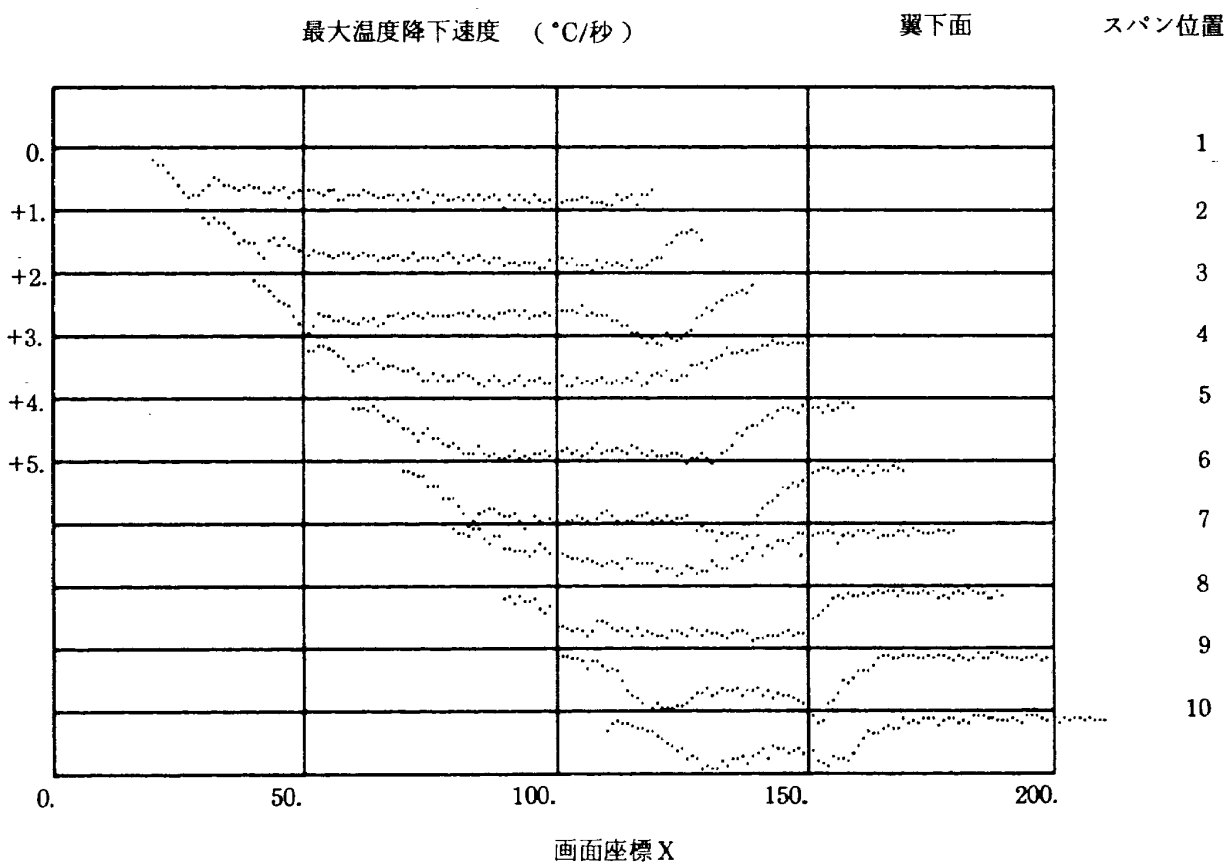


図 6-7 スパン位置 No.6 翼下面温度降下測定結果 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

図6-8 スパン位置 No.6 翼下面温度降下速度評価結果 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

図6-9 翼上面最大温度降下速度分布 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)図6-10 翼下面最大温度降下速度分布 ($M=0.84$, $\alpha=-1.5^\circ$)

が層流から乱流へ遷移した現象を表すものと断定することは、測定温度の精度の点からして、困難である。この温度降下速度の測定から遷移位置を特定する方法は翼表面の温度分布を測定し、 P^2T の分布図を描き遷移点の位置を推定する方法の方と比べるとノイズの影響も大きく、実験精度をさらに上げない限りは利点は少ないといわざるを得ない。

7. ま と め

以上の観察結果から次のことが言える。

(1) 翼面上の温度上昇率の違いが翼面上に流れの様子に密接に関連した温度分布を形成し、その結果は流れの状況と合理的な関連を付けることができる。

(2) 上記の事実に注意して翼面上の温度分布と P^2T 分布を観察した結果、本断熱翼模型の温度分布の測定結果からは

衝撃波の翼面上の位置、
翼面上のはく離領域、
遷移点の位置、

について観察することができた。

(3) この種の断熱翼はさまざまな模型の姿勢、流れの条件について、多くの流れの状況を観察する必要がある場合には有効な手段を提供する。

(4) 2節で評価した断熱翼材料の有効性の考え方は本試験のような温度分布から衝撃波、境界層遷移点を測定する際に利用できる。

断熱翼の製作では、より低い熱伝導率の材料を用い、断面の熱的条件を翼面各部でできるだけ同一になるように設計すると今回のような結果を期待することができる。

8. あとがき

本試験では試験前に期待していただけの十分な成果は得られなかった。まず、断熱翼模型がONERA-M2の空力性能を示さなかったことである。原因は4節で指摘したが、確認するためには再試験が必要であろう。また、温度測定では手持ちの放射温度計を利用したため、十分な精度を得ることができなかった。特に、空間分解能と、測

定温度精度（分解能）が低いことが遷移点の特定を困難なものにしたと考えられる。仮に、それぞれ4倍程度高めることができたとしても、より詳細に翼面上の遷移点、遷移の平面的広がりを測定することは容易であったであろう。この程度の放射温度計の性能向上は期待でき、現に新しい型の放射温度計では測定温度の精度は4倍以上になっているのがある。更に、望遠レンズを取り付けると空間分解能も4倍以上に上げることが可能である。今後は、この種の試験を続け、より信頼性の高い測定技術に仕上げていく必要を感じた。

謝 辞

本試験は、個別重要国際共同研究の一つであるNAL-ONERA 国際対応風洞試験の一環として行われた。模型は材料の難加工製の理由で十分な精度を得ることができず、ONERA-M2模型とはいくぶん異なった空力性能を示したことは4節で報告した通りである。しかしながら、こうした状況を認識した上で、果敢に本模型の製作に取りくんでくれた三菱重工名古屋航空機製作所の大橋氏に感謝する次第である。また、放射温度計の詳細についていろいろと御助言して頂いた日本電気三栄株式会社の佐藤氏にもここで感謝したい。

参 考 文 献

- 1) 澤田秀夫：「NAL-ONERA 対応風試験結果」，昭和63年度研究発表会，前刷集，pp.9-10，1988
- 2) Ph. Poisson-Quinton and X. Vaucheret："Prediction of Aerodynamic Characteristics of an Aircraft from a Correlation of Results on a Calibration Model Tested in Various Large Transonic Tunnels"，AGARD CP 242, 1977
- 3) 藤本武助，佐藤 俊：「伝熱工学」，機械工学講座18，pp.27-37，共立出版，1972
- 4) X. Vaucheret："Comparaison de Souffleries Transoniques Etude Sur Maquette Etalon M5 Dans Lasoufflerier S2 Ma Influence Des Nombres de Machet de Reynolds"，Resume Du Document N°：2/15 GY, 1973

既 刊 報 告

TM-600	角加速度フィードバックによる航空機の短周期制御—一次遅れサーボの補償—	1989年 2 月	柳原 正明, 永安 正彦 佐々 修一
TM-601	CFRP の曲げ特性に及ぼす試料表面状態に関する評価試験	1989年 2 月	野口 義男
TM-602	宇宙往還機の重量評価と感度解析(その 2) TSTO ^概 1 報	1989年 2 月	白水 正男
TM-603	多孔板ハネカム吸音ライナの減音特性	1989年 2 月	渡辺 実, 武田 克巳 鳥崎 忠雄
TM-604	最近のエアラインの燃油費に関する一考察 (2)燃料消費と費用対効果	1989年 3 月	田辺 義一
TM-605	高温再熱燃焼器研究開発用低酸素燃焼試験装置	1989年 4 月	山田 秀志, 下平 一雄 堀内 正司
TM-606	偏光散乱強度パターン解析による微小粒子群の 粒度測定のための影響係数行列	1989年 6 月	林 茂
TM-607	可変安定応答実験機の DLC システムモニタについて	1989年 7 月	石川 和敏, 小野 孝次 塚野 雄吉
TM-608	空力加熱可視化測定用スペースプレーン模型の製作	1989年 8 月	渡辺 光則
TM-609	ガスタービン筒形燃焼器出口断面での風速および温度分布の測定	1989年 8 月	田丸 卓, 下平 一雄

航 空 宇 宙 技 術 研 究 所 資 料 610 号

平成元年 7 月発行

発行所 航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
東京都調布市深大寺東町 7 丁目 44 番地 1
電話三鷹 (0422) 47-5911 (大代表) 〒182
印刷所 株 式 会 社 三 興 印 刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18
