

ISSN 0389-4010
UDC 536.244
533.6.011.6

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1048

アーク加熱風洞による表面熱伝達の実験

松崎 貴至 ・ 松崎 利一
宮馬 浩 ・ 秋元 敏男

1989年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

アーク加熱風洞による表面熱伝達の実験*

松崎 貴至** 松崎 利一**
宮馬 浩*** 秋元 敏男***

Studies of Surface Heat Transfer in An Arc-Heated Wind Tunnel

Takashi MATSUZAKI, Ri-ichi MATSUZAKI,
Hiroshi MIYABA and Toshio AKIMOTO

ABSTRACT

Feasibility studies of surface heat transfer were performed using an arc-heated wind tunnel. Three types of models were fabricated: (1) a verification model (hemisphere cylinder with a diameter of 50 mm), (2) a 1/100 scale nose model of the HOPE (H-II Orbiting Plane), and (3) a 1/100 scale wing-body model of the HOPE. They are made with a carbon fiber skin as thin as 1.5 mm, and a ceramic internal structure. Time histories of surface temperatures were measured by using an infrared thermograph system. Surface heat transfer rates were estimated from the measured surface temperatures and their time derivatives. The heat transfer distribution on the verification model showed reasonable agreement with existing theory. For both the nose model and the wing-body model, the surface heat transfer rates decreased monotonically along the lower centerlines, and increased with the angle of attack. For these models, thermographs of the surface heat transfer distribution are also shown. From these results, we confirm that the present method of estimating surface heat transfer rate is justified, and that the present experiment on surface heat transfer is not only applicable but also useful in an arc-heated wind tunnel.

1. ま え が き

極超音速飛しょう体の空力加熱による表面熱伝達の研究は、スペースプレーンやHOPE(H-IIロケット打ち上げ型有翼宇宙往還機)の構想の具体化とともに、近年ますます重要性が増している。特に風洞模型により実験を行うことは、もしマッハ数とレイノルズ数(あるいは、よどみエンタルピおよび気流の風速と密度)が実機の飛行状態を

完全にシミュレーションしていれば、極めて有用な研究手段となる。風洞としては極超音速風洞、衝撃波風洞、アーク加熱風洞等がこの目的にある程度かなうものであるが、それぞれ一長一短がある。通常の極超音速風洞は、よどみエンタルピがシミュレーションされていないので、十分な空力加熱は得られない。衝撃波風洞は、運用によっては極超音速高エンタルピ流のほぼ完全なシミュレーションが可能であるが、気流の持続時間が短いので計測が必ずしも容易でない。アーク加熱風洞は、これらの短所を補完すべく、極超音速飛しょう体の大気再突入の際のピーク加熱時に相当する

* 平成元年10月26日受付

** 空気力学部

*** 宇宙開発事業団

よどみ点エンタルピを完全にシミュレーションし、かつある程度の気流持続時間を確保することができる装置である。しかしながらこの装置も、ある程度の流速と気流密度を実現するためには極めて大規模なものとならざるを得ない。このためノズル出口径は制限され、模型サイズはごく小さなものに限られてしまう。

当所と宇宙開発事業団との共同研究用として設置された450kWアーク加熱風洞¹⁾は、必ずしも模型の表面熱伝達を試験するのが目的でないが、小さな模型を用いた表面熱伝達の実験も可能である。本報告で述べる研究の目的は、このような可能性を探り、少なくとも定性的な表面熱伝達の実験としては十分有意義な結果が得られることを実証することにある。定性的な実験とは、空力加熱率 (W/m^2) の絶対値はともかくとして、模型表面に沿う変化の傾向、迎角の効果、模型のどの部分がより強い加熱を受けるか、と言うようなことを相対的に評価することである。アーク加熱風洞では、前記のピーク加熱時のような、気体の解離その他の実在気体効果のある場合の空力加熱率が得られる点で、定性的な結果ではあっても、有意義なものと思ふ。次章ではこの試験に適した模型の試作について述べ、試験およびその結果については3章以下で報告する。

2. 供試模型の製作

高エンタルピでの表面熱伝達実験の可能性を探るために、アーク加熱風洞用模型を試作した。実験では、この模型の表面温度分布を計測し、その時間変化から表面熱伝達を推算する。アーク加熱風洞用の模型としては、耐熱性能及び表面の放射率の温度への依存性が既知である必要があるため、材料としてC/C（炭素繊維強化炭素複合材）を選択し、製作を行った。供試模型としてHOPE形状を模擬した全機形状モデルの他に、機首部分モデル、および検証モデルを製作した。全機モデルについては熱的な相似則が明白でないので、全機形状での表面温度分布の測定から表面空力加熱率分布を定性的に評価し、その妥当性を検証することを期待して形状を決定したものである。図2-1に

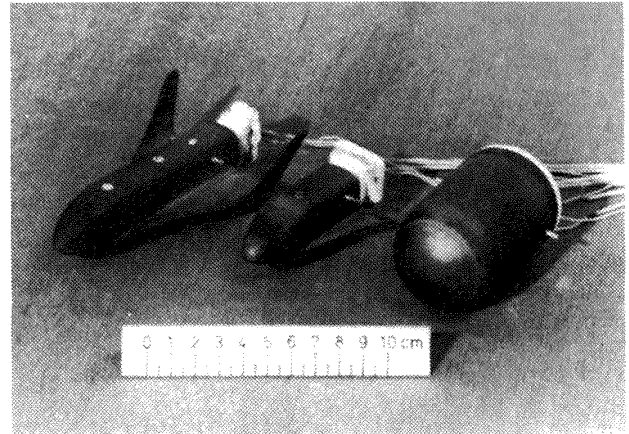


図2-1 供試模型（左から全機モデル、機首部分モデル、検証モデル）

供試模型の写真を示す。

2.1 模型への要求条件

アーク加熱風洞用模型を製作するに当たり、下記の要求条件を設定した。

- (1) 全機モデルの外形はHOPEの1.2%モデルとする。
- (2) 表面コーティングとして耐酸化コーティングを施すこと。
- (3) 表面は十分な平滑度を確保すること。
- (4) 非破壊検査により熱電対の位置を確認すること。
- (5) 熱電対の取付に際し、出力線の耐熱・耐酸化保護対策を十分に行うこと、及び熱電対の確実な取付を行うこと。
- (6) 風洞中心位置に所定の迎角で取り付け可能とすること。

上記の要求条件に対して、下記の対策を行った。

- (1) C/C材を使用することによりスムーズな曲面の模型を製作した。
- (2) SiC-CVDコーティングを行った。
- (3) 表面を平滑に処理し、膜厚を制御しCVDコーティングを行った。
- (4) X線写真撮影により、取付位置の確認を行った。
- (5) 模型取付位置を一部削り、熱電対を部分的に埋め込み、接着した。熱電対素線はセラミックがいしで被覆した。
- (6) 所定迎角に対応する取付金具を製作した。

2.2 模型の構造

(1) 検証モデル

基礎的な熱電対取付技術の確立、及び赤外表面温度計測システムの動作確認のために、半球模型を製作した。検証モデルの構造図を図2-2-1に示す。

(2) 機首部分モデル

高迎角では全機モデルが気流をブレイクさせる

おそれがある。このため高迎角での表面熱伝達特性試験用として、HOPE 機首部分の1.2%模型を試作した。このモデルの構成を図2-2-2に示す。

(3) 全機モデル

HOPE 1.2%の全機モデルによる表面熱伝達実験の可能性を探るために試作した。全機モデルの構成を図2-2-3に示す。

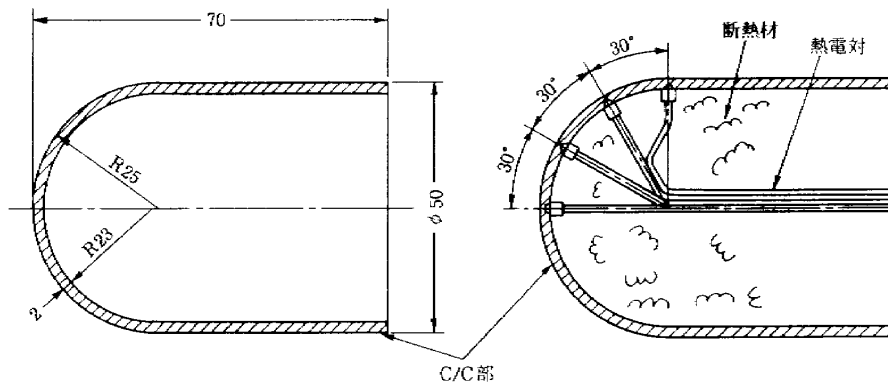
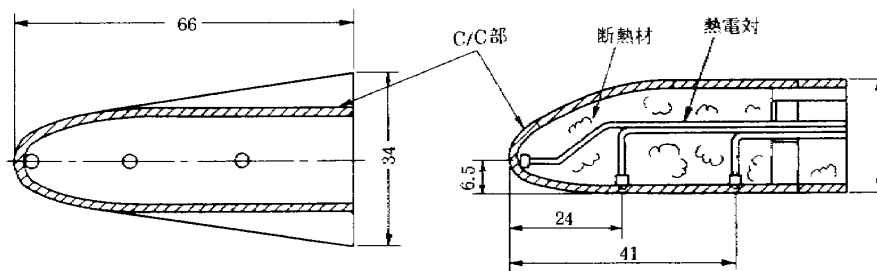


図2-2-1 検証モデル構造及び熱電対配置図(単位: mm)



○は熱電対取付位置

図2-2-2 機首部分モデル構造及び熱電対配置図(単位: mm)

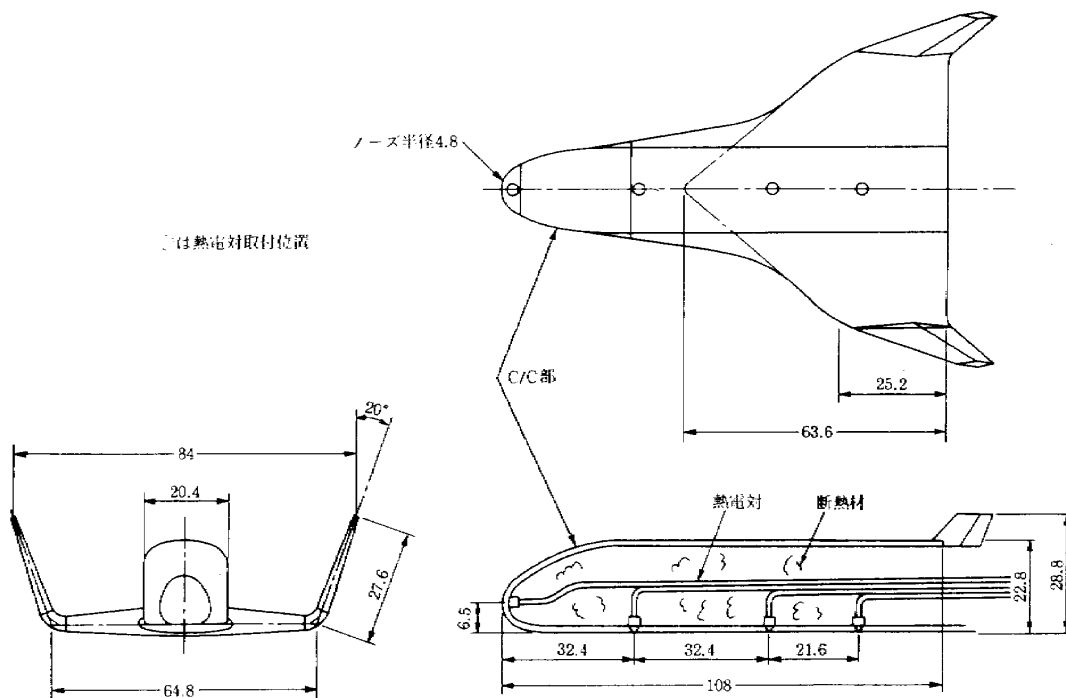


図2-2-3 全機モデル構造及び熱電対配置図(単位: mm)

3. アーク加熱試験

3.1 アーク加熱試験条件

試験を行ったアーク加熱風洞のアーク加熱器および測定室の写真を図3-1-1に示す。測定室の観

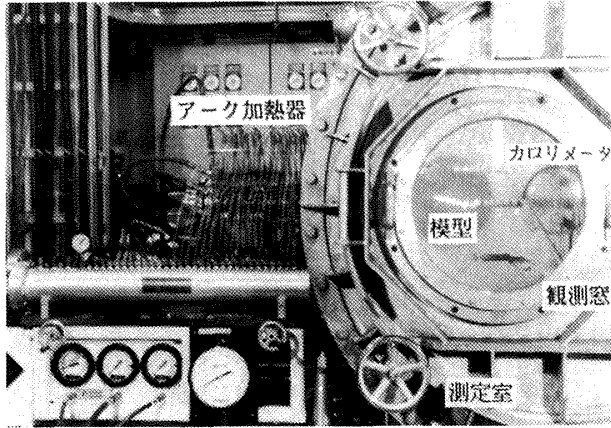


図3-1-1 アーク加熱風洞の加熱器
および測定室

測窓に試験に使用した供試模型、その上にカロリメータが取り付けられているの見える。

検証モデル、機首部分モデルおよび全機モデルの試験は、各モデルに迎角調整アダプターを取り付けておこなった。機首部分モデルは迎角0°、20°、30°、40°で行い、全機モデルは、迎角30°で気流がブレイクしてしまったため、迎角0°、20°で行った。1度に1台の赤外カメラでは、モデル全表面の温度データが取得できない。できる限りモデル全表面の温度データを取得するため、同一迎角で正面、側面、裏面の三方向から表面温度データを取得した。各モデルの試験条件を表1に示す。アーク加熱試験は検証モデル、機首部分モデルおよび全機モデルについて、そのほとんど全ケースを、表2に示す試験条件で行った。

表2のような低いエンタルピの試験条件を選定した理由は、前述のように薄い断熱材からなる各

表1 試験条件一覧表

モデル	迎角	計測面	モデル・テスト記号	RUN NO.
検証モデル	0°	側面	A00S	290
	0°	正面	A00F	289
機首部分モデル	0°	裏面	C00R	277
	20°	"	C20R	281
	30°	"	C30R	278
	40°	"	C40R	279
	0°	正面	C00F	286
	20°	"	C20F	282
全機モデル	30°	"	C30F	283
	40°	"	C40F	285
	0°	裏面	B00R	281
	20°	"	B20R	279
	0°	正面	B00F	282
	20°	"	B20F	279
	0°	側面	D00S	287
	20°	"	D20S	288
	20°	正面	D20F	288

※ モデル・テスト記号の説明(例:A00S)

最初の1文字はモデルの種類 A:検証 B:D:全機

C:機首部分,数字は迎角 00:0° 20:20° 30:30°

40:40°,最後の1文字は計測面 R:裏面 S:側面

F:正面(反射鏡使用)

模型が各1個ずつしかなく、これらを赤外線カメラの位置や模型の迎角等を変えて、再三にわたって使用する必要がある、高いエンタルピの気流中で模型の損傷をおそれたことと、今回の試験の主要な目的が、後述の赤外線温度計測、データ処理システムの動作確認と、それによる表面熱伝達データ取得の可能性を検討することであったためである。ACC(先進カーボン・カーボン)材のような試験片の耐熱性試験は、通常これよりもはるかに高いプレナム室エンタルピと表面熱伝達率で行われている²⁾。本装置は上記プレナム室エンタルピより10倍以上高い試験条件が可能である¹⁾。なお、表2の表面空力加熱率は、直径2.54cm(1インチ)のカロリメータの先端のよどみ点領域で測定された値を示す。このカロリメータは水冷されており、冷却壁(cold wall)条件での値である。すなわち

表2 アーク加熱試験条件

ノズルスロート径	4 mm
ノズル出口径	18 cm
入力電力	72 kW (電流60 A)
アーク加熱器コラム	2 pack
空気流量	278 l/min (6g/s)
プレナム室圧力	800 kPa (8ata)
プレナム室エンタルピ	6 MJ/kg (1435cal/g)
測定室壁圧	43 Pa (0.33 torr)
表面空力加熱率	0.8~0.7 MW/m ²

カロリメータの表面温度は常温に近い一定値に保たれており、従って気流条件が一定ならば測定される表面空力加熱率は一定である。この値は、高エンタルピ気流中に投入された模型のように、表面温度が上昇する状態での表面空力加熱率よりも常に大きい値を示す。一般に、表面熱伝達は、冷却壁の場合に最大となり、断熱壁(adiabatic wall)のとき最小(通常は0)となり、一般の試験条件下ではこれらの中間の値にある。

表2により、本装置のノズル出口に実現すると予想される気流の条件等を予測³⁾した結果を表3に示す。これらの値は、模型を投入した際に、模型が気流をブロックするために測定室内の壁圧が上昇し、この圧力にバランスするために、気流の有効テストコアが縮小する効果が考慮されている。テストコアの縮小は、写真による画像からおおよそ推定することができる。この表は有翼の「全機モデル」を投入した場合に相当し、有効コアは約120mm、従って有効断面積比は約900である。

なお表3で凍結マッハ数とは、次式³⁾により定義されるマッハ数で、実際の気流のマッハ数に近いと考えてよい。

$$M_\infty = V_\infty / a_c, \quad a_c^2 = \gamma_f p_\infty / \rho_\infty \quad (1)$$

$$\gamma_f = \frac{7 \sum_m X_s + 5 \sum_a X_s}{5 \sum_m X_s + 3 \sum_a X_s}$$

但し m は分子についてのモル分率 X_s の和、 a は原子成分についての X_s の和である。上式によると γ_f

表3 ノズル出口気流条件等 ($A_\infty/A^* \cong 900$)

プレナム室エンタルピ(予測値)	6.83 MJ/kg
プレナム室温度(予測値)	4.1×10^3 K
ノズル出口流速 V_∞	2.95×10^3 m/s
ノズル出口静圧 P_∞	7.56 Pa (0.098 torr)
ノズル出口静温度 T_∞	163 K
ノズル出口密度 ρ_∞	1.82×10^{-4} kg/m ³
ノズル出口気流組成(モル分率) X_s	
	N ₂ 0.6929
	O ₂ 0.0889
	NO 0.0576
	O 0.1517
その他の	その他の X_s 0.000
凍結マッハ数	11.0

=1.43となる。なお表3では表2のプレナム室圧力と空気流量から文献3に従って、プレナム室エンタルピと温度を予測した結果も示してある。プレナム室エンタルピは表2の実測値より10%以上大きい値が予測されているが、この原因はプレナム室が完全には熱平衡にないこと、実測の誤差がかなりある²⁾こと等によると考えられる。またプレナム室温度については、測定を行っていないので比較できないが、熱平衡を仮定すれば、4100K程度であると予測される。

表2、表3にもとづいて、予想される表面空力加熱率を Detra-Kemp-Riddell の式^{4,5)}

$$\dot{q}_0 = 1.103 \times 10^8 \left(\frac{\rho_\infty / \rho_{sl}}{R_n} \right)^{0.5} \left(\frac{V_\infty}{V_c} \right)^{3.15} \times \left(\frac{h_0 - h_w}{h_0 - h_{w300}} \right) \text{ (W/m}^2\text{)} \quad (2)$$

により予測する。但し

h_0 プレナム室エンタルピ (J/kg)

R_n 模型先端曲率半径 (m)

$h_w = c_p T_w$

$h_{w300} = c_p T_w$ ($T_w = 300\text{K}$)

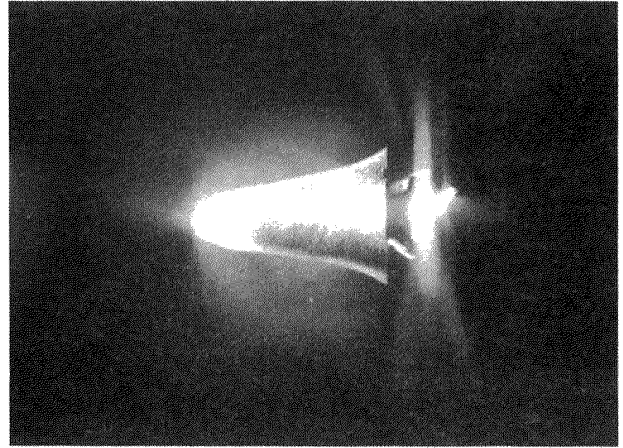
$\rho_{sl} = 1.23\text{kg/m}^3$ (海面上の大気密度)

$V_c = 7.925 \times 10^3\text{m/s}$

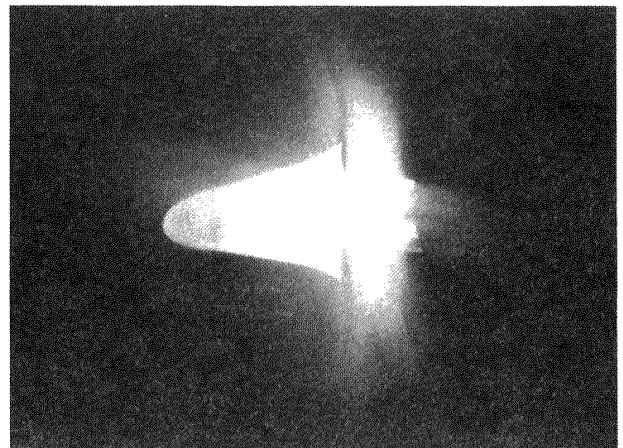
で ρ_∞ (kg/m³), V_∞ (m/s) および h_0 (J/kg) はここでは表2、表3であたえられるとする。前述のカロリメータを想定し $R_n = 1.27 \times 10^{-2}\text{m}$ とし、また水冷であることを考慮し $T_w = 300\text{K}$ と仮定すると $h_0 \gg h_w$ であるから、式(2)の最後の因子は1とみなしてよい。このとき $\dot{q}_0 = 0.54\text{MW/m}^2$ が得られる。この値は表2に示す実測値より小さい。一般に、カロリメータを投入した場合より模型を投入した場合の方がブロッケージが小さいとは限らないので、表2に示す実測値はやや過大であると考えられる。式(2)は極超音速流中のよどみ点熱伝達を正しく評価できる式と考えられており⁶⁾、表2に示す試験条件(電流60A)では $\dot{q}_0 = 0.5 \sim 0.7\text{MW/m}^2$ と考えられる。実際、次章に述べる表面空力加熱率の推算データは表2に示す実測値より一般に小さい。

図3-1の2(27ページのカラー版)から3, 4,

5-1, 5-2(27ページのカラー版)に検証モデル、機首部分モデルおよび全機モデルを気流に投入した状態の写真を示す。



1) 迎角 0° (C00R)

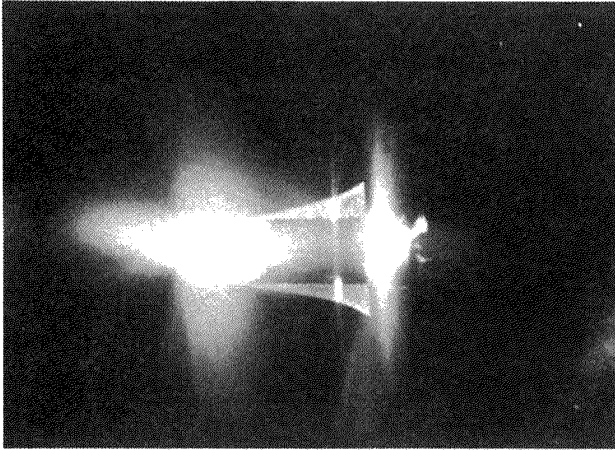


2) 迎角 20° (C20R)

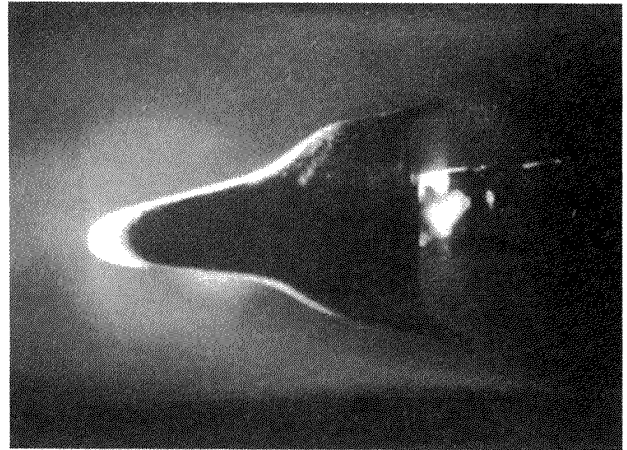


3) 迎角 30° (C30R)

図3-1-3 機首部分モデルを気流に投入した状態(裏面)



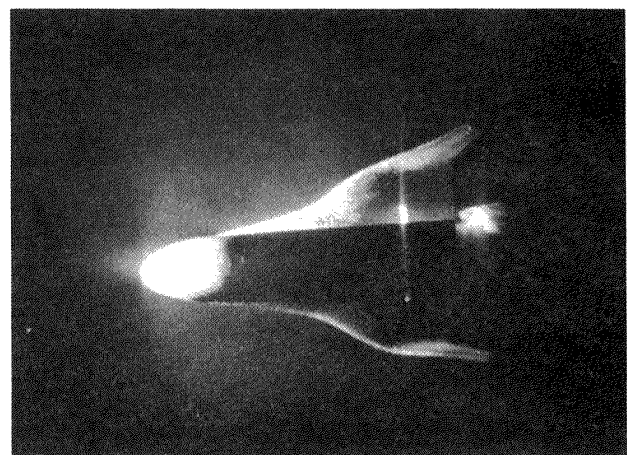
1) 迎角 0° (C00F)



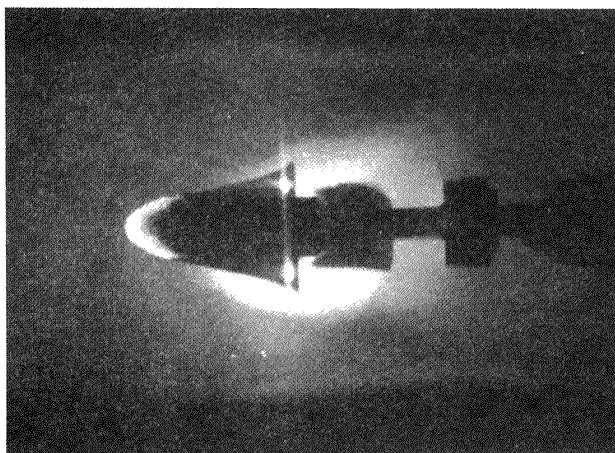
1) 裏面 (B00R)



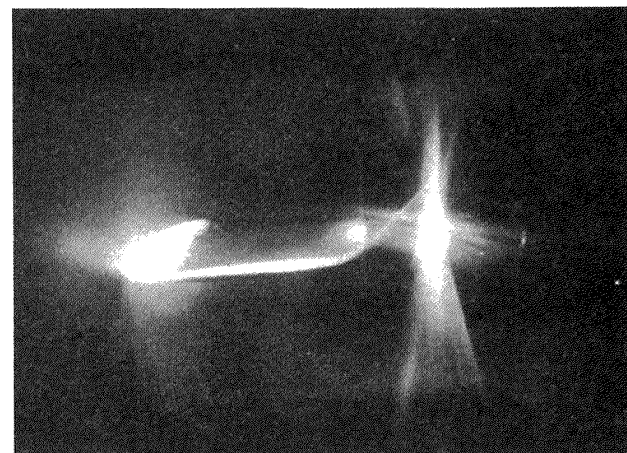
2) 迎角 20° (C20F)



2) 正面 (B00F)



3) 迎角 30° (C30F)



3) 側面 (D00S)

図3-1-4 機首部分モデルを気流に投入した状態（正面）

図3-1-5-1 全機モデルを気流に投入した状態（迎角 0°）

3.2 赤外表面温度計測システム

赤外表面温度計測システムの全体構成を図3-2-1に示す。赤外カメラの検知器はInSbの10素子アレイからなり、高圧アルゴンガスにより冷却される。画面全体の表示画素数は51200個（縦200×横256）である。観測視野縦10°×横15°で、観測距離で約22cmの範囲が測定できる。モデルからの赤外放射は、その光軸がモデル表面の法線方向±45°以内になるように、平面鏡を用いて測定室外部のカメラにより検出する。なおカメラは2倍の望遠レンズが取り付けられており、被写体表面は4倍に拡大されて観測され、これにより解像度が向上する。

赤外カメラからのアナログ信号は、内臓のプロセッサによりA/D変換され、40MBのリアルタイムレコーダに記録される。このデータは熱画像データ処理装置により画像出力としてCRT表示されるほか、フロッピーデスクに収納される。本システムに各部の仕様等を列記すると以下の通りで

ある。なお本システムの各機器は日本アビオニクス(株)製である。赤外表面温度計測システムの熱画像データ取得装置および熱画像データ処理装置の写真を図3-2-2に示す。図3-2-3は、赤外カメラによりサファイヤ窓を通して供試模型の熱画像データを取得している様子を示す。

カメラ

観測視野	(約)垂直10°×水平15°
瞬時視野	2.2mrad (0.12°)
フレーム数	約(20フレーム/秒)
走査線数	100本
検知器	インジウムアンチモン (InSb)
検知波長領域	3~5.4μ
検知器冷却剤	アルゴンガス
測定温度範囲	-20~2000°C

プロセッサ

表示画素数	51200個(水平256×垂直200)
階調	16階調(4bit)

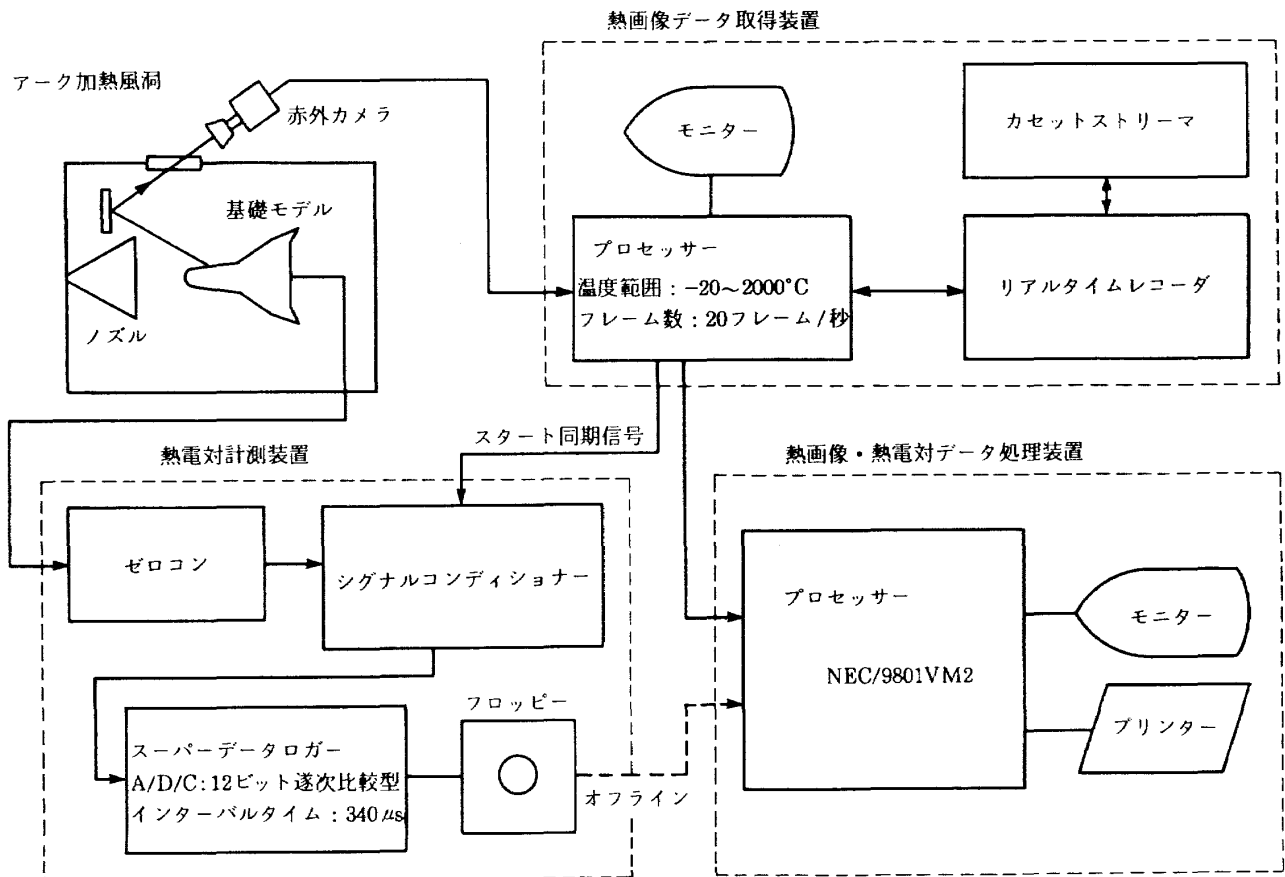


図3-2-1 赤外線表面温度計測システム全体構成図



図3-2-2 赤外線温度計測システム(左側は熱画像データ処理装置, 右側は熱画像データ取得装置)

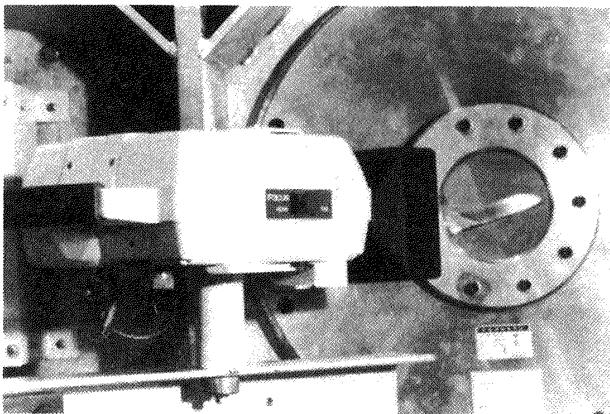


図3-2-3 赤外カメラによる模型の表面温度の測定

リアルタイムレコーダ

録画面素数 2400画面

録画, 再生の時間間隔

0.05秒

カセットストリーマ

記憶容量 2400画面/テープ1本

転送速度 約12分

なお本システムは16階調(4bit)であるため, 表面温度があまり広範囲に変化する場合には分解能が不足する。将来, 高エンタルピ流での表面空力加熱率をより精度良く行う必要があれば, 256階調(8bit)方式の赤外カメラが必要となろう。

図3-3に模型-赤外カメラを含む光学系の配置図を示す。赤外カメラの光軸は模型表面の法線ベ

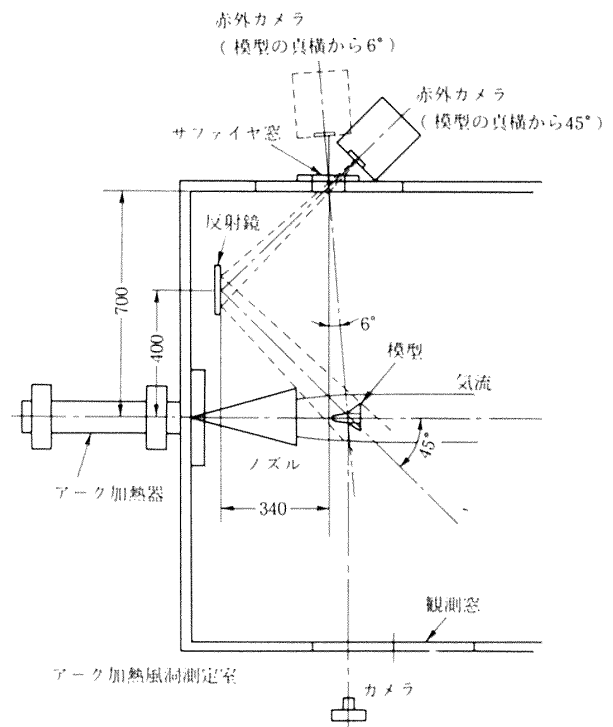
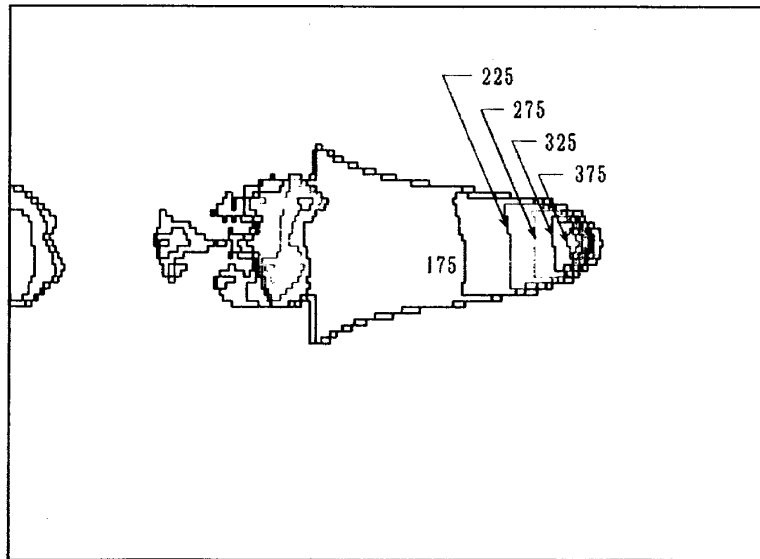


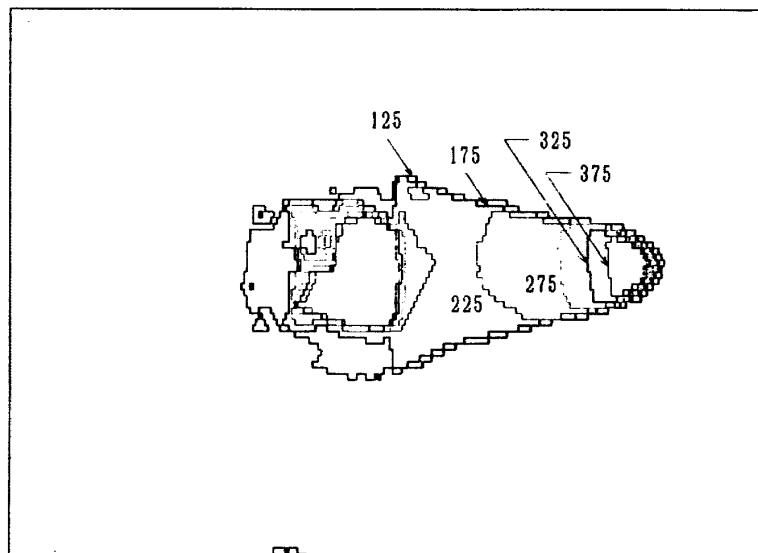
図3-3 模型-赤外カメラ光行路測定範囲 (単位: mm)

クトルの方向に対して $\pm 45^\circ$ 以内の赤外放射を受光するように調節される。

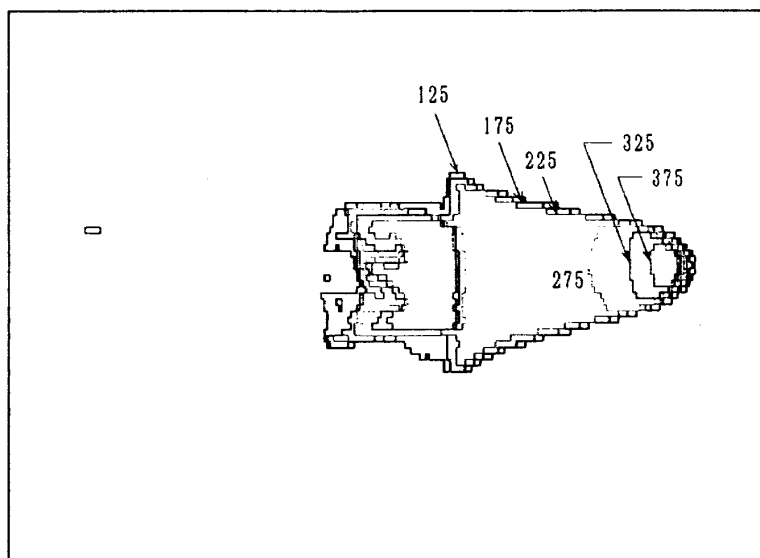
図3-4-1から図3-4-8に熱画像出力の例を検証モデル, 機首部分モデル及び全機モデルのそれぞれについて示す。これらのうち図3-4-6および7は27~29ページのカラー写真により示されている。



1) 迎角 0° (C00R)

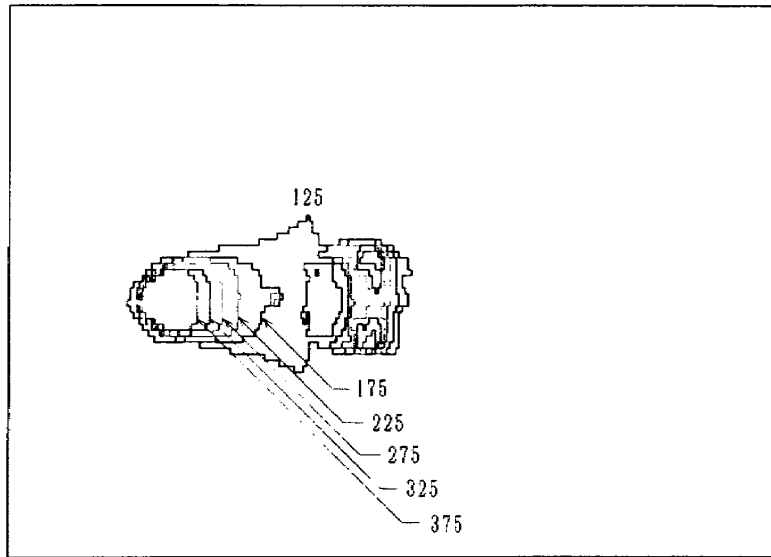


2) 迎角 20° (C20R)

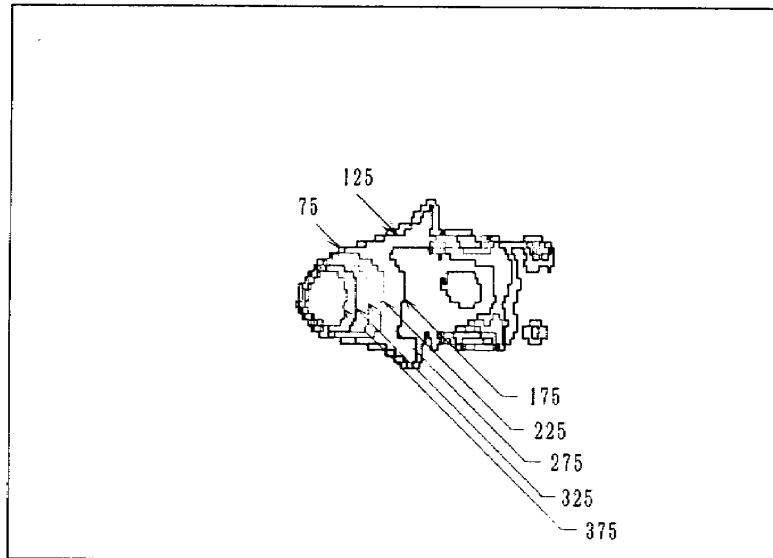


3) 迎角 30° (C30R)

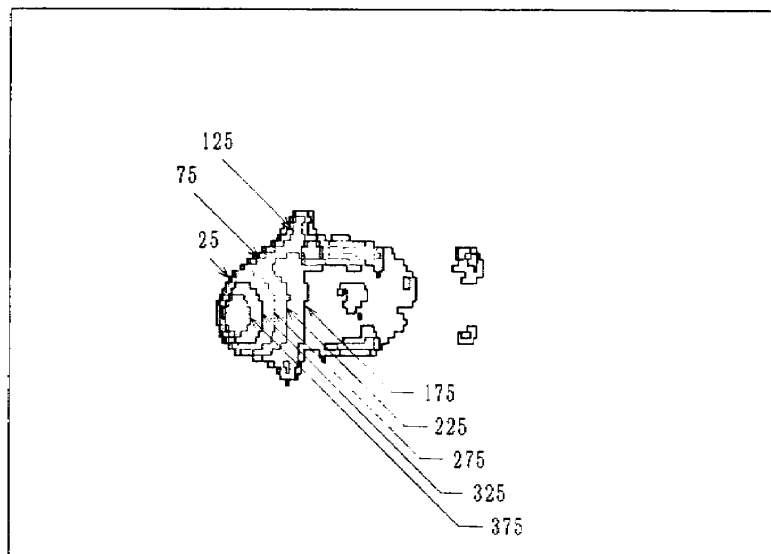
図3-4-1 機首部分モデル等温線(裏面, 5秒後, 単位: °C)



1) 迎角 0° (C00F)

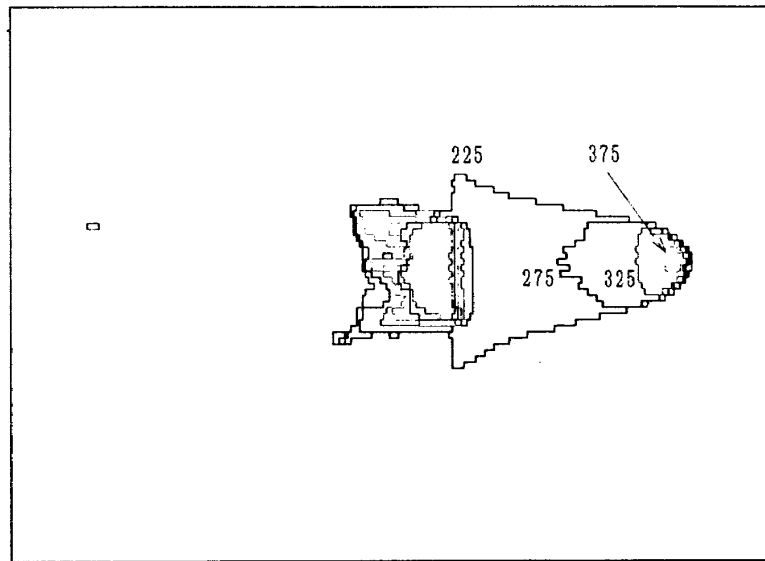


2) 迎角 20° (C20F)

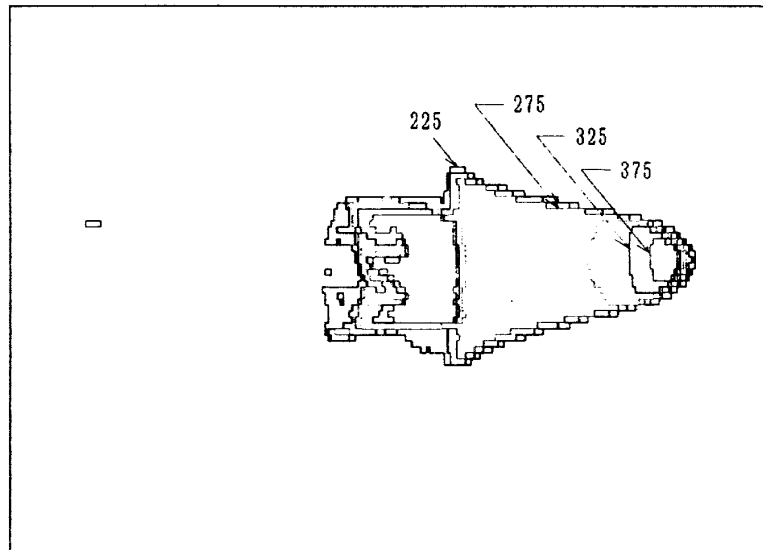


3) 迎角 30° (C30F)

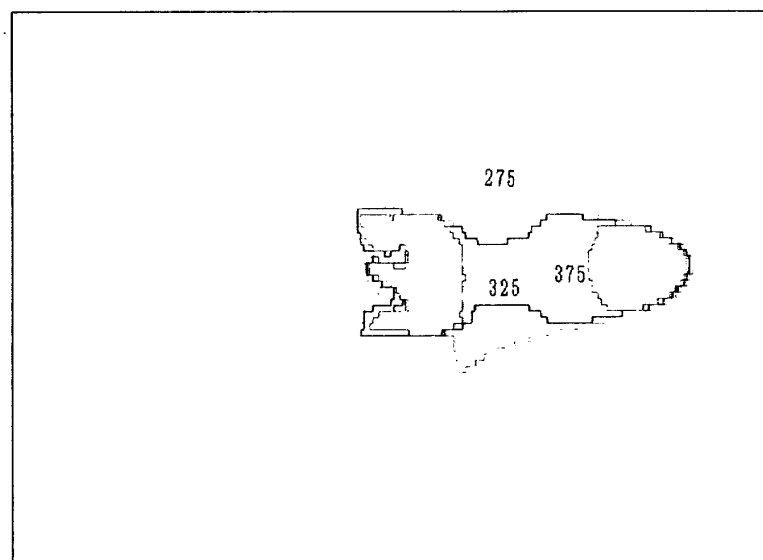
図3-4-2 機首部分モデル等温線(正面, 5秒後, 単位: $^\circ\text{C}$)



1) 2秒後

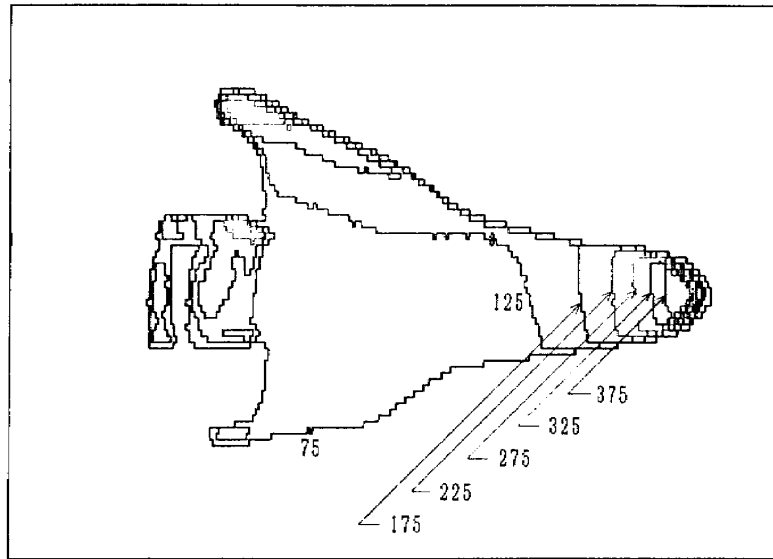


2) 5秒後

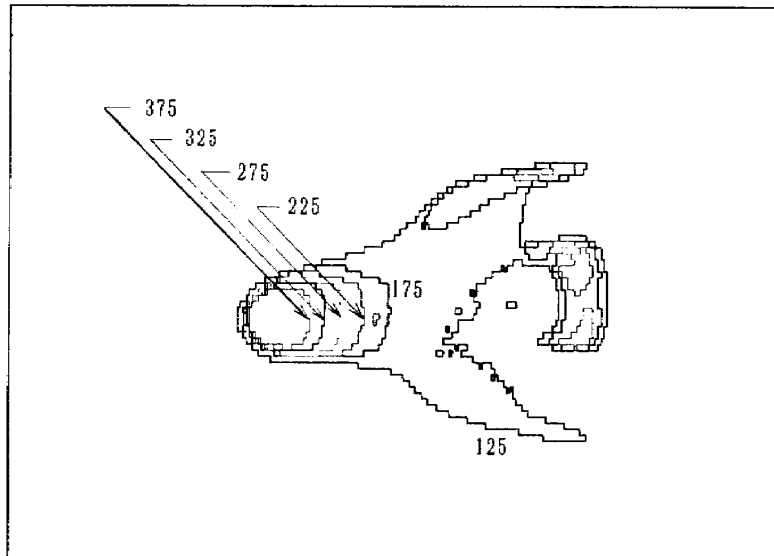


3) 10秒後

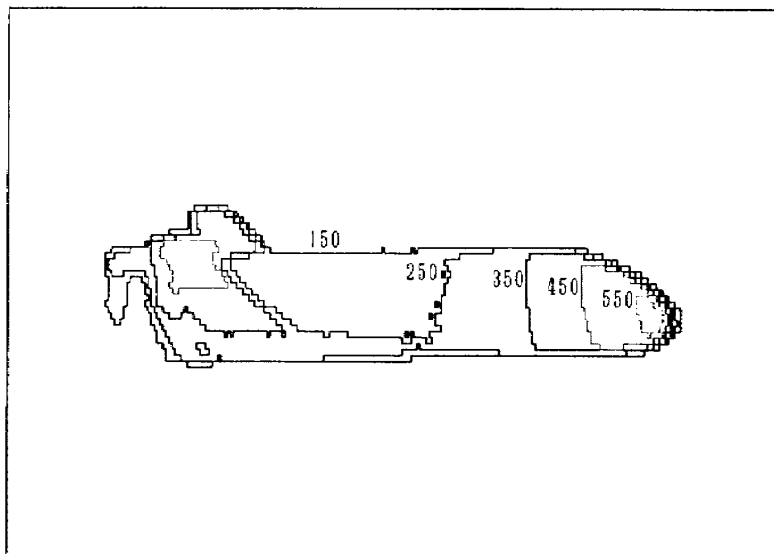
図3-4-3 機首部分モデル等温線（裏面，迎角30°，C30R，単位：°C）



1) 裏面 (BOR)

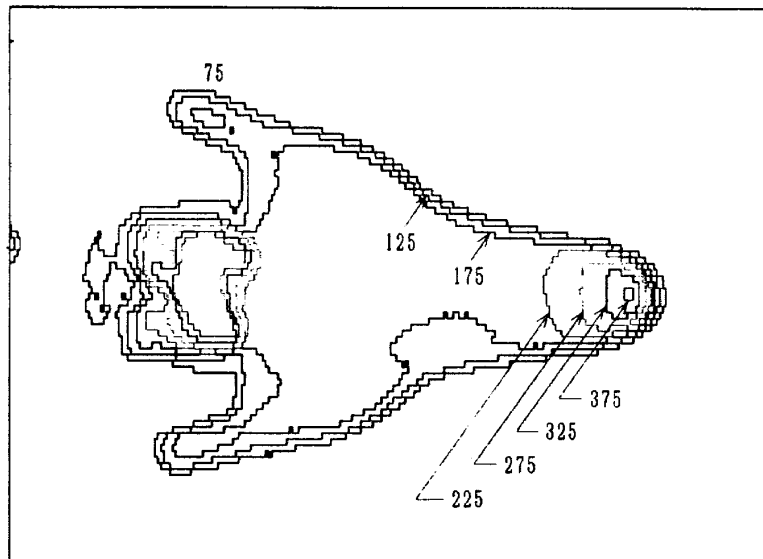


2) 正面 (BOF)

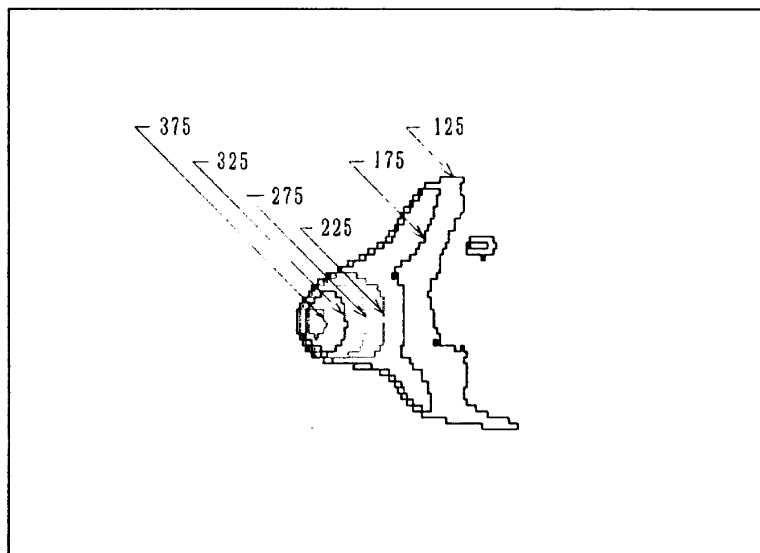


3) 側面 (DOS)

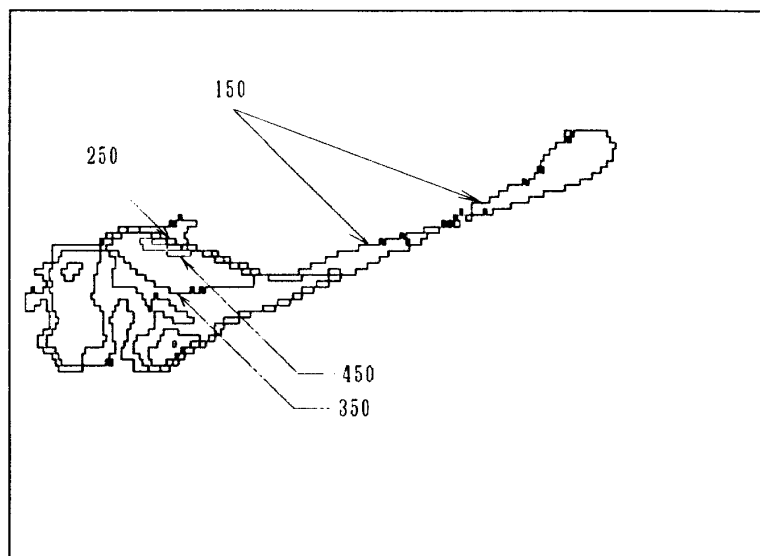
図3-4-4 全機モデル等温線(迎角0°, 5秒後, 単位: °C)



1) 裏面 (B20R)



2) 正面 (B20F)



3) 側面 (D20S)

図3-4-5 全機モデル等温線 (迎角20°, 5秒後, 単位: °C)

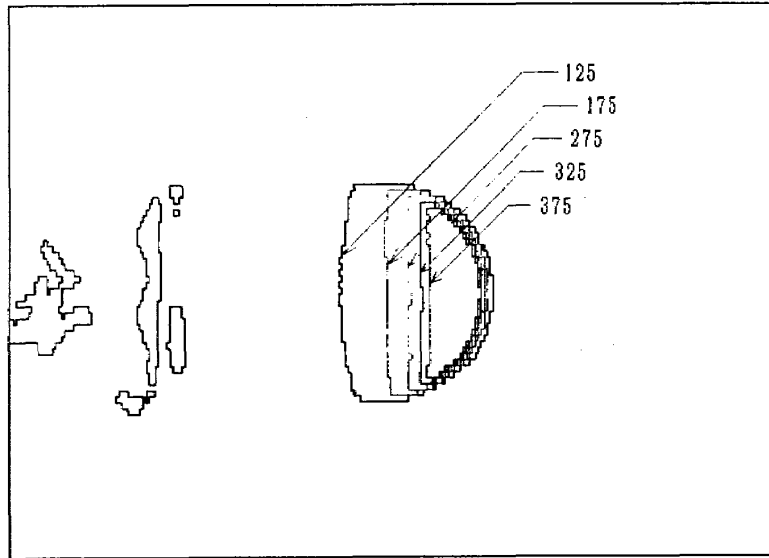
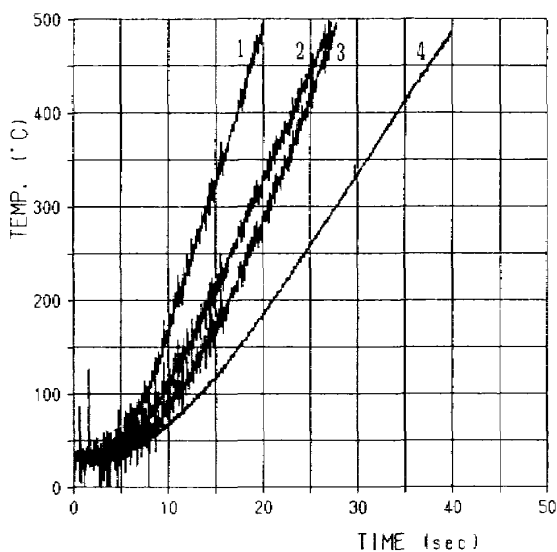


図3-4-8 校正モデル等温線（正面，迎角0°，5秒後，A00S，単位：°C）

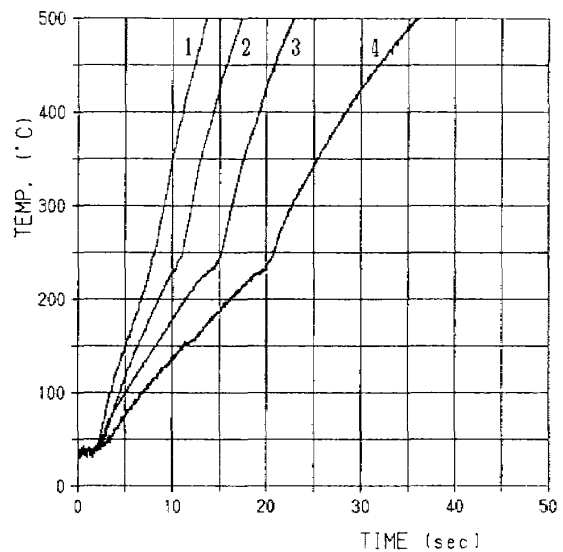
3.3 熱電対計測

赤外表面温度計測と並行して、白金ロジウム（JIS-R）を用いて裏面温度 T_b の時間変化も測定した。これらは参考のためにまとめて図3-5-1～3に示しておく。例えば検証モデルの裏面温度履歴図3-5-1-1と図3-5-1-2の2から明らかなように、ほぼ同一条件で測定したにもかかわらず、その温度履歴は異なっている。特に図3-5-1の2では約230°Cで各熱電対の温度出力が急増している。

また機首部分モデル（図3-5-2）の三箇所の熱電対出力をみると、迎角0度の場合（図3-5-2の1）と迎角20度の場合（図3-5-2の2）では、後者の方が上昇がゆるやかで、温度出力も小さい。全機モデルの裏面温度履歴も、その上昇の傾向、迎角との関係等に説明のつかない点が多い。これらのことは、精巧であるが小さい模型に熱電対を装着して裏面温度を精度良く測定することの困難さを示している。

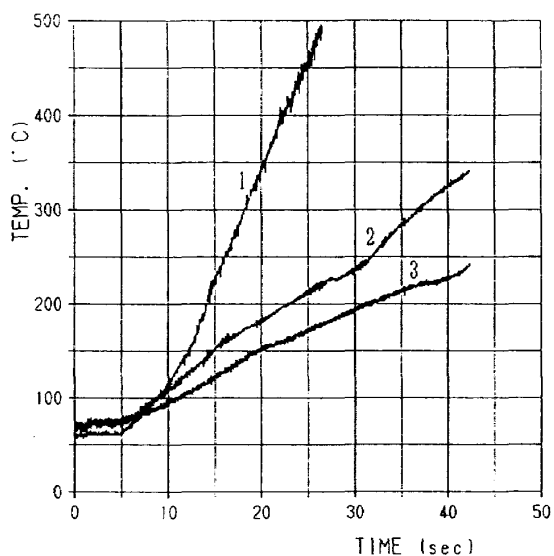


1) A00S

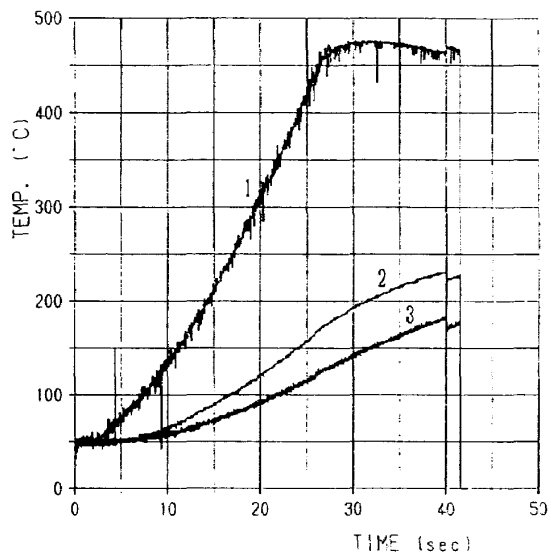


2) A00F

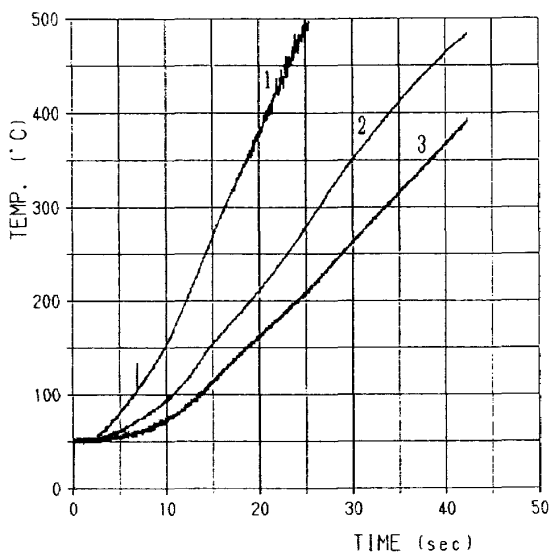
図3-5-1 検証モデル熱電対データ



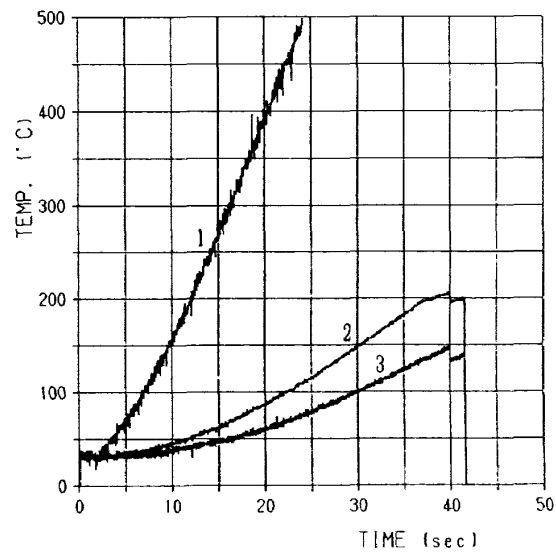
1) C00R



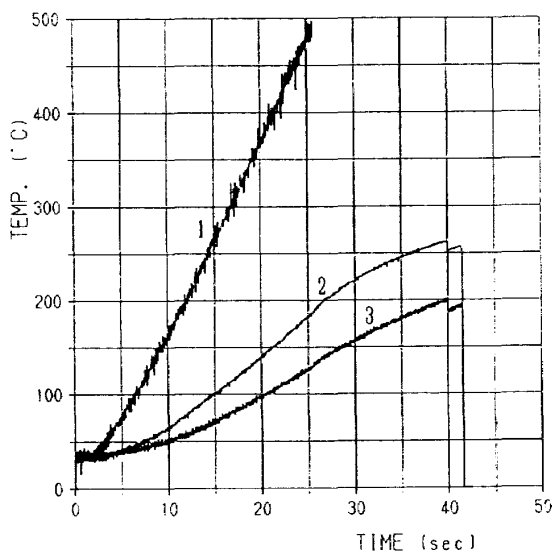
2) C20R



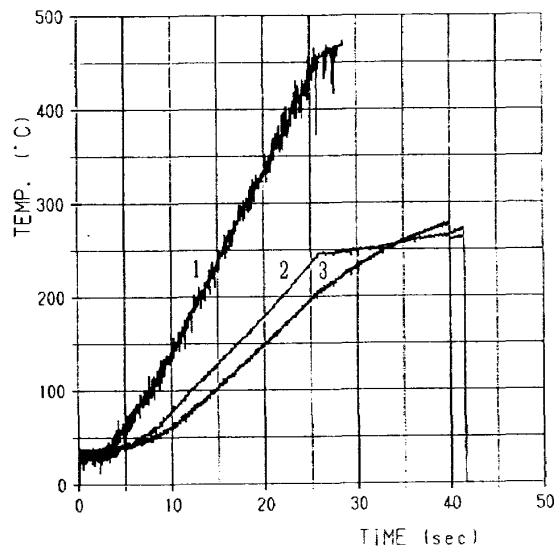
3) C30R



4) C00F



5) C20F



6) C30F

図3-5-2 機首部分モデル熱電対計測データ

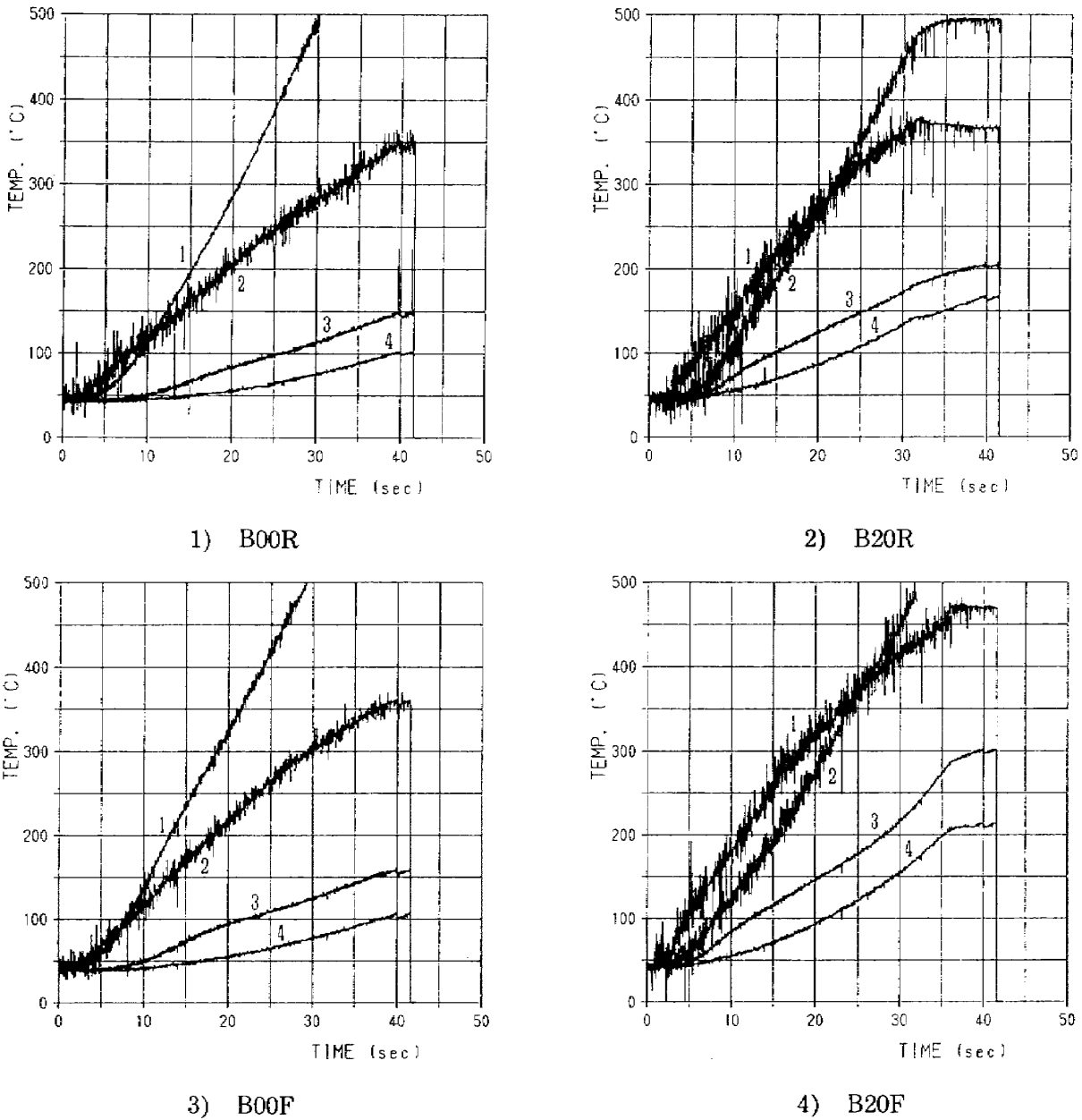


図3-5-3 全機モデル熱電対計測データ

4. 試験データ解析法

高エンタルピ流で空力加熱される物体への表面要素 ΔA に対する局所熱伝達は、流入エンタルピから放射熱伝達を差し引いた値に等しい。これを式で表すと

$$\Delta A G_w \frac{dT_w}{dt} = \dot{q}_w \Delta A - \epsilon \sigma T_w^4 \Delta A \quad (3)$$

となる⁷⁾。上式で

- t 時間 (s)
- T_w 表面温度 (K)
- ϵ 放射率

σ ステファン-ボルツマン定数

$$(5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{K}^4)$$

\dot{q}_w 表面空力加熱率 (W/m^2)

G_w 表面熱吸収率 ($\text{J/m}^2 \cdot \text{K}$)

である。さらに \dot{q}_w と G_w は次式で定義される⁷⁾。

$$\dot{q}_w = h(T_{aw} - T_w)$$

$$G_w = \rho_w c_w d_w$$

但し h は熱伝達係数 ($\text{W/m}^2 \text{K}$)、 T_{aw} は断熱壁面温度で、マッハ数と回復係数に依存する。 ρ_w 、 c_w 、 d_w は表面材料の密度、比熱および厚さである。上式から、表面空力加熱率 \dot{q}_w は T_w に依存し、カリメータのように常時冷却されている場合 (cold

wall) のとき最大, $T_w = T_{aw}$ のとき最小 ($\dot{q}_w = 0$) となり, 一般の材料ではこの中間の値をとる。なお, h を一様流条件で無次元化した値 (Stanton 数) は, 試験条件にはあまり依存しないとされている。しかしこのことは実在気体効果のある場合には必ずしも成立たず, アーク加熱風洞試験においては T_{aw} や h は簡単に推算できる量ではないので, 実験により \dot{q}_w を決定する必要がある。

式(3)は, もし熱吸収率 G_w の壁面で局所的に吸収された熱が, 物体内部に熱伝導により失われたとすると,

$$\Delta A G_w \frac{dT_w}{dt} = -\Delta A \lambda \frac{T_b - T_w}{d_w}$$

と考えることができる。但し λ (W/m·K) は熱伝導率, T_b は厚さ d_w の壁面の裏面温度である。従って \dot{q}_w を実験により決定するための推算式として, 熱伝導の二次元性を無視すると*, 次の二つの式が得られる。

$$\dot{q}_w = \epsilon \sigma T_w^4 - \lambda \frac{T_b - T_w}{d_w} \quad (4)$$

$$\dot{q}_w = G_w \frac{dT_w}{dt} + \epsilon \sigma T_w^4 \quad (5)$$

式(4)を用いる場合には, 表面温度と裏面温度 T_b を同時に測定する必要がある。また式(4)は T_b と T_w の差がある程度大きい場合に有効である。他方, 式(5)は表面材料の厚さ方向に温度勾配がないこと, 換言すれば, $T_b \cong T_w$ であるような時間のごく初期において成立する。

式(5)を用いる場合には表面温度の他に, その時間変化 dT_w/dt を知る必要があるが, 裏面温度は必要がない。また式(4)は T_b を測定するため, ある程度の時間を経過した T_w と T_b から, ほぼ定常に達した \dot{q}_w を推定する。式(5)では模型投入後のできるだけ早期で, T_w と T_b の差が小さい間に T_w と dT_w/dt から \dot{q}_w を推定する必要がある。本報告では式(5)により \dot{q}_w を推算した。その

*) 通常の模型による熱伝達実験では, 表面材料の厚さ方向に生ずる温度勾配に比較し, 表面に沿う方向の温度勾配は小さい。このために近似的に二次元性が無視される。

理由は以下の通りである。

- (1) 式(4)では裏面温度 T_b を熱電対を用いて測定する必要があるが, その値は前述のように必ずしも十分な精度で測定できない。熱電対の位置の誤差や, 圧着の程度が温度出力に影響する。
- (2) 式(4)では模型を投入した瞬間は $T_w = T_b$ であるため右辺第2項は0であり, $\dot{q}_w(t=0) = \epsilon \sigma T_w^4$ となる。その後 $T_w > T_b$ となるにつれて \dot{q}_w が上昇するが, ある測定時間のどこかの \dot{q}_w を真の表面空力加熱率として取るべきか, 明確な判定基準がない。
- (3) T_b と T_w の測定点の幾何学的対応を明確にする必要がある。即ち T_b を測定する熱電対の接点から裏面に垂直な方向が表面と交わる点での T_w を用いる必要があるが, この点が前もって必ずしも明確でない。特に模型が迎角をとると, 赤外線カメラにより T_w を測定した点と熱電対位置がずれる可能性がある。
- (4) 材料の熱伝導率 λ の値が必要となるが, 表4に示すように, 温度により変化する。

このため本報告では, すべてのデータを, 前節に述べた赤外表面温度計測システムにより測定された T_w だけから, 式(5)を用いて \dot{q}_w を評価することにした。式(5)の時間微分 dT_w/dt は, 模型を気流中に投入した直後に最大となり, 次第に減少する。他方この式の第2項は T_w の増大と共に増す。一般にこの式で推算される \dot{q}_w は $t=0$ で最大値を取り, その後漸減する。

しかしながらこの方法にも次のような欠点がある。

表4 表面材料の物性値等

材料	レーヨン系炭素繊維クロス
密度 (ρ)	1.52g/cm ³
比熱 (c)	6.69×10 ² J/kg·K (293K) 18.8×10 ² J/kg·K (1273K)
厚さ (d)	1.5mm
放射率 (ϵ)	0.83
熱伝導率 (λ)	14.6W/m·K (293K) 8.36W/m·K (1273K)

- (1) T_w と、その時間変化 dT_w/dt をできるだけ正確に知る必要がある。特にできるだけ模型投入直後の、ごく初期の dT_w/dt を正しく評価する必要がある。
- (2) 材料の比熱の値が温度により変化するため、表面熱吸収率 G_w の値が変化する。

前節に述べたように赤外温度計測システムは16分割式で、広い温度範囲で変化する T_w を測定するには、必ずしも十分な性能とは言えない。例えば $T_w=0^{\circ}\text{C}\sim 400^{\circ}\text{C}$ の間で変化する表面温度を測定する場合、分解能(空間分布のステップおよび時間の上昇ステップ)は1ステップ当たり 25°C となる。このため上記(1)に対する方策として

- (A) 模型投入後のごく初期(0~2秒)の温度上昇データのうち、順次3点ずつを取り、3点微分法による数値微分により、 dT_w/dt を推算する。
- (B) 同じくごく初期のデータを用いるが、その時間範囲の全域の温度変化を最小2乗法により近似し、これにもとづいて dT_w/dt を推算する。

多くのデータについて上記(A), (B)により \dot{q}_w を推算し、結果を比較した。その結果を検証モデルについて比較すると、多くの場合(B)の方法が傾向的により良い結果をあたえることが判明した。それ故、本報告では(B)によって dT_w/dt を推算し、式(5)を用いて \dot{q}_w を求めることとした。図4-1の1

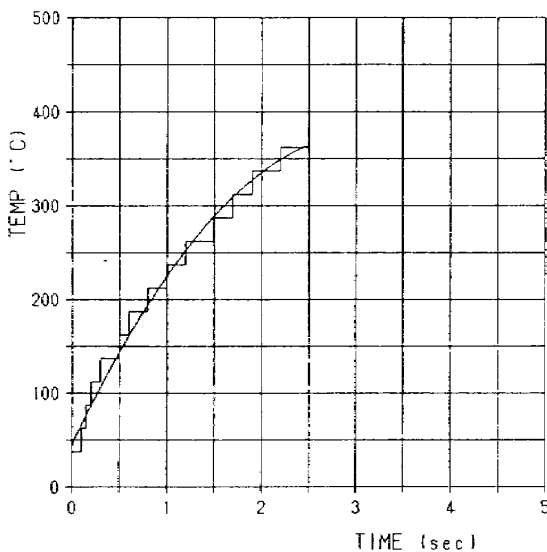
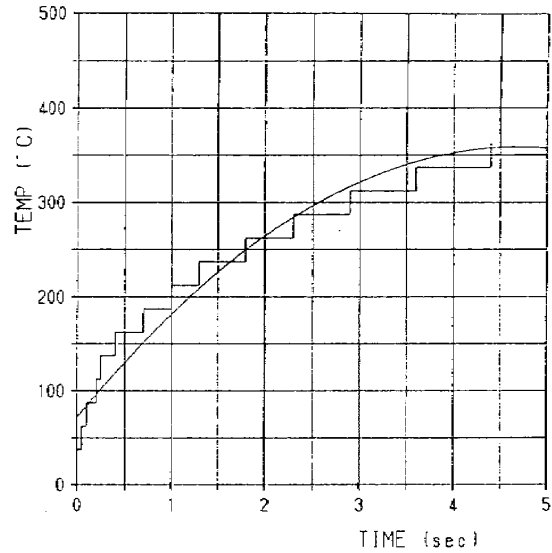
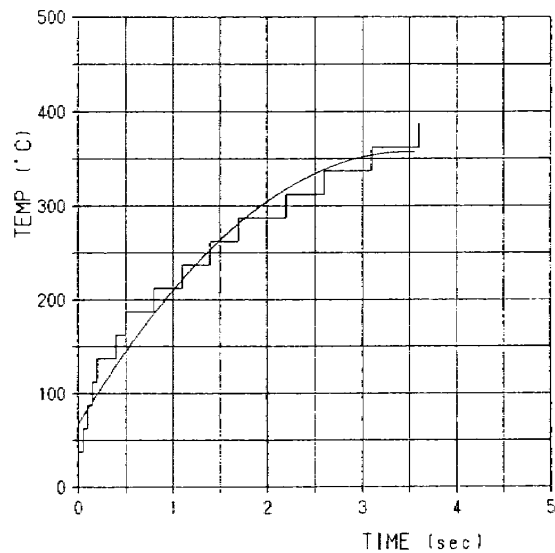


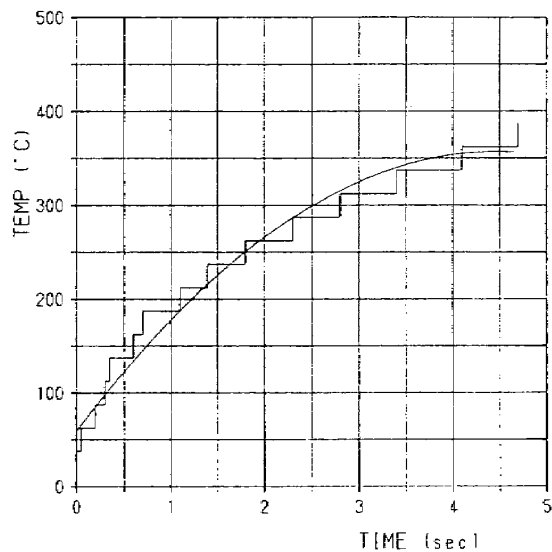
図4-1-1 検証モデルよども点表面温度 (迎角0°)



1) 迎角0°



2) 迎角20°

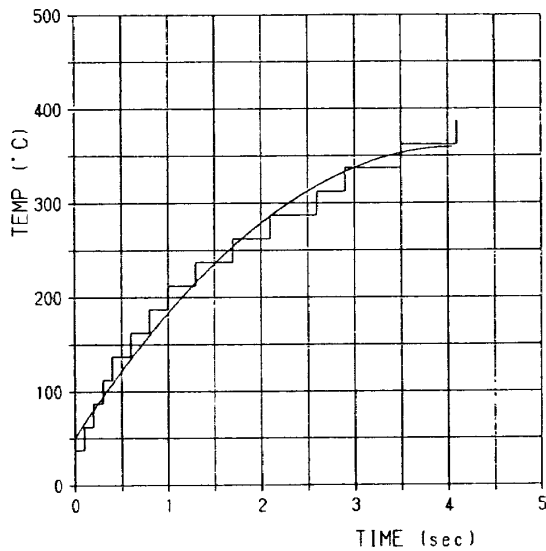


3) 迎角30°

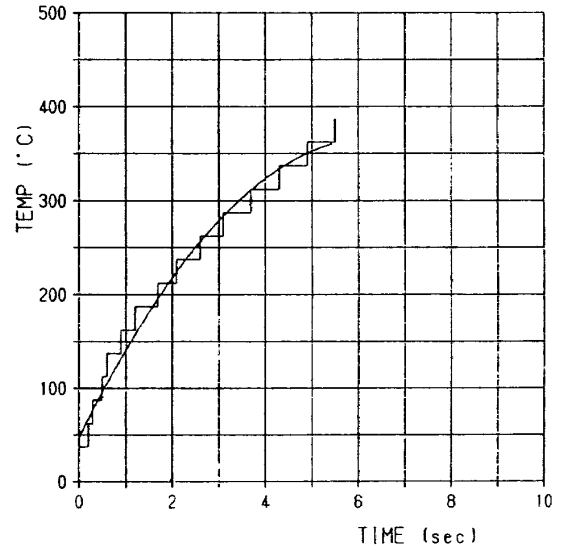
図4-1-2 機首部分モデルよども点表面温度

から3に上記の方法(B)により求めた時間のごく初期(0~数秒)の温度変化のデータを検証モデル、機首部分モデルおよび全機モデルのそれぞれについて示しておく。参考のために、図4-2-(A)と図4-2-(B)に(A), (B)各方法による dT_w/dt にもとづいて推算された \dot{q}_w の時間変化の代表例を同一ケースについて比較して示す。(A), (B)を比較すると、(A)には数値微分の誤差だけでは説明できない、模

型投入の瞬間($t=0$)での \dot{q}_w の強いピークが生じる。他方(B)では、時間のある範囲にわたる平均化操作の結果、 dT_w/dt の値が平滑化され、このようなピークが外見上消失する。このようなピークの原因は、模型を投入する際に、模型が気流方向に垂直に移動する間での、せん断効果による一時的な強い加熱を定性的に示しているものと思われる。



1) 迎角 0°



2) 迎角 20°

図4-1-3 全機モデルよどみ点表面温度

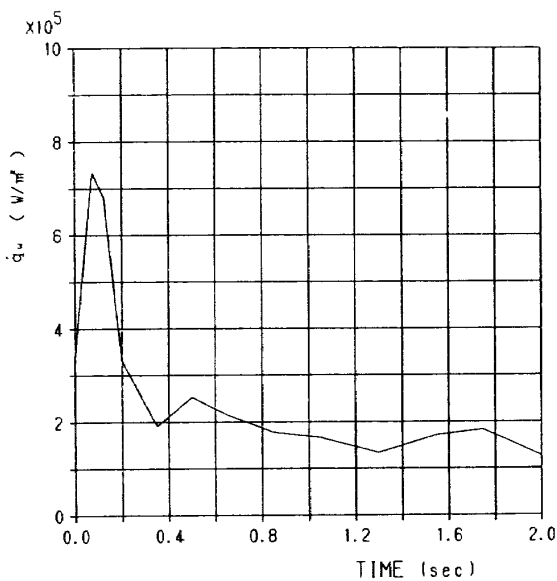


図4-2-(A) 方法(A)により求めた空力加熱率

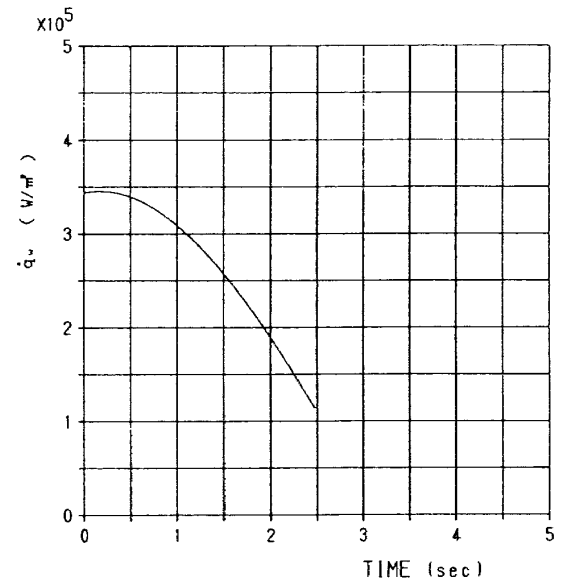


図4-2-(B) 方法(B)により求めた空力加熱率

前記の(2)の問題点については、表4により比熱 c_w を次の1次式

$$c_w = 6.69 \times 10^2 + 1.236 (T_w - 293) \quad \text{J/kg} \cdot \text{K} \quad (6)$$

により、 T_w の1次関数とみなし、多少とも実際に近い G_w の値が得られるように対処した。温度 T_w について3点のデータが知られていれば、2次式で近似することができ、より一層信頼性のある G_w の値が得られよう。

図4-3に上記の方法(B)により求めた、時間のごく初期(0~数秒)の空力加熱率のデータを検証モデル(図4-3-1)、機首部分モデル(図4-3-2-1~3)および全機モデル(図4-3-3-1~2)のそれぞれについて示しておく。

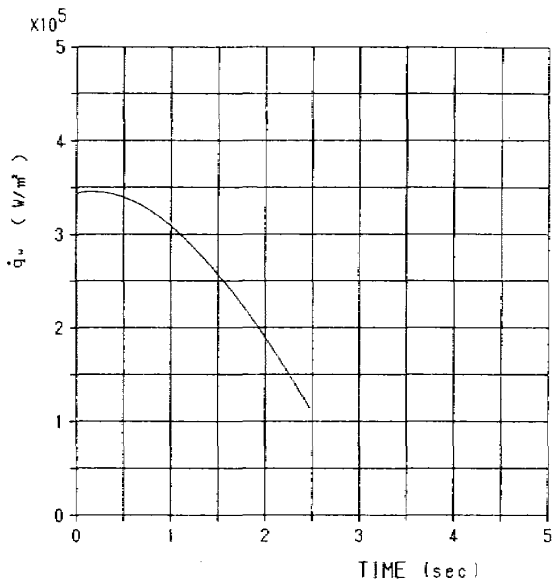
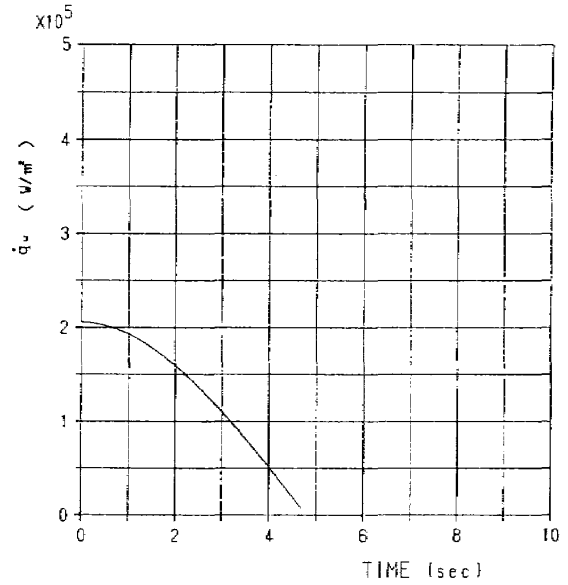
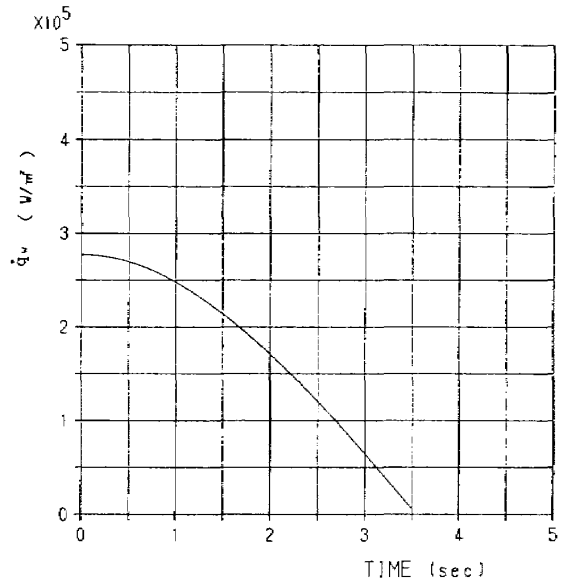


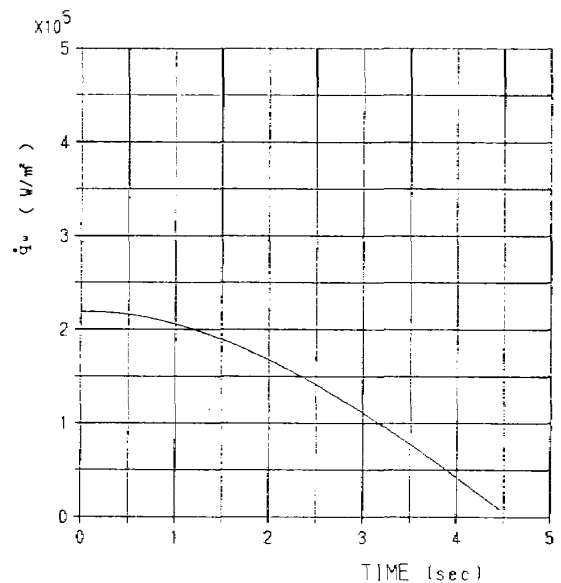
図4-3-1 検証モデルよども点空力加熱率 (A00R)



1) C00R

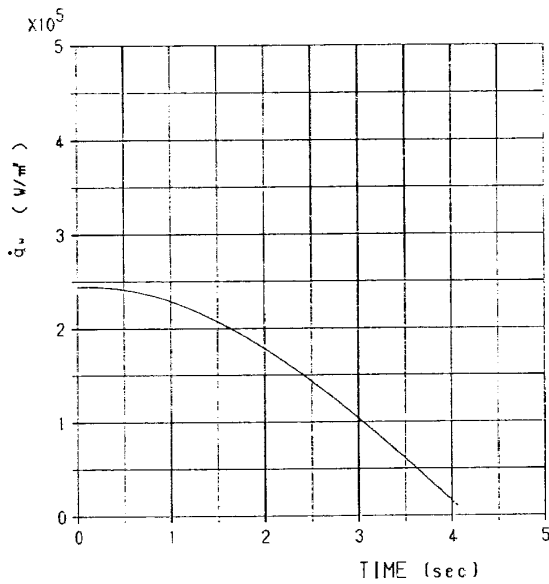


2) C20R

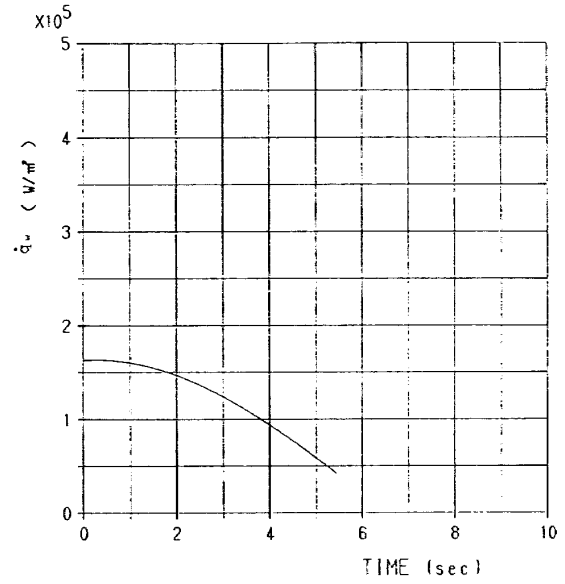


3) C30R

図4-3-2-1 機首モデルよども点空力加熱率



1) B00R



2) B20R

図4-3-3 全機モデルよどみ点空力加熱率

5. 表面熱伝達の実験結果

モデル先端よどみ点の表面温度はモデルを横（裏面及び側面）から見た場合、赤外カメラにより温度データが取得できない。この場合には、反射鏡を使用し、気流中心から45°の方向から、モデル先端よどみ点温度を正確に測定した。この表面温度データから、モデル先端よどみ点空力加熱率 $(\dot{q}_w)_0$ を算出した。この各試験結果を表5に示す。

表5 各モデルの $(\dot{q}_w)_0$

モデル	迎角 (°)	$(\dot{q}_w)_0$ (MW/m ²)
検証モデル 機首部分モデル	0	0.344
	20	0.277
全機モデル	0	0.245
	20	0.163

5.1 検証モデル

前章で述べた \dot{q}_w の推算法により、迎角 0° の検証モデルの先端 $\theta=0^\circ$ から $\theta=90^\circ$ までの表面空力加熱率の測定結果を図5-1に示す。図から明らかなように、式(5)による \dot{q}_w の推算結果は、実線と良く一致している。ここで実線とは球の熱伝達に関する Lees⁸⁾ の理論式で、次式であたえられる。

$$\frac{\dot{q}_w}{(\dot{q}_w)_0} = 1 - \left(0.722 - \frac{0.667}{r_\infty M_\infty^2} \right) \theta^2, \quad (\theta \text{ が小さいとき})$$

$$= \frac{2\theta \sin \theta \left[\left\{ 1 - \frac{1}{r_\infty M_\infty^2} \right\} \cos^2 \theta + \frac{1}{r_\infty M_\infty^2} \right]}{\{D(\theta)\}^{0.5}}$$

$$D(\theta) = \left(1 - \frac{1}{r_\infty M_\infty^2} \right) \left(\theta^2 - \frac{\theta \sin 4\theta}{2} + \frac{1 - \cos 4\theta}{8} \right)$$

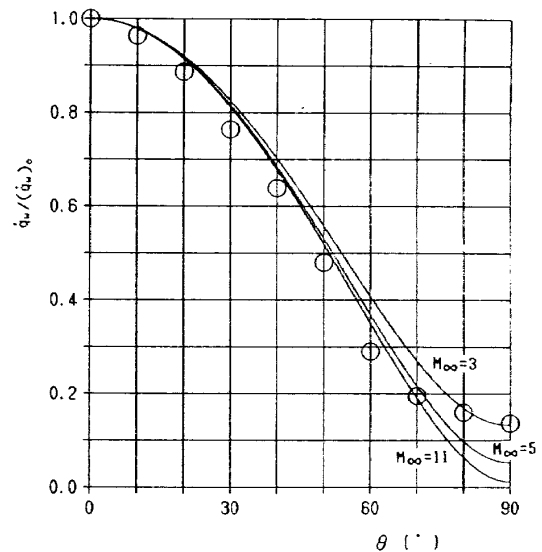


図5-1 検証モデルの空力加熱率-角度

$$+\frac{4}{r_{\infty} M_{\infty}^2} \left(\theta^2 - \theta \sin 2\theta + \frac{1 - \cos 2\theta}{2} \right) \quad (6)$$

但し θ はラジアンである。上式で r_{∞} , M_{∞} は、一様流の比熱比とマッハ数で、 r_{∞} としては式(1)の1.43をとり、 M_{∞} としては式(1)の $M_{\infty}=11.0$ のほか、いくつかのマッハ数について計算した結果を図5-1の実線で示してある。式(6)の $(\dot{q}_w)_0$ として、表5に示す実験値 $(\dot{q}_w)_0=0.344\text{MW/m}^2$ 、または理論曲線の場合は式(2)を用いれば実験値と理論値を定量的に比較することができる。前述のように $R_n=1.27 \times 10^{-2}\text{m}$ のカロリメータに対して式(2)によると、 $(\dot{q}_w)_0=\dot{q}_0=0.54\text{MW/m}^2$ であるから、半径 $2.5 \times 10^{-2}\text{m}$ の検証モデルについては

$$(\dot{q}_w)_0=0.54 \left(\frac{1.27}{2.5} \right)^{0.5}=0.38\text{MW/m}^2$$

が得られる。検証モデルの場合、 T_w が上昇し、それに応じて \dot{q}_0 が低下することを考えれば、これはかなり良い一致であると言える。

放射温度の角度特性は、材料の種類により異なる。本試験に使用したC/C材の表面に、SiC-CVDコーティングした材料表面での、放射温度の角度特性を調べた。検証モデルのシリンダー部分半円の表面温度データ(図3-4-8)を用いて、測定面に垂直な方向を 0° とし、測定面に平行な方向を 90° とした。角度 0° での表面温度 $(T_w)_0$ で、無次元化した表面温度の角度特性を図5-1-2に示す。この図から本試験で使用する材料の表面温度の角度特性は、測定面から垂直な方向 0° から 70° まで一定で、面に垂直な方向に近づくにつれてその値は急激に小さくなることがわかる。

5.2 機首部分モデル

各種試験条件で行った、モデル表面温度データを温度領域別に等温線で温度分布画像として出力した。これを図3-4の1から2に示す。この各熱画像は、高エンタルピ流中へモデルを投入してから5秒後のデータである。温度分布熱画像から、モデル先端よどみ点の温度が顕著に高く、機首後部に行くにしたがって温度が低くなっていることが示されている。

モデル迎角 30° 、測定面-裏面(図3-4-3の1

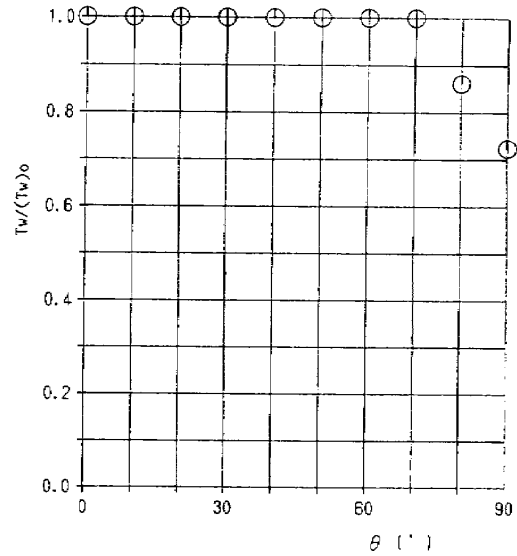


図5-1-2 検証モデルの角度方向感度曲線

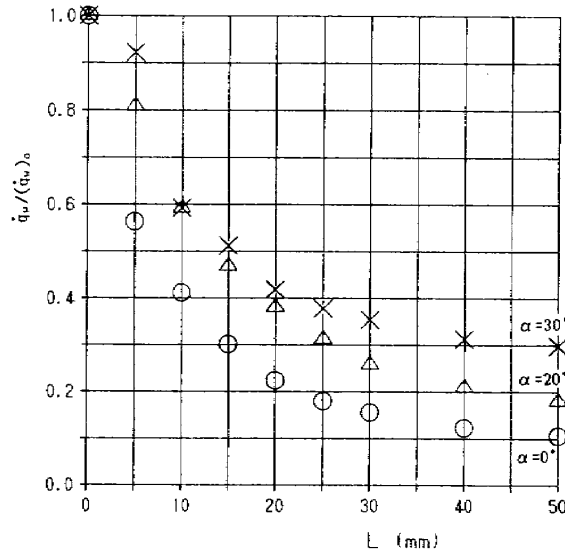


図5-2 機首部分モデル空力加熱率の機軸分布

から3)の熱画像は、モデルを高エンタルピ流中へ投入してから2, 5, 10秒後の時間経過を示す。これによると時間の経過とともに、モデル先端よどみ点表面温度が急激に上昇し、各部の温度も著しく上昇していることが明らかになる。

モデルの熱電対の位置に相当するよどみ点表面温度と時間のデータを示したのが図4-1-2の1から3である。この図で曲線は、表面温度と時間の全データを、最小2乗法により2次曲線近似したものである。この2次近似した曲線の初期の時間と温度を用いて、 dT_w/dt から空力加熱率を算出した。これを図4-3-2の1から3に示す。この図から空力加熱率は時間0~数秒の間が最も高く時

間とともに徐々に下がっていくことが示されている。

モデル先端からモデル裏面の中心線に沿って、モデル後部（長さ0～50mm）までの空力加熱率の機軸分布を迎角 0° 、 20° 、 30° 各々について調べた。図5-2は、各空力加熱率をモデル先端よどみ点空力加熱率 $(\dot{q}_w)_0$ で無次元化したグラフを示す。この図から空力加熱率は、モデル先端が極めて高く、モデル後部に行くにしたがい急激に減少することがわかる。また、迎角が大きくなると共に、モデル中心線上での空力加熱率 \dot{q}_w の増大する傾向が明らかになる。

5.3 全機モデル

機首部分モデルと同様データ処理した全機モデルの表面温度分布画像を、図3-4の4から7に、モデルの熱電対の位置に相当するよどみ点表面温度と時間経過を、図4-1-3の1と2にその空力加熱率を図4-3-3の1と2に示す。モデル迎角 20° 、測定面-裏面（図3-4-6の1から4）および、測定面-側面（図3-4-7の1から4）の熱画像は、モデルを高エンタルピ流中に投入してから、前者は2、5、10、15秒後、後者は5、10、15、40秒後の表面温度分布の時間経過を示す。これらの熱画像から全機モデルの温度上昇は機首先端部が非常に激しく、次に尾翼、機首部分と続き、胴体はそれらにくらべ温度上昇が低いことが示されている。

全機モデル先端から下面の中心線に沿って、モデル後部（長さ0～100mm）までの空力加熱率の機軸分布を迎角 0° および 20° について調べた。前述のように迎角 30° の場合は、気流がブレイクしてしまい試験不可能であった。モデル先端よどみ点空力加熱率 $(\dot{q}_w)_0$ で無次元化した結果を図5-3-1に示す。この図から全機モデルの空力加熱率はモデル先端から機首部分（長さ50mm）まで急激に減少し、それから胴体後部（長さ100mm）まで空力加熱率はほぼ一定であり、迎角を大きくすると上昇することが示されている。なお迎角 20° の場合、後部に行くにつれて空力加熱率がわずかに増大する傾向を示す。他方、全長の小さい機首部分モデルではこのようなことは生じていない。こ

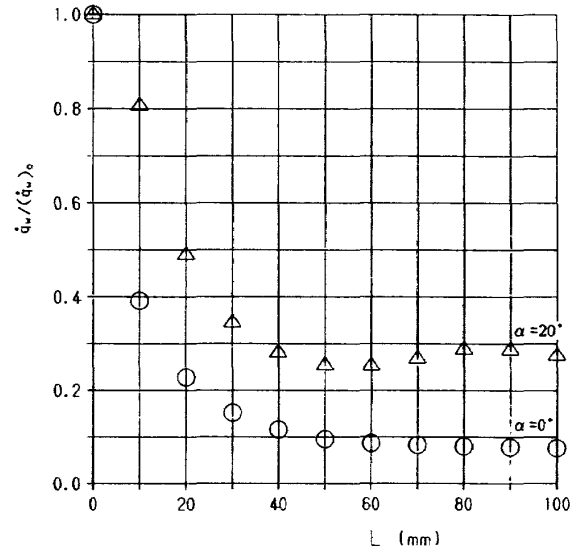


図5-3-1 全機モデル空力加熱率の機軸分布

の増大の理由は明らかではないが、一つの原因として気流の流速に不均一があり、中心部は周辺部よりやや高いことがあると思われる。このことはピトー総圧管トラバースの結果が気流中心部で分布にゆるやかなピークを示すことから間接的に明らかとなる。

つぎに全機モデル全表面の空力加熱率を迎角 20° 裏面および側面について調べた。この処理は、プロセッサ NEC-98VM2（記憶容量：1MB、ソフト：BASICC）を使用して行った。赤外カメラの温度データは、1画面につき水平 $256 \times$ 垂直 100 、画素数 25600 である。これをインターバル約 0.05 秒、取得時間約 30 秒でデータを取得すると、データの総数は、1画面の画素数 \times 取得した画素数つまり 15360000 画素である。このため本プロセッサの処理は、モデル表面の温度データだけ（モデル裏面では 4414 画素/1画面、モデル側面では 2811 画素/1画面）を取り出し、そのデータを一旦取得した時間数フロッピーディスクに記録する。この表面温度データをさらにモデル上のそれぞれの表面温度データにつき、時間軸上に整理してフロッピーディスクに再度記録する。この記録した表面温度データと時間により全機モデル全表面について空力加熱率を算出した。本プロセッサでの処理時間は各試験モデルにつき約 24 時間を要した。

全機モデル迎角 20° の裏面および側面の空力加熱率の結果を、それぞれ図5-3-2の1および2に、

カラー写真により示す。図から全機モデル裏面での空力加熱率は、機首先端部が極めて高い。特に高いのは機首部分で他の各部分はそのに比べ低いことが示されている。側面での空力加熱率は、尾翼が極めて高く、次に機首部分の下部が高い。胴体の加熱率は、下面から側面、上面と徐々に低くなっていく様子がわかる。

これらの HOPE 形状基本モデルの試験結果から、空力加熱率の高い場所は、機首部分の裏面および垂直尾翼に集中し、その中で極めて高い場所は、機首のよどみ点であることがわかる。また全機モデル表面の空力加熱率をカラー画像にしたことにより、局所的な加熱率の様相が定量的に示される。但し、これらの値は、あくまでも表 2 に示す試験条件下で得られたものであり、その意味で HOPE 形状の実機についての定性的傾向を示すものに過ぎない。

6. あとがき

本報告では、アーク加熱風洞内の気流中におかれた模型への表面熱伝達の実験的研究の可能性を探ることを目的とし、各種の模型を試作し、これを気流中に投入して行った試験の結果を示した。試験は、必ずしもこの装置の性能を十分に発揮した高エンタルピ条件下で行われたものではないが、表面空力加熱率を定性的に評価することができた。以下に結果を要約して示す。

(1) 高温断熱材として開発されたレーヨン系炭素繊維クロスを用いて、H-II ロケット打ち上げ型有翼往還機 (HOPE) を想定した、厚さ 1.5mm の薄肉でかなり複雑な構造の小型模型を製作することが可能となった。

(2) 検証モデルによる試験結果は、赤外表面温度計測システムによる表面温度計測結果だけから、表面熱伝達について有効なデータが得られることを示した。

(3) この方法を前述の HOPE を模擬した、機首部分モデルおよび全機モデルの表面への空力熱伝達実験に応用し、アーク加熱風洞での赤外表面温度計測システムによる計測が、少なくとも定性的な表面熱伝達の実験には、十分な機能を有するこ

とを示した。

(4) 上記の各モデルによる測定結果から、表面空力加熱率が機首先端部で最大となり、気体下面の中心線に沿って漸減する傾向を明らかにした。また迎角の増大と共に機体下面への空力加熱率が上昇する傾向を明らかにした。

(5) 表面温度および表面空力加熱率の局所的な時間変化の様相をカラー画像によって定性的に明らかにした。

本研究は当所と宇宙開発事業団との共同研究「H-II ロケット打ち上げ型有翼宇宙往還機の研究」の一部として、昭和 63 年度末に行われたものである。共同研究の主担当者である空気力学野村茂昭部長その他の方々の支援に対して感謝すると共に、模型製作と実験に協力された日産自動車(株)の関係者に対して謝意を表します。また実験に協力された平林則明技官および渡辺光則技官に対して感謝致します。

参 考 文 献

- 1) 松崎貴至, 平林則明, 渡辺光則, 伊藤哲一, 高野 晃, 高塚 均; 450kW アーク加熱風洞の特性(I)航技研資料, TM-545 (1985)
- 2) 航空宇宙技術研究所 / 宇宙開発事業団, HOPE の研究(その 4) HOPE 耐熱構造技術の基礎研究(1989年 7 月)
- 3) 松崎利一, 平林則明; 高エンタルピ空気流のための化学反応モデルの比較検討, 航技研報告, TR-982 (1988)
- 4) N. H. Kenp and F. R. Riddell; Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere, Jet Propulsion, Vol.27, (1957) pp.132-137
- 5) R. W. Detra, N. H. Kenp, and F. R. Riddell; Addendum to "Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere", Jet Propulsion, Vol.27 (1957), pp.1256-1257
- 6) 野村茂昭; カプセル型回収飛しょう体の熱・空力的概念設計法, 航技研報告 TR-779 (1983)
- 7) R. W. Truitt; Fundamentals of Aerodyna-

- mic Heating, The Ronald Press Co. (1960), pp.202-239
- 8) L. Lees ; Laminar Heat Transfer over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds, Jet Propulsion, Vol.26 (1956), pp. 259-269

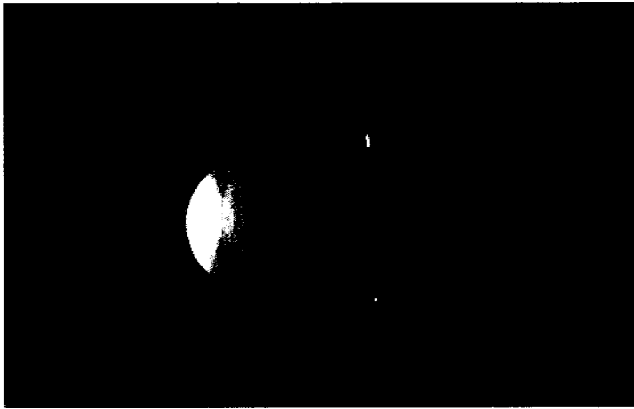
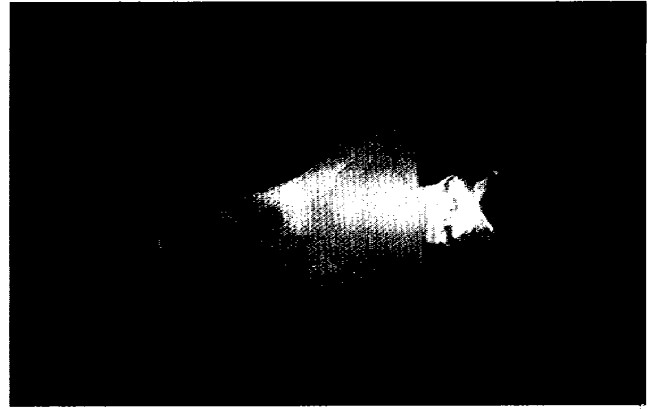


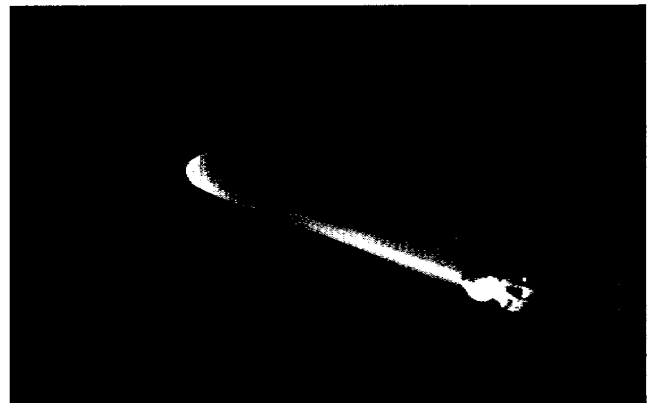
図3-1-2 検証モデルを気流に投入した状態



1) 裏面 (B20R)

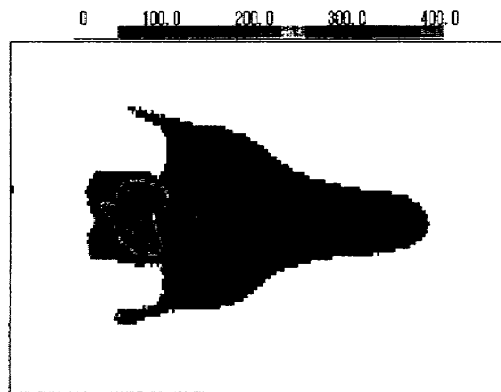


2) 正面 (B20F)

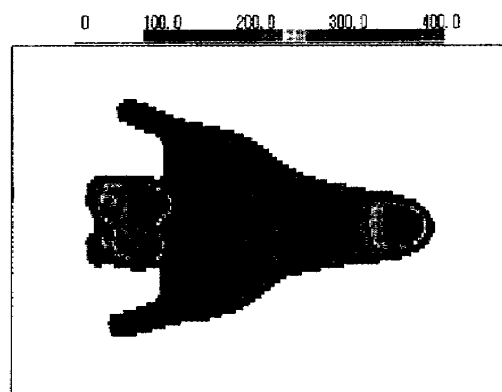


3) 側面 (B20S)

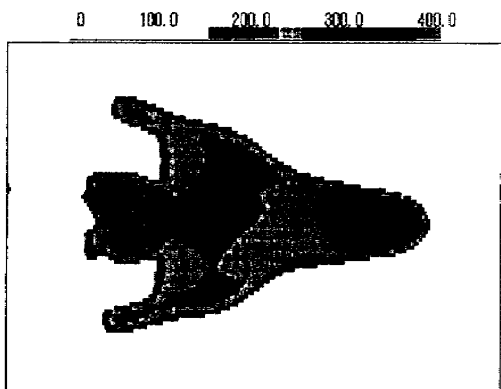
図3-1-5-2 全機モデルを気流に投入した状態 (迎角20°)



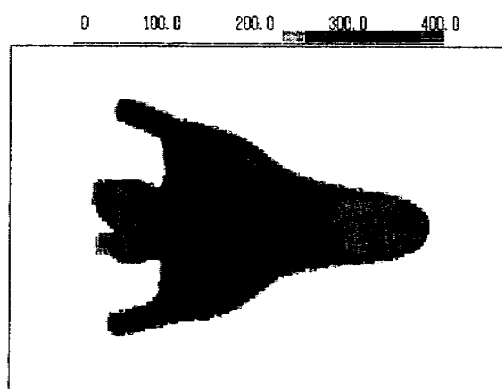
1) 2秒後



2) 5秒後



3) 10秒後



4) 15秒後

図3-4-6 全機モデル熱画像 (裏面, 迎角20°, 単位: °C)

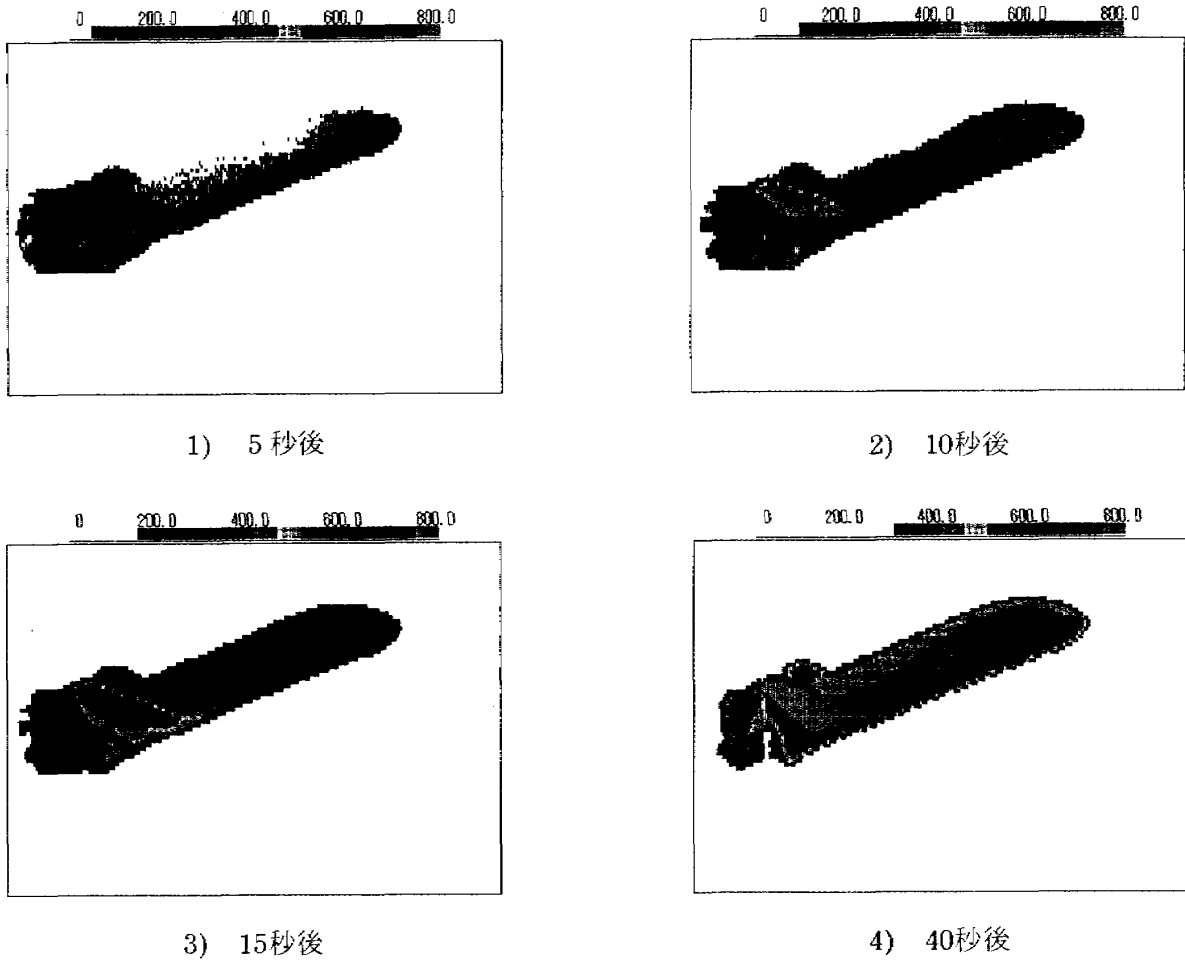
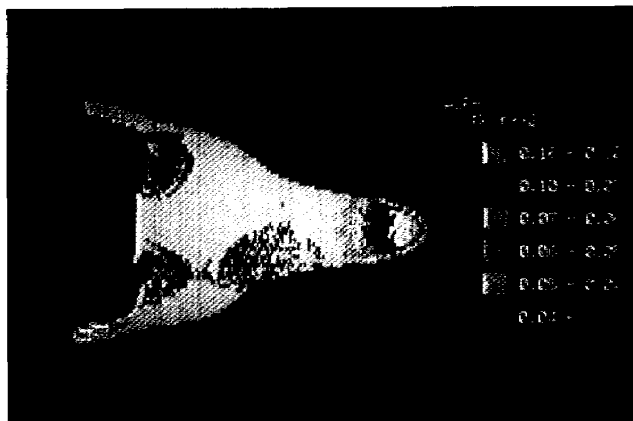
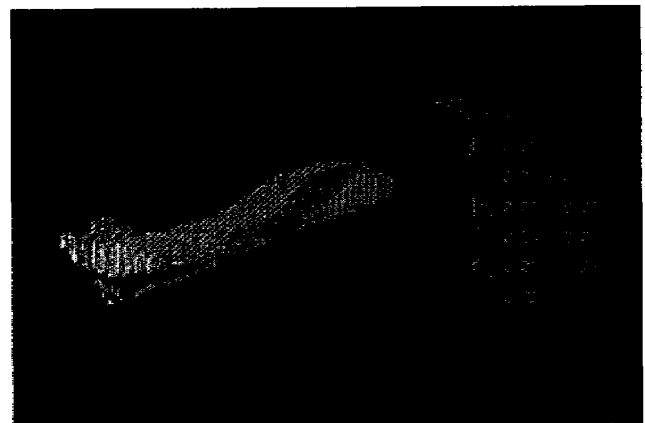


図3-4-7 全機モデル熱画像（側面，迎角20°，単位：°C）



1) 裏面 B20R



2) 側面 D20S

図5-3-2 全機モデル表面上の空力加熱率 ($\dot{q}_w = \text{ALPH}$) 分布

航空宇宙技術研究所報告1048号

平成元年12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
