

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定

小山 忠勇, 津田 尚一, 平林 則明,  
関根 英夫, 穂積 弘一, 渡利 實

2007年3月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



## 目 次

1. はじめに .....	3
2. 赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定法 .....	4
2. 1 赤外線カメラシステム .....	4
2. 2 模型材料 .....	4
2. 3 赤外線カメラの温度算出方法 .....	5
2. 4 表面温度から空力加熱分布の算出方法 (Jones & Hunt 法) .....	5
3. 試験設備 .....	5
3. 1 1.27m 極超音速風洞 .....	5
3. 2 測定部 .....	6
3. 3 高速模型投入装置 .....	7
3. 4 データ処理/画像処理装置 .....	8
3. 4. 1 ハードウェアの構成 .....	8
3. 4. 2 ソフトウェアの構成 .....	8
1) 2次元画像処理 .....	8
2) 3次元マッピング処理 .....	9
3. 5 測定手順 .....	10
4. 予備試験 .....	11
4. 1 高速模型投入装置の性能確認試験 .....	11
4. 2 SRF 特性確認試験 .....	12
4. 3 放射率の角度依存性 .....	13
4. 4 ベスペルの熱物性値測定 .....	13
4. 5 ゲルマニウム窓の透過率測定 .....	14
5. 空力加熱測定法の不確かさ .....	15
5. 1 風洞気流条件の誤差 .....	15
5. 2 温度計測の誤差 .....	16
5. 3 温度計測値から加熱率を算出する誤差 .....	17
5. 4 加熱率に対する総合的不確かさ .....	18
6. 試験結果 .....	18
6. 1 標準模型試験 .....	18
6. 1. 1 試験模型 .....	19
6. 1. 2 試験ケース .....	19
6. 1. 3 空力加熱標準模型試験 .....	19
6. 1. 4 曲率半径の影響 .....	21
6. 2 平板ランプ模型試験 .....	23
6. 2. 1 試験模型 .....	23
6. 2. 2 試験ケース .....	24
6. 2. 3 試験結果 .....	24
1) 同軸熱電対による試験結果 .....	24
2) 赤外線サーモグラフィによる試験結果 .....	26
3) 試験結果の比較 .....	27
6. 3 赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定の応用例 .....	29
7. 結論 .....	30
参考文献 .....	30



# 赤外線サーモグラフィーによる空力加熱測定 \*

小山忠勇 \*<sup>1</sup>、津田尚一 \*<sup>1</sup>、平林則明 \*<sup>1</sup>、関根英夫 \*<sup>1</sup>、穂積弘一 \*<sup>1</sup>、渡利實 \*<sup>1</sup>

## Measurement of Heat Transfer Distribution by Infrared Thermography Technology

Tadao KOYAMA\*<sup>1</sup>, Shoichi TSUDA\*<sup>1</sup>, Noriaki HIRABAYASHI\*<sup>1</sup>, Hideo SEKINE\*<sup>1</sup>,  
Koichi HOZUMI\*<sup>1</sup> and Minoru WATARI\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

In the 1.27 m hypersonic wind tunnel, we have developed an infrared (IR) thermography technology to measure heat transfer distribution on a model using three IR cameras of AGEMA LW900. In order to verify the technology we conducted two wind tunnel tests: a hemisphere standard model test and a flat plate ramp model test. In the hemisphere standard model test, we confirmed that the heat transfer at a stagnation on a hemisphere of 0.05m in radius can be measured within an error of 5 % by comparing the result with the Sagnier estimate. We investigated the effect of model size on measurement accuracy by testing several sizes of hemisphere and blunt-edge models, and confirmed that the models of hemisphere radius of more than 0.01 m and the blunt-edge radius of more than 0.005 m can be measured within an error of 10 %. In the flat plate ramp model test, we compared the IR thermography method with a method of using co-axial thermocouples. The results of the two methods agreed very well. We analyzed error sources that affect the IR thermography and confirmed that the accuracy within  $\pm 10\%$  is retained except regions of sharp corners.

Keyword: Hypersonic Wind Tunnel, Heat Transfer, Infrared Camera, Model, Hemisphere, Flat Plate

### 概要

JAXA 1.27m 極超音速風洞では赤外線サーモグラフィーを用いて空力加熱率分布の測定を行っている。AGEMA 社製 LW900 型の赤外線カメラを 3 台使用し、模型全体の加熱率分布を同時に計測できる技術を確立した。赤外線サーモグラフィー法の測定精度を確認するため、半球標準模型試験および平板ランプ模型試験を行った。半球標準模型試験は、半径 0.05m の半球模型を用い、よどみ点の加熱率を Sagnier らの推定値と比較し  $\pm 5\%$  程度の誤差で測定できた。模型の大きさによる測定誤差を調べるため、半径 0.04m、0.03m、0.02m、0.01m、0.005m の半球模型と半径 0.0075m、0.005m、0.0025m の鈍頭平板模型を用い、曲率半径の影響を調べた。半球模型で 0.01m、鈍頭平板模型で 0.005m までは上記推定値と比較して  $\pm 10\%$  程度の誤差で測定できた。平板ランプ模型試験では同軸熱電対法と赤外線サーモグラフィー法を同形状の模型で実施し、両測定法の相違を測定した。模型先端部の曲率の変化によりランプ部の加熱率が大きく変化するが、両者による測定結果はよく一致していることを確認した。赤外線サーモグラフィー法の測定誤差要因を項目ごとに整理し誤差を見積もった。その結果、曲率半径の小さな部位や角は除き、総合的な測定精度として  $\pm 10\%$  以内の誤差で測定できることがわかった。

キーワード： 極超音速風洞、空力加熱、赤外線カメラ、模型材料、半球、平板

主な記号

$B$	応答定数	
$c$	比熱	[J/ (kg·K)]

\* 平成 18 年 12 月 28 日受付 (received 28 December, 2006)

\*<sup>1</sup> 総合技術研究本部風洞技術開発センター 極超音速風洞セクション  
(Hypersonic Wind Tunnel Section, Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

$d_{obj}$	測定対象までの距離	[m]
$f$	熱物性値の温度補正係数	
$F$	形状定数	
$h_0$	よどみ点エンタルピー	[J/kg]
$h_w$	壁面でのエンタルピー	[J/kg]
$H$	熱伝達係数	[W/ (m <sup>2</sup> ·K)]
$I$	放射強度	
$M$	マッハ数	
$P_0$	よどみ点圧力	[Pa] または [MPa]
$P_t$	ピトー圧力	[kPa]
$Q$	加熱率 (熱流束)	[W/m <sup>2</sup> ]
$Q_{sag}$	Sagnier の加熱率推算値	[W /m <sup>2</sup> ]
$Q_{FR}$	Fay-Riddellの加熱率推算値	[W /m <sup>2</sup> ]
$r$	球の曲率半径	[m]
$r_n$	鈍頭平板の曲率半径	[m]
$R$	気体定数	[J/ (kg·K)]
$R_B$	分光定数	
$Re$	レイノルズ数	
$SRF$	スリットレスポンスファンクション	
$t$	時間	[sec]
$T$	温度	[K] または[°C]
$T_0$	よどみ点温度	[K] または[°C]
$T_{aw}$	断熱壁温度	[K]
$T_i$	模型初期温度	[K] または[°C]
$T_{ref}$	リファレンス温度	273.15 [K]
$\alpha$	熱拡散率	[m <sup>2</sup> /s]
$\beta$	無次元熱伝達係数	
$\varepsilon$	放射率	
$\kappa$	熱伝導率	[W/ (m·K)]
$\rho$	密度	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\tau$	透過率	

## 1. はじめに

空力加熱とは、大気圏内を極超音速で飛行する場合や宇宙から大気圏内に再突入する際に空気の摩擦や衝撃波圧縮による温度上昇により機体が加熱される現象をいう。この空力加熱に対する対策をたてるためには機体各部に入ってくる加熱量を推定する必要がある。この空力加熱を正確に予測することは、機体の耐熱設計や飛行経路の決定にとって重要な課題である。

複雑な機体形状の飛行体では機首からの衝撃波と主翼前縁からの衝撃波が干渉し、局所的に大きな加熱（衝撃波干渉加熱）を受けることもある。極超音速機の開発研究では、機体全体の空力加熱分布とピーク加熱などの局所的な現象の定量測定が重要である。

従来のカロリーメータや熱電対センサ等による離散的な測定方法では、埋め込めるセンサ数の制限から機体全体にわたる詳細な空力加熱測定が困難である。さらに、衝撃波干渉加熱のように非常に狭い部分に高いピーク加熱が生じるような場合、その場所にセンサがある時のみピーク値を捉えることが出来るが、一般的にはピーク値を正しく測定することは困難である。

一方、可視化的に空力加熱を測定する方法には、①相変化／色変化塗料による方法、②液晶塗布法、③Thermo graphic Phosphor 法、そして④赤外線サーモグラフィー法等がある。可視化測定法は、観測面の空力加熱率を「面分布」として取得できるため、機体全体の

空力加熱分布の測定はもとより、局所的にピーク加熱が起こる場所も確実に把握できるメリットがある。この点で従来の離散的な測定法に比べて格段に優れている。

風洞技術開発センターの極超音速風洞では、空力加熱測定を同軸熱電対などのセンサを用いた離散的方法と相変化塗料法や赤外線サーモグラフィー法で行ってきた。それらの測定法の中で、赤外線サーモグラフィー法の優位性（①面情報として定量的に得られる。②模型表面に加工を施す必要がなく流れを乱さない）、効率性（同じ時間の各部位の加熱情報が1度に得られる）等の利点を認め、同測定法の技術確立および定量測定精度の向上めざして研究してきた。<sup>1-5)</sup>

赤外線カメラは近年、回転ミラーを用いた単一素子による測定方式から CCD 形式のエリア素子で直接測定する方式に発展し、高速で高精度のデータ取得が容易になっており、その価格も下がりつつある。今後さらに、高精度、高画質、低価格の赤外線カメラの開発が進むと予想され、将来的に空力加熱測定の有力な手段になる。

本報告の赤外線サーモグラフィーによる空力加熱測定試験は、1.27m 極超音速風洞で行った。図1に赤外線サーモグラフィーによる空力加熱測定システムの概念図を示す。同図に示す通り、風洞測定室内の高速模型投入装置に取り付けた模型を複数台（最大3台）の赤外線カメラで、同時に各方向から観測することによって模型全表面にわたる空力加熱の測定が可能となる。

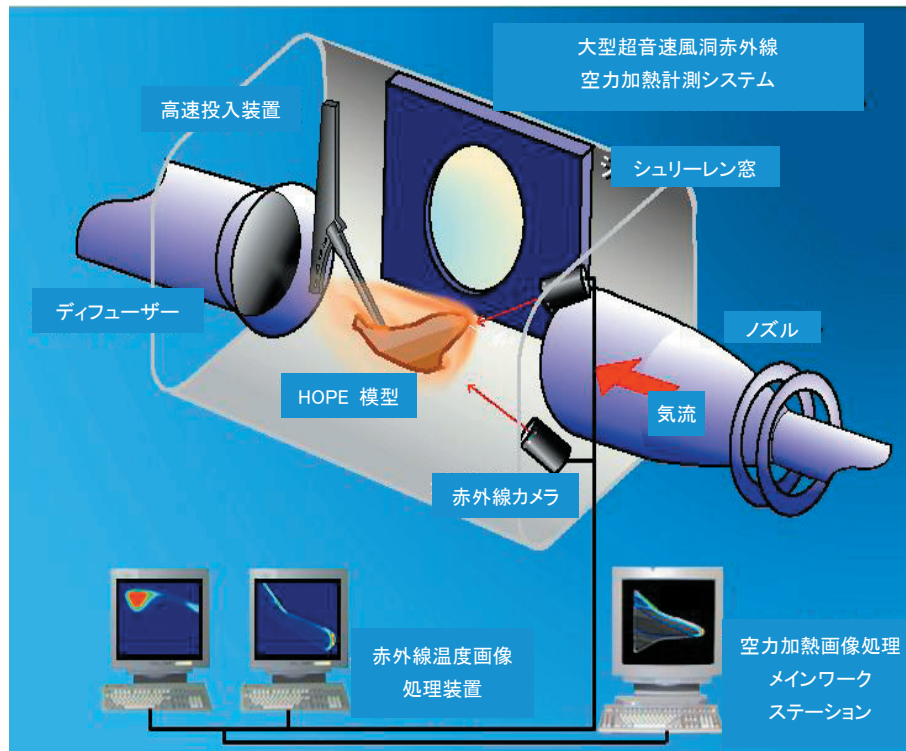


図1 赤外線サーモグラフィーによる空力加熱測定システムの概念図

本報告では①極超音速風洞における赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定法の概要②測定精度の検討③画像処理ソフトウェア④それらの技術を応用した標準模型、平板ランプ模型による風洞試験結果およびよどみ点の加熱率推算値等との比較について報告する。

## 2. 赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定法

### 2.1 赤外線カメラシステム

赤外線カメラは、AGEMA(現 FSI)社製の 900LW を 3 台使用している。図 2-1 に赤外線カメラと交換レンズ、図 2-2 に赤外線カメラ、コントローラ、モニタ、真空対応ボックス、校正用黒体炉の写真を示す。極超音速風洞の測定室は試験中真空になるため、図 2-3 に示すように真空対応ボックス内に赤外線カメラを収納して使用する。

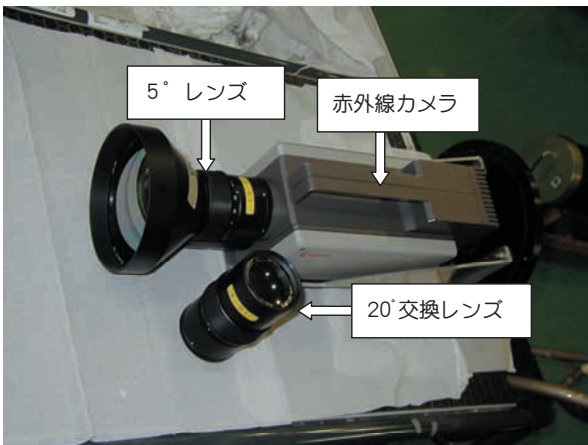


図 2-1 赤外線カメラと交換レンズ

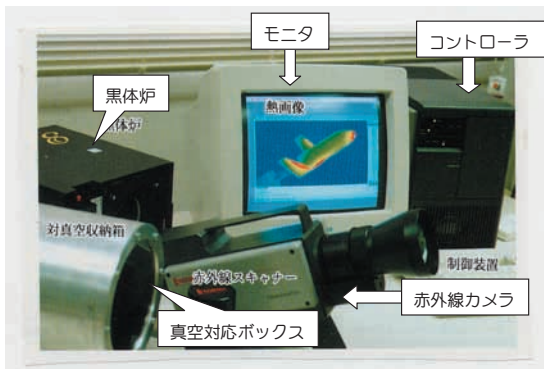


図 2-2 赤外線カメラシステム

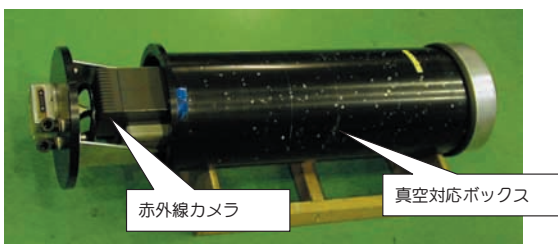


図 2-3 真空対応 BOX に収納される赤外線カメラ

真空対応ボックスは測定室の外に配管で接続し、冷却用の空気を送り込み、大気圧の状態としている。この真空対応ボックスの前面には、赤外線を透過しやすいゲルマニウムのレンズをつけてある。

赤外線カメラは以下の点を考慮して 1994 年に購入した。赤外線カメラは、大別して回転ミラーによる機械式のもの、電子走査方式のものに分けられる。電子走査方式の赤外線カメラは、CCD ビデオカメラと同様に比較的簡単なメカニズムとフレーム速度が速いことが特長である。現在は、CCD 技術の進歩に伴って、赤外線カメラの主流となっているが、導入を検討した当時は、膨大な画像データの記録が完全にできないことやアレー状のセンサ素子の特性の不揃いや隣接素子相互間でリーケージを起こし、ぼけを生ずる原因になることなどの問題があり、単素子による回転ミラー方式のものを採用した。AGEMA 社製 900LW 型赤外線カメラは、機械式のものなかで、最も測定精度が高く、精度管理方式が確立しており、測定器として必要な機能が完備していることから、同カメラシステムの導入を行った。赤外線カメラ 900LW の性能を表 2-1 に示す。

表 2-1 極超音速風洞赤外線カメラシステム性能一覧

型 式	AGEMA 社製 900LW 3台
センサ	MCT(Mercury Cadmium Telluride)
スキャナ	回転ミラー方式
冷却方式	スターリングクーラー方式
測定温度範囲	0 - 250 °C
検知波長	8 - 12 μm
画像解像度	272 × 136 ピクセル
測定精度	± 1K または 1% F.S
測定速度	最高 15 フレーム/秒
温度分解能	12 bit
備 考	真空対応ボックス使用

### 2.2 模型材料

空力加熱測定用の模型材料としては、次の性質を有するものが適している。

- 1) 熱拡散率が小さい。(断熱性が高い)
- 2) 複雑な機体形状の加工が容易である。
- 3) 機械的に十分な強度が有る。
- 4) 耐熱温度が高い。
- 5) 熱物性値が一定である。

極超音速風洞では、いくつかの模型材料について熱物性値測定試験を行った結果、熱物性値に温度依存性はあるものの上記の条件をほぼ満たしているポリイミド系のプラスチックであるベスペル (Vespel : デュボン社製) が適していることがわかった。

ベスペルの熱物性値の測定結果については後述するが、使用温度範囲内において熱物性値の温度依存性があるた



め、温度補正を行う必要がある。

### 2.3 赤外線カメラの温度算出方法

赤外線カメラは直接表面温度を計測しているのではなく、測定対象からの放射強度をデジタルデータとして収集している。収集した放射強度は、測定対象からの放射率  $\varepsilon$  による放射のほか、測定対象が  $(1 - \varepsilon)$  で反射する周囲環境からの放射および透過率  $\tau$  の大気からの放射率  $(1 - \tau)$  による放射も同時に受けている。そのためフレームごとのデータ中にこれらの環境条件データを記録し、温度変換のためのファクターとして、換算モデルに基づき計算処理する。

計測される放射強度と対象の表面温度との関係は (1) 式のように表わされる。

観測総放射	$I_{measure}$
測定対象の表面温度 (K)	$T_{object}$
周囲環境の表面温度 (K)	$T_{surr}$
測定対象とカメラ間の物体の温度 (K)	$T_{atm}$
測定対象の放射率	$\varepsilon$
測定対象とカメラ間の透過率	$\tau$

$$I_{measure} = I(T_{object})\varepsilon\tau + I(T_{surr})(1.0 - \varepsilon)\tau + I(T_{atm})(1.0 - \tau) \quad (1)$$

温度  $T$  と放射強度  $I(T)$  の関係は Planck の法則から次式で表わされる。

$$I = \frac{R_B}{\exp(B/T) - F} \quad (2)$$

ここで、 $B$ : 応答定数、 $R_B$ : 分光定数、 $F$ : 形状定数は赤外線カメラと使用するレンズの組み合わせで校正される。

透過率  $\tau$  は、測定対象と赤外線カメラの間の大気によるもの ( $\tau_1$ ) と真空対応ボックスのゲルマニウム窓による ( $\tau_2$ ) からなり、 $\tau = \tau_1\tau_2$  であらわされる。

$\tau_1$  は、測定対象までの距離と大気温度と湿度およびカメラとレンズの組み合わせにより決まり、赤外線カメラの内部校正係数としてカメラに書き込まれている。

真空対応ボックスのゲルマニウム窓の透過率  $\tau_2$  は、後述する校正試験から求める。

(1) 式を  $I(T_{object})$  について解くと

$$I(T_{object}) = \frac{I_{measure} - I(T_{surr})(1.0 - \varepsilon)\tau - I(T_{atm})(1.0 - \tau)}{\varepsilon\tau} \quad (3)$$

したがって、測定対象の表面温度  $T_{object}$  は次式で求める。

$$T_{object} = \frac{B}{\ln(R_B / I(T_{object}) + F)} \quad (4)$$

赤外線センサのドリフト、ゲインは水平方向にスキャンする時、その前後でカメラ内蔵の 2 個の黒体炉を参照することにより補正している。

### 2.4 表面温度から空力加熱分布の算出方法

測定対象の表面温度から空力加熱を算出する方法は以下の通りである。極超音速気流が成立して、測定室における気流温度がほぼ定常となった時点で、ペスペルで製作した試験模型を高速で気流内に投入する。模型は気流内に投入された時から主流の加熱を受け始める。表面温度の上昇を経過時間ごとに赤外線カメラによって連続撮影した映像をデジタル値として記録する。

最初、一様温度  $T_i$  であった模型の表面に投入と同時に ( $t = 0$ ) に空力加熱がステップ関数的に加えられたと考える。このとき、模型内部で半無限次元熱伝導を仮定すると、温度場  $T(x, t)$  は次の方程式で記述でき、模型表面温度  $T_{object} = T(0, t)$  の上昇と熱伝達係数との間には 1 対 1 の対応が成立する。この方法は、Jones & Hunt 法<sup>6)</sup> と呼ばれる。

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\kappa}{\rho c} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (5)$$

初期条件と境界条件は次式で表わされる。

$$\text{初期条件 } T(x, 0) = T_i, \text{ 遠方で } T(\infty, t) = T_i,$$

$$\text{模型表面で } \frac{\partial T(0, t)}{\partial x} = \frac{H}{\kappa} [T_{aw} - T(0, t)]$$

但し、 $\kappa$ : 熱伝導率、 $H$ : 熱伝達係数、 $T_{aw}$ : 断熱壁温度である。 $H$  を一定と仮定すれば次の解析解が得られる。

$$\frac{T_{object} - T_i}{T_{aw} - T_i} = 1.0 - \exp(\beta^2) \operatorname{erfc}(\beta) \quad (6)$$

無次元熱伝達係数  $\beta$  は次式で表わされる。

$$\beta = \frac{H\sqrt{t}}{\sqrt{\rho c \kappa}} \quad (7)$$

(7) 式より、熱伝達係数  $H$ 、加熱率  $Q$  は以下のように求めることができる。

$$H = \frac{\beta\sqrt{\rho c \kappa}}{\sqrt{t}} \quad (8)$$

$$Q = H(T_{aw} - T_{object}) \quad (9)$$

## 3 試験設備

### 3.1 1.27m 極超音速風洞

風洞技術開発センターの極超音速風洞システムは、0.5m 極超音速風洞 (HWT1) と 1.27m 極超音速風洞 (HWT2) の 2 つのブローダウン型の風洞で構成されており、高速飛翔体の熱・空力特性の研究に使用されている。図 3-1 に極超音速風洞の全体配置図を、図 3-2 に 1.27m 極超音速風洞の写真を示す。極超音速の気流を実現するためには、非常に高い圧力比が必要で、本風洞ではそのために上流側に高圧空気源、下流側に真空槽を備えており、高圧の空気を真空の中に吹き込む形式をとっている。また、常温のまま通風を行うと加速膨張に伴う温度低下

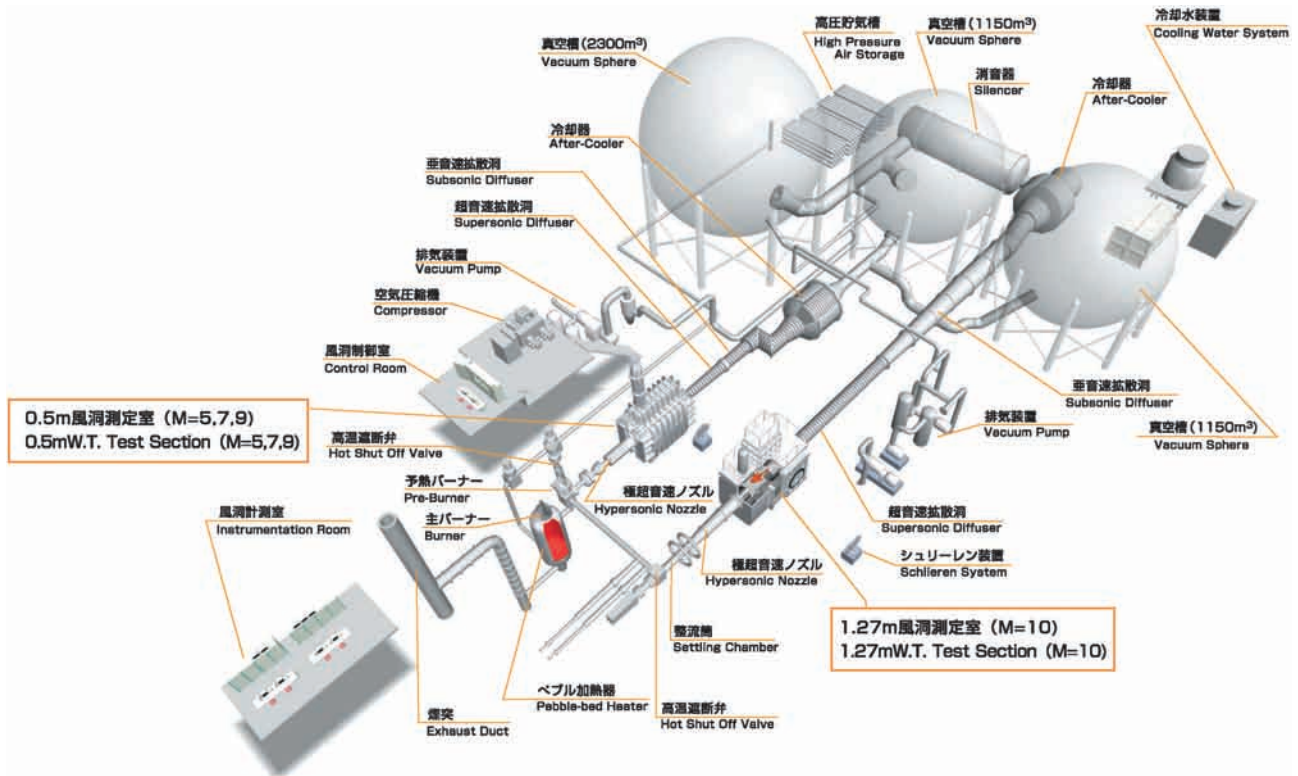


図 3-1 極超音速風洞全体配置図



図 3-2 1.27m 極超音速風洞 外観

で空気が液化してしまうため加熱器を備え、作動空気を加熱している。

1.27m 極超音速風洞の主要性能は、ノズル出口直径 1.27m、公称マッハ数  $M = 10$ 、よどみ点圧力  $P_0 = 1.0 \sim 8.5\text{MPa}$ 、よどみ点温度  $T_0 = 850\text{K} \sim 1200\text{K}$ 、レイノルズ数  $Re = 0.5 \sim 6.8 \times 10^6(\text{m})$ 、風洞の持続時間は最大約 60 秒である。なお、1.27m 極超音速風洞の詳細については文献<sup>7)</sup>に詳しいのでそちらを参照されたい。ここでは、空力加熱測定にかかわりの深い、測定部と高速模型投入装置について簡単に触れることにする。

### 3.2 測定部

図 3-3 に 1.27m 極超音速風洞の測定部を示す。測定部の大きさは、高さ 8.6m、幅 4.3m、長さ 8.2m で、上部、中間部、下部の 3 つのケーシング構造になっている。上部及び下部ケーシングにはそれぞれ高速模型投入装置及び主模型支持装置駆動部が格納され、中間部にはノズルと吸込筒が設置されている。吸込筒は、模型取り付けや配管・配線等の測定部作業を容易にするためにスライド式になっており、必要に応じて位置の変更を行うことができる。測定部の左右両面に幅 1.2m 高さ 2.1m の電動スライド式扉を設置し、外部から模型へのアクセスが容易に出来る構造になっている。この扉には直径 1m のシュリーレン撮影用光学ガラス窓が、測定部天井には直径 0.5m の光学観測窓がそれぞれ設置されている。測定部の側壁面には試験に必要な配管、配線を貫通させるための真空気密を有する孔 (MCT) や準備作業を容易にするための各種扉が設けてあり、赤外線カメラ用の専用ケーブルおよび冷却空気用の配管はこの MCT を通して測定室内に接続する。空力加熱測定試験時に赤外線カメラを取り付けるため、測定部中間部ケーシングの天井両側にはレールとブラケットが常備され、床面にはブラケットを取り付けるためのネジ穴があけてある。図 3-4 に赤外線カメラ取り付け用の金具の写真を示す。測定室内に常備されているレールに支持バー、自在継手を取り付け、任意の位置に真空対応ボックス支持部をセットする。

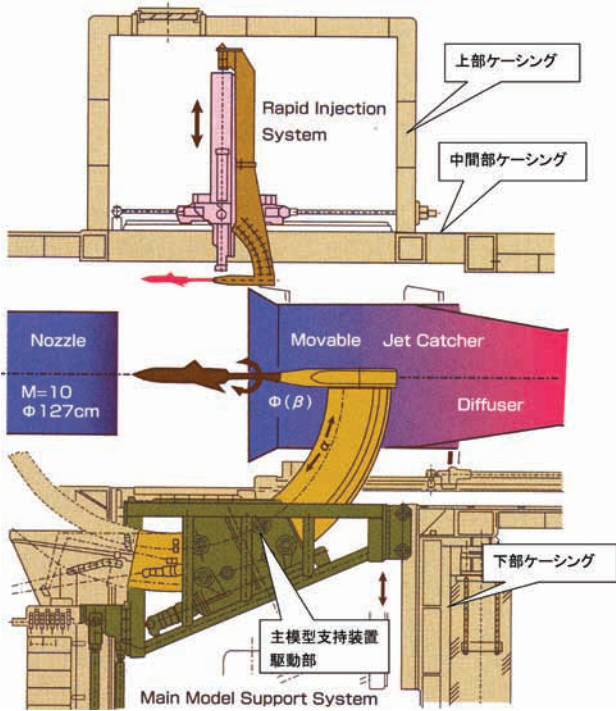


図 3-3 1.27m 極超音速風洞の測定部詳細図

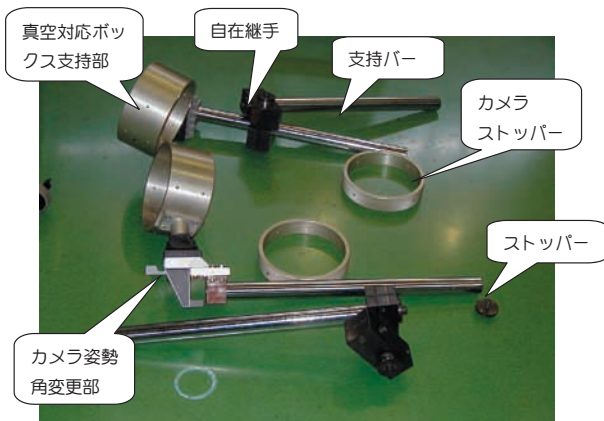


図 3-4 赤外線カメラ取り付け用の金具



図 3-5 赤外線カメラ取り付け状況

真空対応ボックス支持部のカメラ姿勢角変更用のばねを調整して角度を変更する。カメラのロール角および前後位置の調整はカメラストッパーと真空対応ボックス外筒

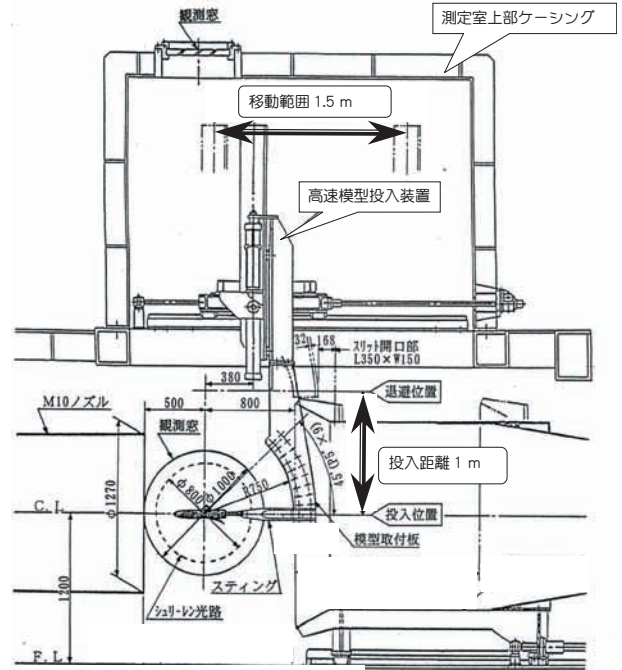


図 3-6 高速模型投入装置詳細図



図 3-7 高速模型投入装置に取り付けた模型

を接続しているネジを緩め、手で調整する。赤外線カメラの取り付け状況の写真を図 3-5 に示す。

### 3.3 高速模型投入装置

赤外線カメラによる空力加熱測定では、ノズル境界層の影響を出来る限り小さくするため、高速模型投入装置を使用している。図 3-6 に高速模型投入装置の詳細図を、図 3-7 に高速模型投入装置の写真を示す。高速模型投入装置は、模型を一樣流中心に高速で投入する目的のため、模型支持部は出来る限りシンプルな構造とし軽量化している。迎角の変更は  $0^\circ \sim 45^\circ$  まで  $5^\circ$  ピッチにあけた穴にリーマボルトで固定する方式で行った。高速模型投入装置の駆動には、空圧式のアクチュエータ 2 本と電磁弁を用いた高速駆動機構を採用し、停止時の衝撃を緩和するため、空圧ダンパ、油圧式ショックアブソーバを併

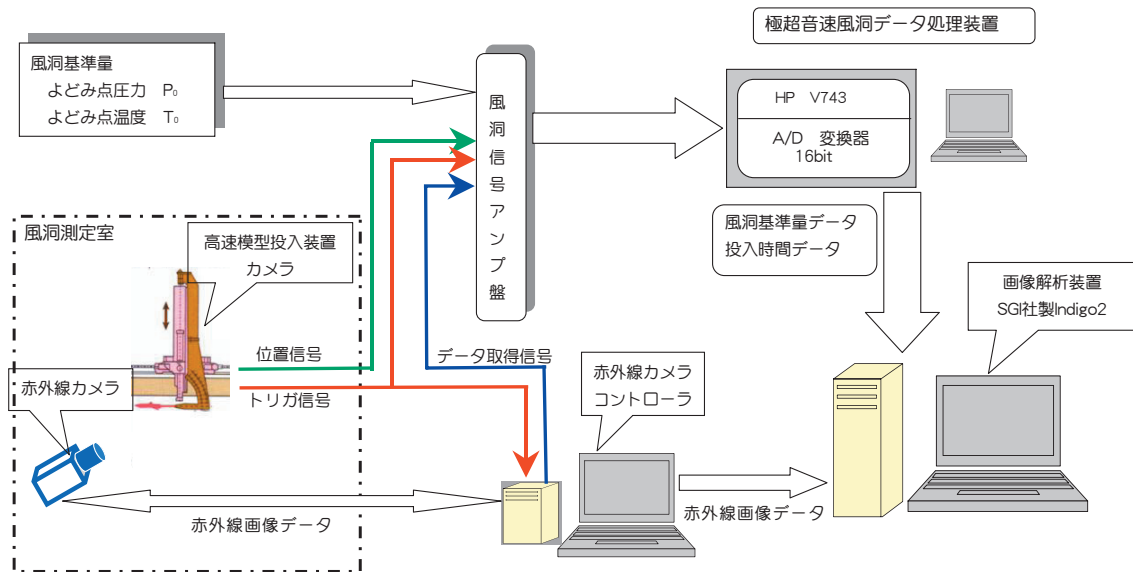


図 3-8 データ処理 / 画像処理装置 ハードウェア構成

用している。高速模型投入装置は電動モータにより気流方向に 1.5m の範囲で移動できる構造になっており、模型の大きさや測定したい部位により投入位置が変更できる。測定部上部から風洞中心位置までの投入ストロークは 1m で、高速投入モードの場合には、待機位置から気流中心まで 0.2 秒以内で投入・停止する能力を有している。

### 3.4 データ処理 / 画像処理装置

#### 3.4.1 ハードウェアの構成

図 3-8 にデータ処理 / 画像処理装置のハードウェア構成図を示す。加熱率の算出に必要なよどみ点温度、赤外線カメラの起動トリガ信号、データ取得信号は、図 3-9 の写真に示す極超音速風洞データ処理装置（データ収集部 HP 社製 V743）を用いて取得した。

画像処理装置は、図 3-10 の写真に示す SGI 社製の Indigo2 を使用している。赤外線カメラシステムで取得した赤外画像出力データと極超音速風洞データ処理装置



図 3-9 極超音速風洞データ処理装置

で取得したデータを画像処理装置に転送し、その通風条件を基に画像解析を行った。

#### 3.4.2 ソフトウェアの構成

空力加熱測定用のソフトウェアとしては効率性とデータ生産性を考慮したクイックルック用の 2 次元画像処理ソフトウェアと 3 次元マッピング処理を行う専用の 3 次元画像処理ソフトウェアを開発した。

##### 1) 2 次元画像処理

2 次元画像処理には、指定したフレーム（時間）の表面温度から等温度線図および等加熱率線図を出力する処理（等高線処理）と画面上の任意のピクセル位置（最大



図 3-10 画像処理用ワークステーション Indigo2

8点)における温度と加熱率の時間履歴を出力する処理(時間履歴処理)がある。

等高線処理は指定したフレームのすべての点を温度変換し、温度の最大値、最小値を基に等温度線の描画を行う。同時に測定した温度を気流条件、加熱経過時間から加熱率に変換し、等高線を描画する。図3-11に2次元の表面温度分布と空力加熱率分布の例を示す。

時間履歴処理は画面上の任意の8点(I,Jで指定)についての温度および加熱率の時間履歴を表示する。温度変換、加熱率計算は上記と同じ方法で行う。この処理は、画面上の固定した点の時間履歴を表示しているため、はじめの数フレームは模型が画面内を移動しているデータである。図3-12に時間履歴表示の例を示す。

但し、加熱率の計算には最大加熱率を考慮して、(9)式における  $T_{object}$  は、初期温度を使用した。

2) 3次元マッピング処理

2次元画像データとして得られた空力加熱率分布を3次元機体表面上の加熱率分布に変換する。このソフトウェアによって、機体上に起こるピーク加熱位置を正確に捉えることができ、機体の各断面における詳細な空力加熱率分布が得られる。また、CFD解析との比較検証も同じ模型表面格子を用いることで容易に行える。

この3次元マッピング処理ソフトウェアの開発にあたっては以下の点を考慮して行った。

1. 赤外線カメラレンズの歪み補正

赤外線画像データも通常の画像データと同様に、光学系のレンズによる歪みを持っている。3次元マッピングを実行する際にはこの歪みを補正する必要がある。

歪み補正をレンズの視野角度が5°、10°、20°の各レンズについて行い、歪み補正係数をカメラとレンズの組み合わせ番号によって選択する方式を採用した。

2. 赤外線カメラの視点位置とカメラ姿勢角の同定

3次元マッピングを行うためには、赤外線カメラと試験模型の取り付け位置と姿勢角を正確に測定する必要がある。試験模型の取り付け位置と姿勢角は模型支持装置の機械的寸法で決定され、図面から計算できる。困難なのは測定室内で任意の位置に設置する赤外線カメラの位置と姿勢角の計測である。極超音速風洞では次のような方法でカメラの位置と姿勢角の同定を行った。

赤外線カメラの位置は次の方法で求めた。

- a) 風洞測定室内に12点の基準点を設置して、その座標位置を正確に測量しておく。
- b) その基準点のうち3点を選んで赤外線カメラ窓中心までの距離を計測する。
- c) 赤外線カメラ窓中心位置は、それぞれの基準点からの距離で描かれる3つの球の交点として連立方程式を解く。

この計測を慎重に行えば、0.005m以内の精度で座標位置が計測できることを確認した。

赤外線カメラの姿勢角は、次の方法で同定した。

- a) 模型表面上の座標の分かった2点を赤外線カメラで撮影する。
- b) その画像のピクセル座標とカメラの視点位置から画像中心を貫く視線ベクトル及び視線ベクトル周りのロール角を計算する。

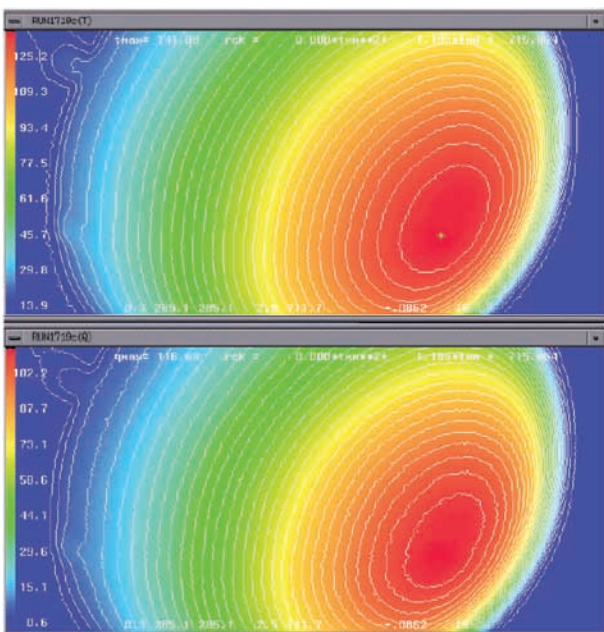


図3-11 2次元画像処理・等高線表示の例  
(上: 表面温度分布、下: 空力加熱率分布)

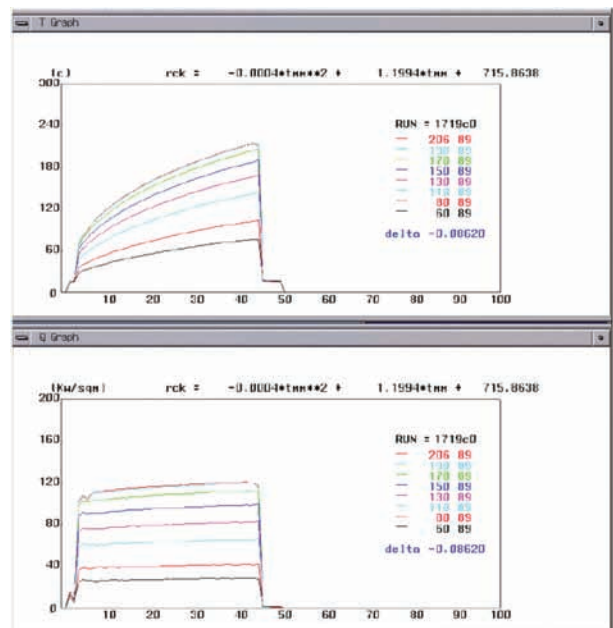


図3-12 2次元画像処理・時間履歴表示の例  
(上: 表面温度、下: 空力加熱率)

c) 視線ベクトルに沿ってカメラ窓中心とカメラの視点補正を行う。

これらの同定の誤差は、視線ベクトルで $\pm 0.4^\circ$ 以内、ロール角で $\pm 1.8^\circ$ 程度であった。

歪み補正を行った2次元画像を赤外線カメラの位置から見た3次元模型格子に描画するとほぼ合致するが微妙な誤差が出る。最終的には模型形状等を基に微調整を行う。マッピングが完了した後、3次元模型格子の各節点にその場所の加熱率を取り込みファイルに保存する。但し、このときカメラの視線と模型表面の法線ベクトルを計算し、 $60^\circ$ 以内のデータのみを採用した。

### 3.5 測定手順

極超音速風洞では、赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定を以下の手順で行っている。

#### 1. 模型のセッティング

高速模型投入装置を低速モードで気流内に射出し、模型を測定したい角度に設定する。

#### 2. 赤外線カメラのセッティング

真空対応ボックスに収納した赤外線カメラを、観測位置がなるべく正面になるように支持バーおよび自在継手を利用して取り付け、冷却用空気配管を接続する。

#### 3. 赤外線カメラの位置測定

真空対応ボックスの窓中心位置と測定室内の3つの基準点との距離を図3-13に示す専用測定器（ミットヨ製TD-S-351、改良型）で計測し記録する。（但し、この時メジャーのゆるみ等がない様に注意して測定する）

#### 4. マーク画像の取得

模型上の既知の位置に数点のマーク（アルミテープを三角に切ったもの）を取り付け、マーク画像を取得する。この際、マークが見えにくい場合には、模型をド

ライヤー等で加熱し、マーク位置が明瞭に分るように工夫する。図3-14にマーク画像の写真を示す。

#### 5. 測定室の真空排気

ここまでの準備が完了したら、通風のため測定室を真空排気する。

#### 6. イニシャル画像の取得

通風直前に模型の初期温度（イニシャル画像）を測定しておく。イニシャル画像取得後、高速模型投入装置を気流外に退避させる。

#### 7. シーケンシャル画像取得の準備

赤外線カメラを連続画像（シーケンシャル画像）の取得準備を行いトリガ待ちに設定する。この時、画像の保存先をRAMにし、取得画像の欠落がない様に注意する。

#### 8. 通風および模型投入

風洞通風を開始し、よどみ点温度がほぼ定常となった時点（通風開始後約20秒）で、試験模型を高速に気流内に投入する。

模型は気流内に投入された時から主流の加熱を受け始める。

#### 9. シーケンシャル画像の取得

高速模型投入装置がノズルの外縁の直近（ノズル中心から0.65m上方）に達した時点で赤外線カメラ計測を開始させ、模型表面温度の上昇を約3秒間連続撮影する。

#### 10. 模型退避

データ取得終了後、模型を速やかに気流外に退避させる。

#### 11. データの保存

通風終了後、RAMに保存したデータをハードディスク内にコピーし保存する。

#### 12. 画像処理

赤外線カメラで取得したイニシャル画像およびシーケンシャル画像を画像処理装置に転送する。同時に計測した風洞基準量および赤外線データ取得パルス信号等のデータも画像処理装置に転送する。転送したデータをもとに2次元画像処理ソフトウェアおよび3次元マ



図 3-13 距離測定専用測定器

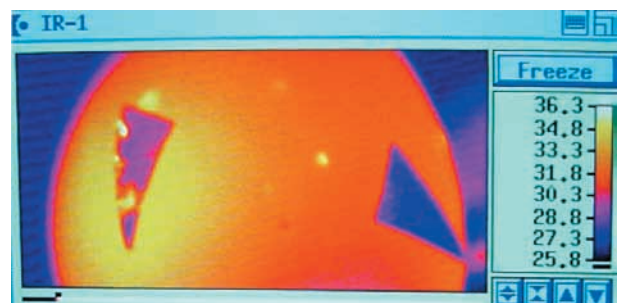


図 3-14 半球模型のマーク画像

ッピングソフトウェアを使用して空力加熱分布を計測する。

#### 4. 予備試験

赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定試験に先立って、使用する装置等の特性を把握するため、高速模型投入装置の性能確認、赤外線カメラの SRF 特性、模型材料の放射率特性と熱物性値測定の予備試験を実施した。

##### 4.1 高速模型投入装置の性能確認試験

高速模型投入装置に模型重量を模擬したダミー模型を取り付け、模型中心位置およびスティング根部部に加速度センサ（共和社製：AS-10GA 型）を設置して最大加速度を測定した。同時に位置測定用プレートがフォトセンサを通過する時間から投入速度を算出した。図 4-1 に位置測定プレートの外形およびノズル中心位置との相対関係を示す。投入速度の調整は空気配管に設置されたスピードコントロールバルブの絞り方を手動で調整して行った。図 4-2 に加速度の測定例を、図 4-3 に投入速度の測定結果を示す。図 4-3 は、横軸にスピードコントローラの開閉比をとり、縦軸に模型投入速度と最大加速度を示す。同図に示すように投入速度、加速度とも全開から約 0.62 まではあまり効果がなくほぼ一定値を示すが、それを過ぎると急激に投入速度が減少する。この結果から投入速度をあまり落とさずに最大加速度を抑えるのに適した約 0.65（9 回転 1/2）にスピードコントローラを調整した。その結果、高速模型投入装置がノズル境界層

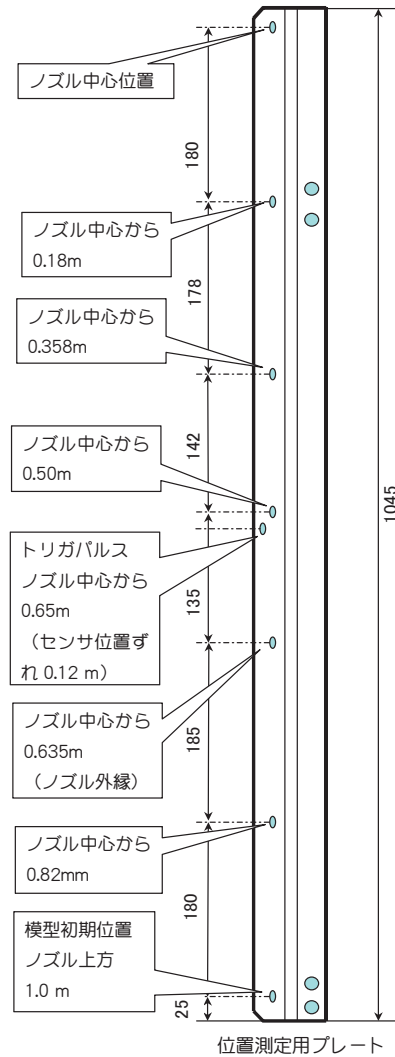


図 4-1 位置測定プレート外形とノズル中心からの距離

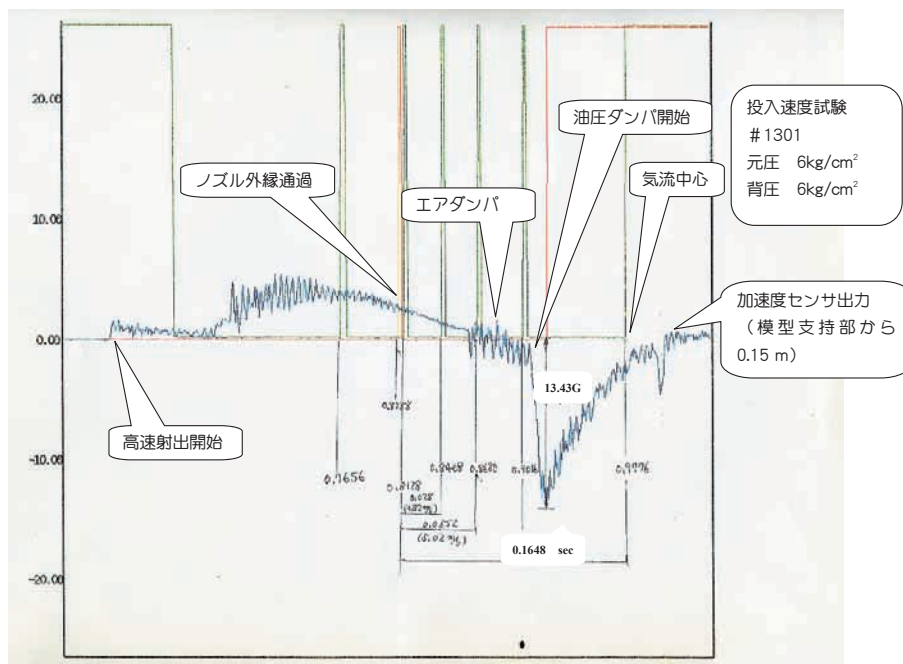


図 4-2 高速模型投入装置 加速度試験出力例

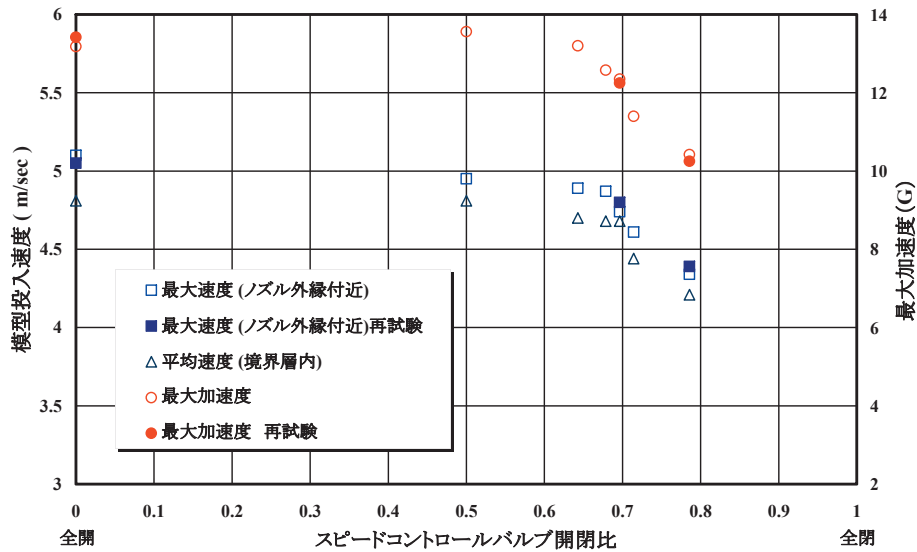


図 4-3 高速模型投入装置 投入速度予備試験結果

付近を通過する速度は約 4.8m/sec であった。極超音速風洞の気流校正試験の結果<sup>8)</sup>、ノズル境界層は約 0.3m 程度であるので、その影響は 0.07 秒程度である。高速投入時に模型にかかる最大加速度は、模型が風洞中心で停止する時に発生し、その最大加速度は約 13.5G であった。この最大加速度を考慮して模型の強度設計を行う必要がある。

#### 4.2 SRF 特性確認試験

赤外線カメラの表面温度の精度を支配する指標として SRF(スリットレスポンスファンクション)特性がある。赤外線カメラは観測空間を走査しているため、被観測点の大きさとセンサの瞬間視野との相対比によって、到達温度が異なる現象である。この特性を SRF 特性という。図 4-4 に SRF 特性測定用のスリット板の写真を示す。スリットの幅を 0.001m ~ 0.01m にしたスリット板を校正用黒体炉の前面に急速に投入して指

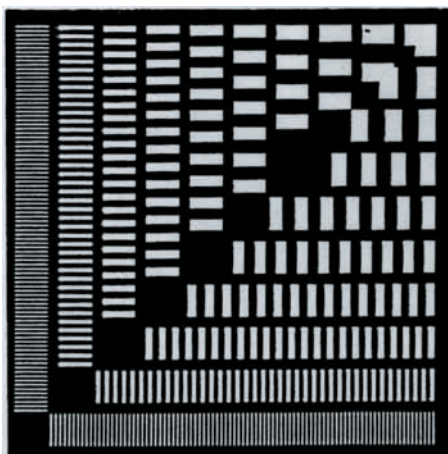


図 4-4 SRF 特性測定用スリット板

示温度を観測した。その到達度から SRF 特性を実験的に求めた。

$$SRF = \frac{T_S - T_P}{T_B - T_P} \quad (10)$$

ここで、 $T_S$ : スリットを通した観測温度、 $T_P$ : スリット基板の温度、 $T_B$ : 黒体炉の設定温度である。

図 4-5 に視野角 5°、10°、20° の 3 種について測定した SRF 特性を示す。各対物レンズの SRF 特性で 95% 到達値を求めると、視野角 5° レンズ: 約 1.57mrad (4.89°ケル)、視野角 10° レンズ: 約 3.05mrad (4.75°ケル)、視野角 20° レンズ: 約 6.02mrad (4.70°ケル) となる。その結果、正確な温度を検出するためには、4.7 ~ 4.9 ピクセル程度の空間分解能が必要であることがわかった。従って、局所的に非常に小さなピーク加熱は、正確な温度を検出するためのピクセル数が取れずにピーク値が低く出る可能性があることを示している。その影響を避けるためには、できるだけ視野角の小さなレンズを用い、クローズアップして撮影することが望ましい。赤外線カメラシステムは、視野角の異なる 3 種類の交換レンズを整備し、観測範囲、観測目的に合わせて使い別けている。図 4-6 に交換レンズと視野範囲および空間分解能を示す。表 4-1 に真空対応ボックスのゲルマニウム製の近接レンズを通したときの焦点範囲を交換レンズ毎に示す。これらを考慮して使用するレンズを決定する。

表 4-1 交換レンズによる焦点範囲

交換レンズ	焦点範囲
5°レンズ	0.94 ~ 1.28 m
10°レンズ	0.65 ~ 2.00 m
20°レンズ	0.30 ~ 2.14 m



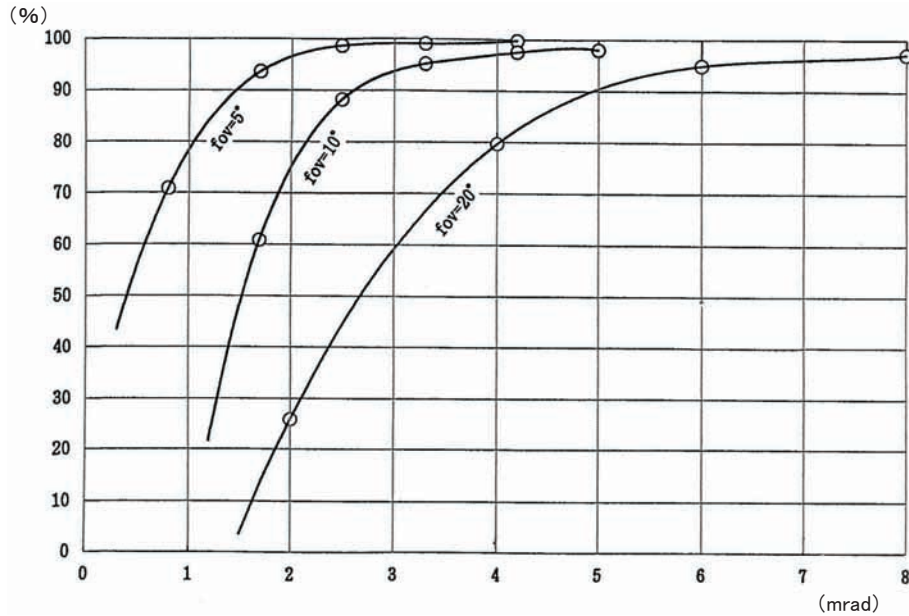


図 4-5 交換レンズの SRF 特性

## 赤外線カメラの空間分解能と視野範囲(距離1mの場合)

使用レンズ	視野範囲	空間分解能
20°レンズ	0.358 × 0.186m	1.3mm/pixel
10°レンズ	0.186 × 0.098m	0.68mm/pixel
5°レンズ	0.098 × 0.049m	0.36mm/pixel

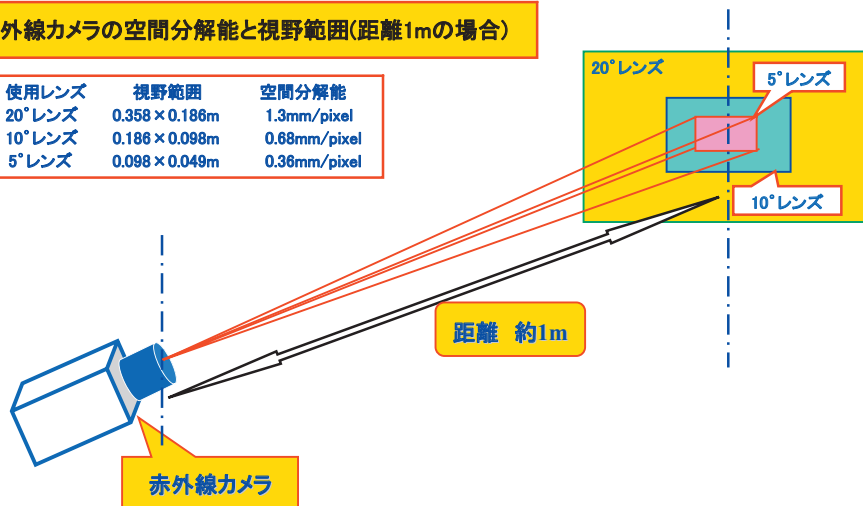


図 4-6 交換レンズの視野範囲と空間分解能

## 4.3 放射率の角度依存性

模型材料の放射率の角度依存性も重要なパラメータの一つである。一般に物体表面からの放射率 (Emissivity) は視角  $\theta = 0^\circ$  において最大値となり、 $\theta$  が増加するに従って減少する。

放射率の角度依存性は、ベスペル製の平板をサーモスタット付きの加熱装置で一定温度に保ちながら、角度を

変更して放射強度を測定し、 $\frac{I(\theta)}{I(0^\circ)}$  および  $\frac{T(\theta)}{T(0^\circ)}$  を求めた。

図 4-7 に角度依存性の測定結果を示す。測定温度値では視角  $\theta = 60^\circ$  までは、視角  $0^\circ$  に対して 98% 以上の到達温度を示すが、 $\theta = 60^\circ$  を超えると急激に放射強度が減衰して測定誤差を増大させる。

上記の結果をふまえ、3次元マッピングソフトウェアでは、赤外線カメラの視線ベクトルと模型表面の法線ベクトルのなす角が  $60^\circ$  を超えるデータは使用しないことにした。しかし、1ランの中でのなるべく広い範囲を限られた赤外線カメラの台数で覆うためには、 $60^\circ$  を越える部分について、この放射強度比の逆数を掛けて補正する方法が考えられるが、今後の検討課題とした。

## 4.4 ベスペルの熱物性値測定

空力加熱測定に必要な模型の熱物性値としては、 $\rho$  : 密度、 $c$  : 比熱、 $\kappa$  : 熱伝導率がある。

熱伝導率を直接測定することは困難なため、 $\alpha$  : 熱拡散率を測定し  $\kappa = \alpha \rho c$  の関係式から算出する。測定方法は、密度はアルキメデス法 (測定装置: 島津製作所電

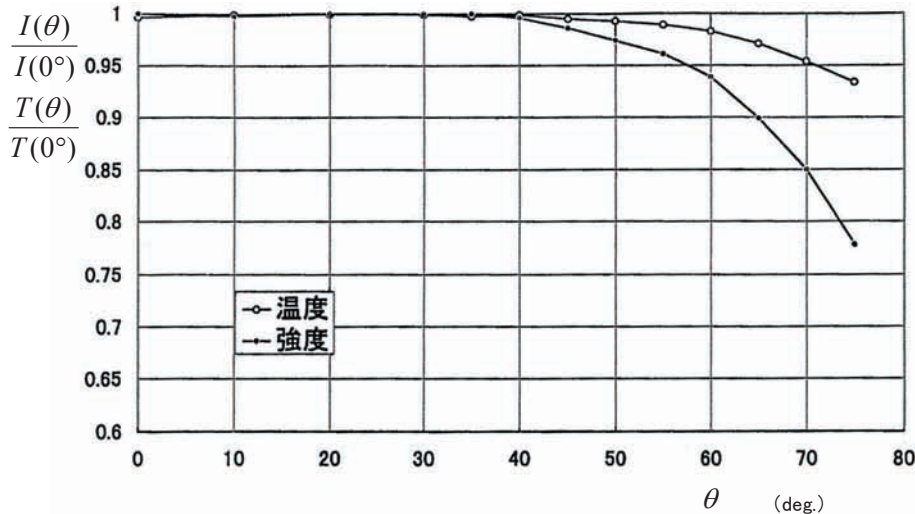


図 4-7 ベスペルの放射率の角度依存性

子分析天秤：AEL-200) で、比熱は DSC (示差走査熱量計) 法 (測定装置：Perkin-Elmer DSC-7) で、熱拡散率はレーザフラッシュ法 (測定装置：真空理工社製 TC-7000) でそれぞれ行った。熱物性値測定における測定精度は、密度測定が ±1% 程度、比熱測定が ±1% 程度、熱伝導率 (熱拡散率) 測定が ±5% 程度であった。

ベスペルの熱物性値測定試験は 1994 年と 2002 年に東レリサーチ社に依頼して実施した。1994 年の熱物性値測定については、文献<sup>5)</sup> に詳しく掲載している。ここでは、ベスペルの丸棒の測定結果およびロットの違いによる測定結果を表 4-2 に示す。ベスペルの熱物性値はロットの違いにより相違があることが確認された。試験実施にあたっては製作した材料の熱物性値測定を行うことが望ましい。2002 年の熱物性値測定では、試料 1 は常温から 300℃ まで、試料 2 は 400℃ まで、試料 3 は 500℃ までそれぞれ加熱して、測定を行った。その結果を表 4-3 に示す。500℃ まで加熱した試料 (試料 3) は、加熱後の常温測定で熱物性値が大きく変化しているのがわかる。従って、試験に際しては模型表面温度が 400℃ を超えないように注意する必要がある。

熱物性値は加熱率の算出式に  $\sqrt{\rho c \kappa}$  の関数として現れる。図 4-8 に測定温度環境に対する熱物性値  $\sqrt{\rho c \kappa}$  を示す。同図に示すように、使用温度範囲において温度依存性が大きいため温度補正を行う必要がある。

補正方法としては、ベスペルの熱物性値  $\sqrt{\rho c \kappa}$  を測定結果から温度の 2 次関数として最小 2 乗近似し、次式で得られる温度  $T_{(J\&H)}$  を代入して熱物性値を算出した。

$$T_{(J\&H)} = T_i + (T_{object} - T_i) \times f \quad (11)$$

補正用の係数値  $f$  としては現在、0.6 を選ぶことによって使用温度範囲内 (40 ~ 240℃) で熱物性値の温度依

表 4-2 ベスペルの熱物性値測定結果 (1994)

試料	温度 [°C]	密度 $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	比熱 $c$ [J/kg·K]	熱伝導率 $\kappa$ [W/m·K]	$\sqrt{\rho c \kappa}$
丸棒 (基本)	25	1430	1014	0.369	731.48
	50	1430	1097	0.386	778.15
	100	1430	1243	0.405	848.46
	150	1430	1385	0.404	894.51
	200	1430	1499	0.403	929.44
	300	1430	1719	0.43	1028.11
丸棒 (ロット 1)	25	1430	1052	0.399	774.75
	100	1430	1276	0.43	885.78
	200	1430	1507	0.449	983.67
	300	1430	1735	0.458	1065.98
丸棒 (ロット 2)	25	1430	1055	0.401	777.80
	200	1430	1508	0.425	957.33
丸棒 (ロット 3)	25	1430	1051	0.417	791.66
	200	1430	1516	0.442	978.88

存性による誤差を ±1% 以内に収めている。

赤外線温度計測において模型の放射率の正確な測定が必要である。ベスペルの放射率測定結果は文献<sup>5)</sup> に掲載されている。本試験では、8 ~ 12  $\mu$ m の波長域の機械加工のままの状態の平均値を採用した。

#### 4.5 ゲルマニウム窓の透過率測定

ゲルマニウム窓の透過率については製造メーカーに送付して透過率を測定してもらった。測定試験では黒体炉の温度を大気温度から 250℃ まで変更しながら、直接赤外線カメラで測定した場合と真空対応 BOX に赤外線カメラを収納した状態で測定した値の相違から補正値を算出した。

測定したゲルマニウム窓の透過率は以下の通りである。

表 4-3 ベスペルの熱物性値測定結果 (2002)

試料	温度 [°C]	密度 $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	比熱 $c$ [J/kg·K]	熱伝導率 $\kappa$ [W/m·K]	$\sqrt{\rho c \kappa}$
試料1 (2002)	25	1440	1030	0.375	745.79
	100	1440	1270	0.407	862.74
	200	1440	1520	0.422	961.08
	300	1440	1740	0.441	1051.18
300°C加熱後試料1	25	1440	1020	0.377	744.14
試料 2 (2002)	25	1430	1020	0.381	745.47
	400	1430	1910	0.431	1084.98
400°C加熱後試料 2	25	1440	1020	0.374	741.17
試料 3 (2002)	25	1440	1020	0.381	748.07
	500	1440	2030	0.431	1122.45
500°C加熱後試料 3	25	1440	1040	0.305	675.85
試料 4 (2002)	25	1430	1030	0.374	742.20
200°C加熱後試料 4	25	1450	1010	0.374	740.08
試料 5 (2002)	25	1440	1030	0.377	747.77
300°C加熱後試料 5	25	1430	1010	0.370	731.02

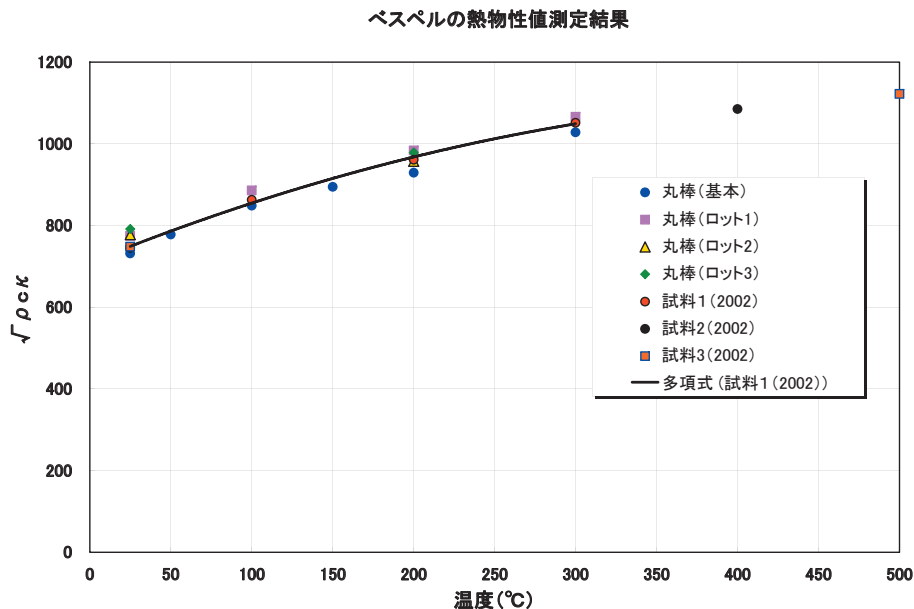


図 4-8 ベスペルの熱物性値測定結果

No.1 真空対応 BOX : 0.84

No.2 真空対応 BOX : 0.81

No.3 真空対応 BOX : 0.82

### 5. 空力加熱測定法の不確かさ<sup>9)</sup>

空力加熱測定法がどれほどの不確かさを伴うものか検討した。本報告書では包括度 95% の不確かさを扱う。不確かさの要因となる誤差としては 2 種類ある。ひとつは一定値のバイアス誤差で、例えば「これ以上ズレることはない」というような値を製品仕様や経験等から見積もる。正確度 (Bias limit) という。他のひとつはいわゆるバラツキ誤差で、測定を複数回試行した時その 95% が収まるであろうと期待される範囲、精密度限界

(Precision limit) で示す。

以後、球のよどみ点加熱率測定で問題になる誤差を以下のように分類して具体的にその量を見積もった。同一条件で多数回測定を行い student 分布を想定して出した理論的にはっきりした値あり、経験から見積もった値あり、バイアス、バラツキ込みで規定された製品仕様あり、と出所は様々である。しかし、実態からそんなに遊離した値ではないと考えている。

#### 5.1 風洞気流条件の誤差

風洞気流条件はよどみ点圧力、よどみ点温度で指定する。これらを指定すれば HWT2 測定部のマッハ数は既に実施された校正試験によって既知である。よどみ点

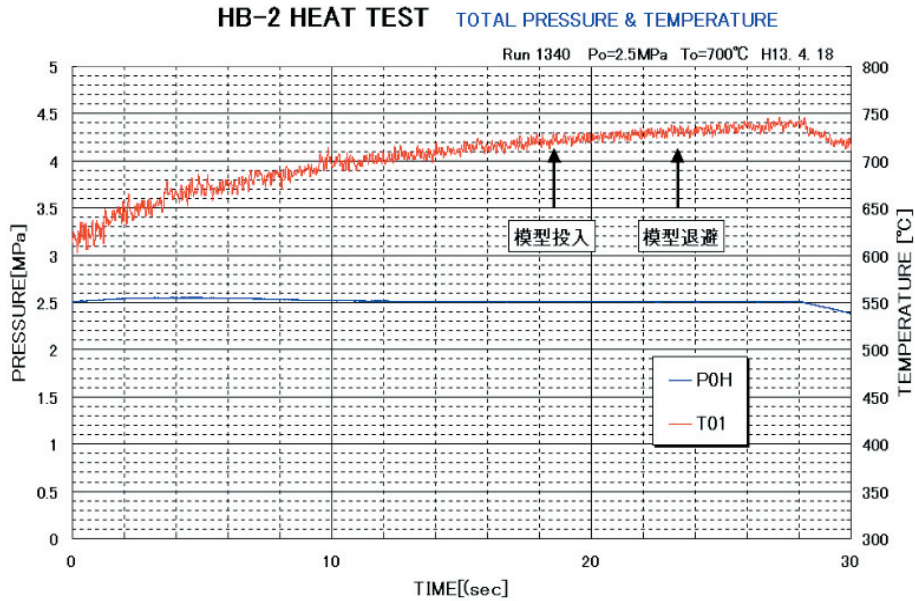


図 5-1 通風時のよどみ点圧力とよどみ点温度の時間履歴

圧力、よどみ点温度は必ずしも設定値通りにならないし、校正マッハ数自身も不確かさを持っている。風洞気流条件設定の誤差が加熱率にどの程度影響を与えるのか、Fay-Riddell の加熱式 (14,15) を仮定して見積もった。

#### 1) よどみ点圧力

図 5-1 に  $P_0=2.5\text{MPa}$  の通風試験におけるよどみ点圧力  $P_0$  の時間履歴を示す。計測開始(通風開始から 2 秒)後、約 9 秒でよどみ点圧力は安定し、以降の約 20 秒間はほぼ一定値を示している。模型投入はこの安定区間を用いる。 $P_0$  の変化は設定値の  $\pm 0.2\%$  以内に収まっている。

#### 2) よどみ点温度

図 5-1 によどみ点温度  $T_0$  の時間履歴を示す。計測開始した時点で約  $600^\circ\text{C}$  まで一気に上昇するが、約 10 秒後には温度勾配はゆるくなり安定してくる。図 5-2 に最近 1 年間の空力加熱試験における模型投入中のよどみ点温度の温度勾配を示す。1 回の通風におけるよどみ点温度の温度勾配は平均  $2.5^\circ\text{C}/\text{sec}$  程度で影響としては  $\pm 1\%$  未満である。通風毎のよどみ点温度の再現性は、加熱器の燃焼時間や通風履歴などにより制御が難しいが、図 5-3 に示すように目標温度の  $\pm 30^\circ\text{C}$  程度で制御できており、1Run 毎のばらつきは  $\pm 10^\circ\text{C}$  程度である。

#### 3) マッハ数

HWT2 のマッハ数校正試験報告書<sup>8)</sup> に一様流コア領域の平均マッハ数と、その不確かさが報告されている。例えば、よどみ点圧力  $P_0=2.5\text{MPa}$  の場合の平均マッハ数は 9.58、不確かさは  $\pm 0.03$  である。

## 5.2 温度計測の誤差

### 1) 赤外線カメラ

赤外線カメラは製造メーカーに送付し校正を行う。校正は検定された黒体炉、管理された測定環境の下、既知の黒体温度、放射率を用いて当該赤外線カメラによる温度測定を行い、一定の誤差に収まるよう、赤外線カメラの各種係数が調節される。保証された精度は  $\pm 1^\circ\text{C}$  又は  $^\circ\text{C}$  表示で  $\pm 1\%$  である。1 ケースの加熱率を得るには、通風前の初期温度  $T_i$  測定、通風中の温度  $T_{\text{object}}$  測定と 2 回実施する。したがって、それぞれについて誤差を見積もる。

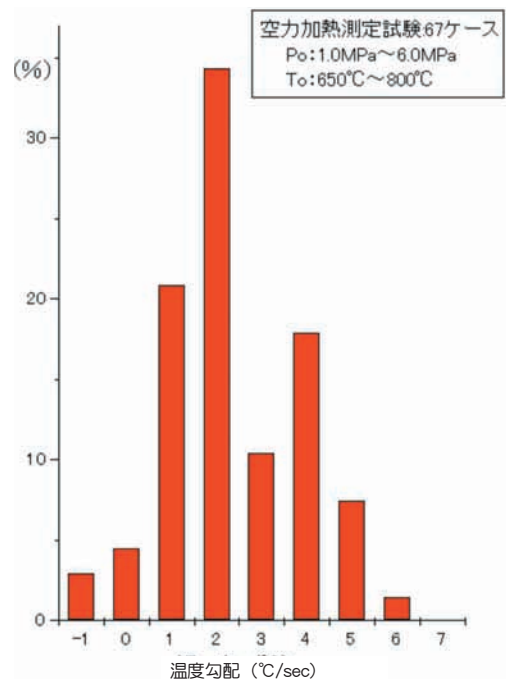


図 5-2 よどみ点温度の温度勾配 (模型投入中)

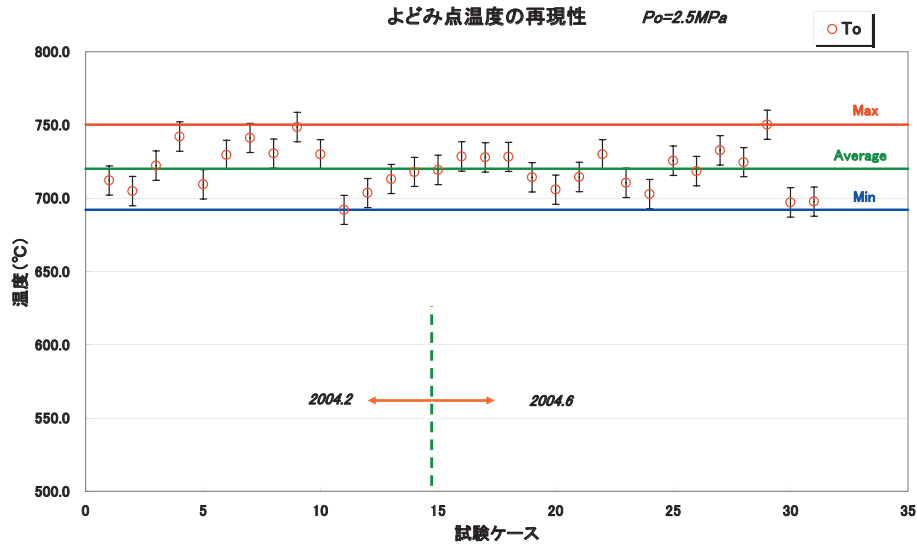


図 5-3 よどみ点温度の再現性

## 2) 放射率

ベスペルについては複数試料を用いて温度条件を変え、波長域 8 ~ 12  $\mu\text{m}$  の放射率測定試験を行い、平均値 0.876 を求めた。ロットによる放射率のバラツキは 3% 以内に収まっている。

4.3 節で述べたように、放射率の角度依存性から視角 60 度まで採用するとすると放射率は 6% 減少するが、加熱ピーク点のように注目するところは視角 40 度以内に入るようカメラをセットすれば、その減少は 1% 未満。ロットによる放射率のバラツキと合わせて  $\pm 4\%$  とする。

## 3) 透過率

測定対象と赤外線カメラ間の透過率の大半の寄与分は真空対応ボックスのゲルマニウム窓の透過率である。透過率を測定したメーカから詳しい情報が得られていないが、過去何回かの測定結果の変動から 5% 程度の不確かさがあるのではないかと推測する。

## 4) 空間分解能

5 ピクセルあれば SRF 特性 95% 以上を確保できる。加熱ピーク点を中心に 15 ピクセルの範囲を考え、その内の温度差を SRF 特性の分母  $T_B - T_S$  相当として誤差を見積もる。すなわち、その温度差を 5% 低く見積もると考える。

## 5.3 温度計測値から加熱率を算出する誤差

### 1) ステップ加熱の仮定

気流外から打ち出された模型は境界層を横断し、一様流内に到達する。4.1 節の高速模型投入装置の性能試験結果からノズル境界層付近を通過する模型の速度は約

4.8m/sec である。気流校正試験の結果、1.27m 極超音速風洞の一様流範囲は約 0.6m であることが確認されており、したがって境界層の厚さは 0.335 m、境界層内を通過する時間は約 0.07sec である。加熱率は境界層の中心通過時から加熱が開始されたとして算出している。ステップ加熱の仮定を厳密に検証するには、境界層内の総温分布を用いてシミュレーションを試みなければならないが、ここでは境界層通過の半分の時間 0.035sec をステップ加熱仮定の不確かさとする。

### 2) 半無限一次元熱伝導の仮定

模型表面から流入した熱は、模型内部に半無限一次元の熱伝導で伝わると仮定している。ベスペルの熱拡散率を用い、測定時間を 1sec にするとベスペルの熱の浸透深さは 1mm 程度であり、模型の板厚に関してはまず問題ない。

測定対象の表面が凸の場合、熱が伝導していく方向のボリュームが減少するので一次元熱伝導の仮定は加熱率を過大に見積もる。一方、我々は、断熱壁温度  $T_{aw}$  はよどみ点温度  $T_0$  で一定として処理している。断熱壁温度  $T_{aw}$  が表面に沿って温度勾配を持つ場合は表面に沿う方向の熱伝導が存在する。これら表面曲率と表面温度勾配の影響については文献<sup>5)</sup>で Lees<sup>10)</sup>の分布を仮定し、二次元軸対称 FEM 計算でこの効果を見積もっている。結果は一次元熱伝導を前提とした熱伝達係数  $H_{J\&H}$  と表面曲率と表面温度勾配の影響を入れた熱伝達係数  $H_{Round}$  から定義される次の Error を、無次元化した時間（フーリエ数） $t' = at / r^2$  の関数としてまとめている。図 5-4 にその例を示す。

$$Error = \frac{H_{J\&H} - H_{Round}}{H_{Round}} \times 100 \quad (12)$$

3) 模型材料の熱物性値の誤差

ベスペルの熱物性値  $\sqrt{\rho c \kappa}$  の温度依存性は温度の2次関数として表わし、初期温度とその時点での表面温度の間の中間的温度  $T_{(J&H)}$  から算出すれば、誤差を±1%以内に収めることができる。これにロットの個体差が追加になる。ロットの個体差に関しては確認データがないが、温度誤差も含めて±5%程度と見積もる。

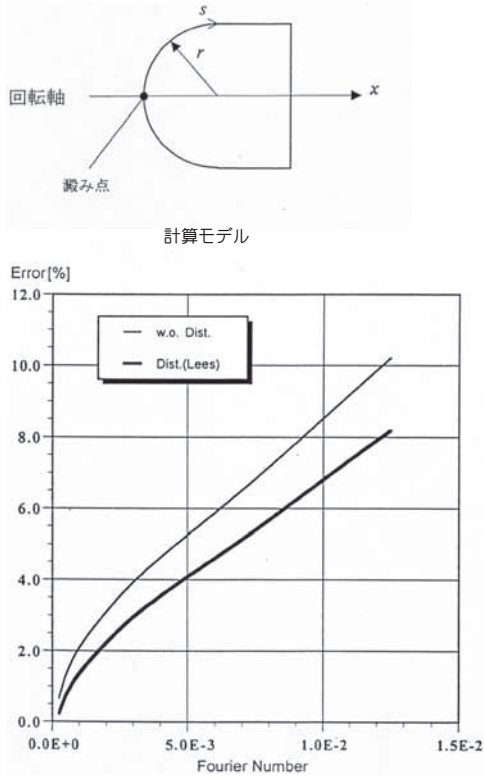


図 5-4 よどみ点での誤差の履歴 (表面加熱に Lees の分布がある場合とない場合の比較)

5.4 加熱率に対する総合的な不確かさ

次に示す試験条件 (表 6-1 試験ケースの RUN 1719、No.3 カメラ、5° レンズ) の計測結果を代表条件として各誤差を見積もり、それらの誤差が加熱率に及ぼす総合的な不確かさを試算した。総合的な不確かさを出すには、各誤差に対し感度係数をかけて加熱率誤差に換算したうえで、RSS (Root Sum Square : 誤差の二乗を全て足した上で平方根をとる) の考えで合算した。

- M = 9.58
- P<sub>0</sub> = 2.5 MPa
- T<sub>0</sub> = 720 °C
- r = 0.05 m
- T<sub>s</sub> = 720 °C
- Q = 110 kW/m<sup>2</sup>
- T<sub>i</sub> = 12 °C
- T<sub>object</sub> = 141 °C
- t = 1.08 sec
- ε = 0.87
- τ = 0.86

結果を表 5-1 に示す。空力加熱測定の不確かさに大きく寄与する誤差要素は、よどみ点温度、放射率、透過率、熱物性値の4つである。そして、空力加熱測定のための総合的な不確かさは±8.6 kW/m<sup>2</sup>、又は±10%程度である。

6. 試験結果

6.1 標準模型試験

極超音速風洞の赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定のための基準となる標準模型 (半径 0.05m の半球模型) を製作し、空力加熱標準模型試験を実施した。標準模型による繰り返し試験やカメラ・レンズの影響なども調べ、

表 5-1 空力加熱測定法の不確かさ

誤差要素		誤差	感度式	感度	加熱率誤差 [(W/m <sup>2</sup> )]
風洞気流の誤差	よどみ点圧力 ΔP <sub>0</sub>	±5000 Pa	∂Q <sub>FR</sub> /∂P <sub>0</sub>	0.02414 [(W/m <sup>2</sup> )/Pa]	±121
	よどみ点温度 ΔT <sub>0</sub>	±10 K	∂Q <sub>FR</sub> /∂T <sub>0</sub>	204.0 [(W/m <sup>2</sup> )/K]	±2040
	マッハ数 ΔM	±0.03	∂Q <sub>FR</sub> /∂M	-28703 [(W/m <sup>2</sup> )/-]	±861
温度計測の誤差	赤外線カメラ ΔT <sub>object</sub>	±1 °C	∂Q/∂T <sub>object</sub>	930.8 [(W/m <sup>2</sup> )/°C]	±931
	ΔT <sub>i</sub>	±1 °C	∂Q/∂T <sub>i</sub>	-912.6 [(W/m <sup>2</sup> )/°C]	±912
	放射率 Δε	±0.04	∂Q/∂ε	-91785 [(W/m <sup>2</sup> )/-]	±3671
	透過率 Δτ	±0.05	∂Q/∂τ	-92842 [(W/m <sup>2</sup> )/-]	±4642
	空間分解能 ΔT	-0.05 °C	∂Q/∂T <sub>object</sub>	930.8 [(W/m <sup>2</sup> )/°C]	-46
温度計測値から加熱率を算出する誤差	ステップ加熱の仮定 Δt	±0.035 s	∂Q/∂t	-49498 [(W/m <sup>2</sup> )/s]	±1732
	半無限一次元の仮定 % of Q	+0.15%	∂Q/∂H	1100 [(W/m <sup>2</sup> )/%]	+165
	熱物性値 Δ√ρcκ	±41.5 J/(s <sup>1/2</sup> m <sup>2</sup> K <sup>2</sup> )	∂Q/∂√ρcκ	129.9 [(W/m <sup>2</sup> )/**]	±5391
総合誤差					±8587

今後の空力加熱試験の指標となるデータを得ることを目的とした。また、曲率半径の異なる模型を製作し、その効果も調べた。

### 6.1.1 試験模型

図 6-1 に極超音速風洞の空力加熱測定用標準模型と頭部の曲率半径の半球模型と有翼飛行体の主翼部分を模擬した鈍頭平板模型の外形図を示す。半球模型は半径 0.05、0.04、0.03、0.02、0.01、0.005m の 6 種類（但し、曲率半径の小さい 0.02m 以下の模型は 20° 円錐を付けた鈍頭円錐模型）で、鈍頭平板模型は頭部の曲率半径 0.0075、0.005、0.0025m の 3 種類、幅は 2 次元性を考慮して 0.08m とした。図 6-2 に空力加熱測定用標準模型を測定室内に取り付けた写真を示す。模型の材料はベスパルで、熱物性値の均一性を考慮し棒材から製作した。

### 6.1.2 試験ケース

表 6-1 に 2004 年 1 月～2 月に行った試験ケース表 (18 ケース) を、表 6-2 に 2004 年 6 月に行った試験ケース表 (22 ケース) をそれぞれ示す。試験は空力加熱標準模型試験を基本ケースに模型の曲率半径の影響、赤外線カメラのレンズの影響、気流の影響、再現性について行った。

### 6.1.3 空力加熱標準模型試験

空力加熱標準 ( $r = 0.05\text{m}$  半球) 模型試験を  $P_o=2.5\text{MPa}$ ,  $T_o=970\text{K}$  で 5Run,  $P_o=4.0\text{MPa}$ ,  $T_o=970\text{K}$  で 3Run,  $P_o=1.0\text{MPa}$ ,  $T_o=920\text{K}$  で 3Run 実施した。

図 6-3 は  $P_o=2.5\text{MPa}$ ,  $T_o=970\text{K}$  の試験ケースで 2 台の赤外線カメラで測定した加熱率の出力例を示す。(a) は

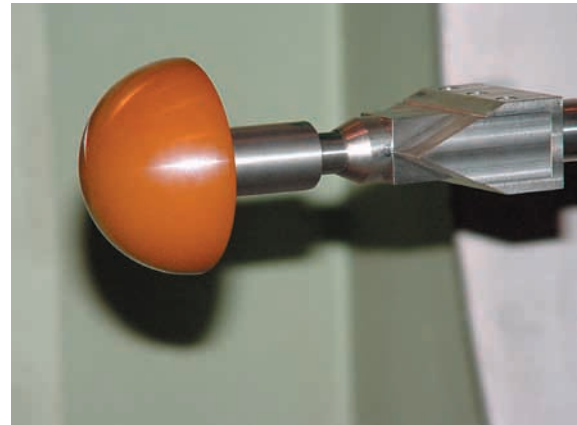


図 6-2 空力加熱標準模型 ( $r = 0.05\text{m}$  : 半球)

模型上流右方向から B カメラで、(b) は模型上流左方向から C カメラで、ともに視野角 5° レンズで撮影した画像から得られた結果である。2 つの図は、同じ試験の同時刻 (模型投入後 1 秒) の加熱率を示している。加熱率はよどみ点を中心に同心円状に分布しており、(a),(b) とも同様の様相を示している。しかし、わずかだが (b) 図の方 (C カメラの出力の方) の加熱率が大きくなっている。この傾向は、全ケースについて見られ、赤外線カメラの固有の性能または真空対応ボックスに取り付けたゲルマニウムレンズの透過率などの影響による誤差と思われる。

球のよどみ点加熱率を、ONERA などで用いられている Sagnier ら<sup>11)</sup>の式による推算値  $Q_{sag}$ 、および Fay-Riddell の式<sup>12)</sup>による推算値  $Q_{FR}$  と比較してみた。推算式はそれぞれ以下の通りである。

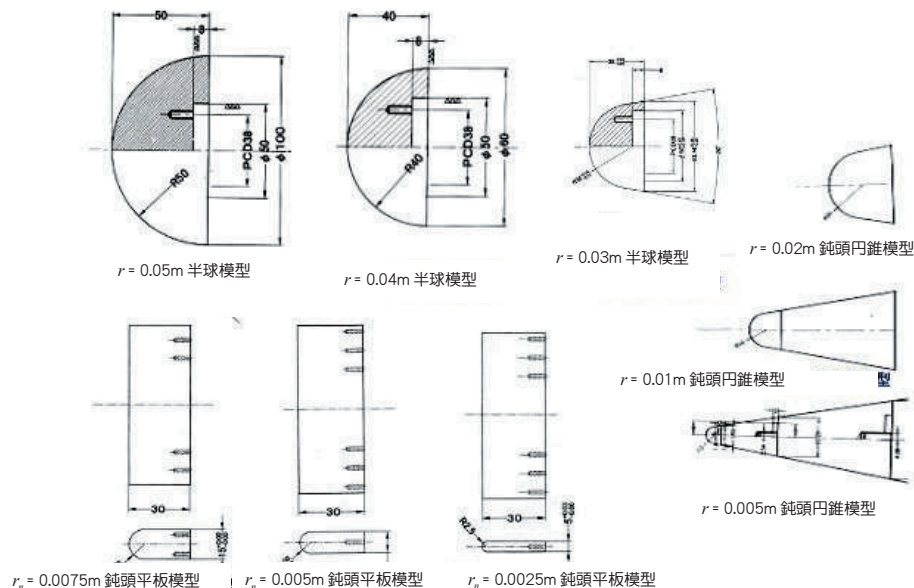


図 6-1 空力加熱測定用標準模型 ( $r = 0.05\text{m}$  の半球模型) と半球模型及び鈍頭平板模型外形図

$$Q_{sag} = 23.787 \left( \frac{h_s - h_w}{RT_{ref}} \right)^{1.0688} \sqrt{\frac{r}{P_s}} \quad (13)$$

$$Q_{FR} = 0.94(\rho_w \mu_w)^{0.1} (\rho_s \mu_s)^{0.4} (h_s - h_w) \sqrt{\left( \frac{du}{dx} \right)_s} \quad (14)$$

$$\left( \frac{du}{dx} \right)_s = \frac{1}{r} \sqrt{\frac{2(P_s - P_\infty)}{\rho_s}} \quad (15)$$

ここで、 $\rho$ 、 $P$ 、 $\mu$ 、 $h$  はそれぞれ密度、圧力、粘性係数、エンタルピーで、添字  $s$  は物体表面気体のよどみ点状態（したがって  $P_s$  はピトー圧力）の量を、添字  $w$  は壁面温度  $T_w$  から計算される量を示す。 $P_\infty$  は一様流静圧、

$T_{ref}$  はリファレンス温度で 273.15K を用いた。気体諸量の計算には文献<sup>13)</sup>で Thermally Perfect と呼ばれている気体モデルを、粘性計算にはサザーランドの公式を用いた。

空力加熱標準模型試験のよどみ点加熱率を整理してみると図 6-4 のようになる。横軸を Sagnier の推算値とし、縦軸に赤外線カメラの出力から測定したよどみ点加熱率の実測値をプロットした。図 6-4 に示すようにほぼ 45° の傾斜を示しており、両者はよく一致している。よどみ点加熱率の実測値 /  $Q_{sag}$  は 0.95 ~ 1.05 程度となり ± 5% 程度の精度で測定できていることがわかる。しかし、Fay-Riddell の推算値との比較では、約 10% 高くでている。

表 6-1 空力加熱標準模型試験 試験ケース表 (2004.2)

Case No	Run No	実施日	マツハ数 (較正值)	Po(目標値) (MPa)	Po(実測値) (MPa)	To(目標値) (K)	To(実測値) (K)	迎角	投入 時間	退避 時間	Model	曲率半径 (m)	IR.No.2 レンズ	IR.No.3 レンズ	備考
1-1	1719	1/28	9.58	2.5	2.4806	973.2	985.26	0°	22	25	A	0.05	10	5	基本データ取得
4-1	1720	1/29	"	"	2.4853	"	978.02	"	12	15	"	0.05	"	"	Toの安定性
4-2	1721	1/29	"	"	2.4833	"	995.40	"	17	20	"	0.05	"	"	Toの安定性
4-5	1722	1/30	9.45	1.0	0.9778	923.2	931.87	"	22	25	"	0.05	"	"	Poの影響
4-6	1723	1/30	9.64	4.0	3.9792	993.2	1023.95	"	"	"	"	0.05	"	"	
2-1	1724	1/30	9.58	2.5	2.4796	973.2	1015.22	"	"	"	B	0.04	"	"	曲率半径の影響
2-2	1725	2/4	"	"	2.4841	"	982.64	"	"	"	C	0.02	"	"	
2-3	1726	2/4	"	"	2.4828	"	1002.78	"	"	"	D	0.01	"	"	
2-4	1727	2/4	"	"	2.4821	"	1014.32	"	22	24	E	0.005	"	"	
3-1	1728	2/5	"	"	2.4831	"	1003.67	"	22	25	A	0.05	5	20	レンズの影響
4-7	1729	2/5	9.45	1.0	0.9758	923.2	940.19	"	"	"	A	0.05	"	"	Poの影響 再現
4-8	1730	2/6	9.64	4.0	3.9834	993.2	1020.50	"	"	"	"	0.05	"	"	Poの影響 再現
3-2	1731	2/6	9.58	2.5	2.4856	973.2	1021.76	"	"	"	B	0.04	"	"	レンズの影響
3-3	1732	2/6	"	"	2.4935	"	1003.10	"	"	"	C	0.02	"	"	
3-4	1733	2/10	"	"	2.4829	"	965.18	"	22	24	D	0.01	"	"	
3-5	1734	2/10	"	"	2.4826	"	976.70	"	"	"	E	0.005	"	"	
5-1	1735	2/12	9.45	1.0	0.9819	923.2	923.86	"	22	25	A	0.05	"	"	再現性
5-2	1736	2/12	9.58	2.5	2.4799	973.2	986.26	"	"	"	"	0.05	"	"	

表 6-2 空力加熱標準模型試験 試験ケース表 (2004.6)

Case No.	Run N	実施日	マツハ数 (較正值)	Po(目標値) (MPa)	Po(実測値) (MPa)	To(目標値) (K)	To(実測値) (K)	迎角	投入時間	退避時間	Model	曲率半径 (m)	IR.No.2 レンズ	IR.No.3 レンズ	備考
1-1	1765	6/11	9.58	2.5	2.4724	973.15	991.07	0°	22	25	A	0.05	5	5	基本データ 再現
2-1	1766	6/11	"	2.5	2.4723	"	992.44	"	"	"	B	0.04	"	"	曲率半径の影響 再現
2-2	1767	6/11	"	2.5	2.4720	"	1001.62	"	"	"	B-C	0.03	"	"	新規
2-3	1773	6/16	"	2.5	2.4691	"	978.98	"	"	"	C	0.02	"	"	曲率半径の影響 再現
2-4	1774	6/16	"	2.5	2.4702	"	987.59	"	23	"	D	0.01	"	"	
2-5	1775	6/16	"	2.5	2.4710	"	1003.13	"	23	"	E	0.005	"	"	
2-6	1770	6/14	"	2.5	2.4743	"	1001.01	"	22	"	FL-7.5	0.0075	"	"	平板模型
2-7	1771	6/15	"	2.5	2.4834	"	1001.37	"	23	"	FL-5	0.005	"	"	
2-8	1772	6/15	"	2.5	2.4824	"	987.37	"	23	"	FL-2.5	0.0025	"	"	
4-1	1764	6/11	9.45	1.0	0.9701	923.15	919.15	"	22	"	A	0.05	"	"	Poの影響
4-2	1763	6/10	9.64	4.0	3.9725	973.15	1030.43	"	"	"	"	"	"	"	
4-3	1768	6/14	9.45	1.0	0.9715	923.15	916.94	"	"	"	FL-7.5	0.0075	"	"	
4-4	1769	6/14	9.64	4.0	3.9713	973.15	1010.31	"	"	"	"	"	"	"	
3-1	1776	6/17	9.58	2.5	2.4705	"	983.62	"	"	"	B-C	0.03	10	20	レンズの影響
3-2	1777	6/17	"	2.5	2.4698	"	975.87	"	23	"	FL-7.5	0.0075	"	"	
3-3	1778	6/17	"	2.5	2.4714	"	998.66	"	23	"	FL-5	0.005	"	"	
3-4	1779	6/17	"	2.5	2.4709	"	991.67	"	23	"	FL-2.5	0.0025	"	"	
5-1	1784	6/21	"	2.5	2.4738	"	970.83	"	22	"	A	0.05	5	5	再現性
5-2	1783	6/21	"	2.5	2.4731	"	970.27	"	"	"	B-C	0.03	"	"	
5-3	1782	6/18	"	2.5	2.4713	"	1023.31	"	23	"	FL-7.5	0.0075	"	"	
5-4	1781	6/18	"	2.5	2.4699	"	997.75	"	23	"	FL-5	0.005	"	"	
5-5	1780	6/18	"	2.5	2.4704	"	1005.79	"	23	"	FL-2.5	0.0025	5	5	



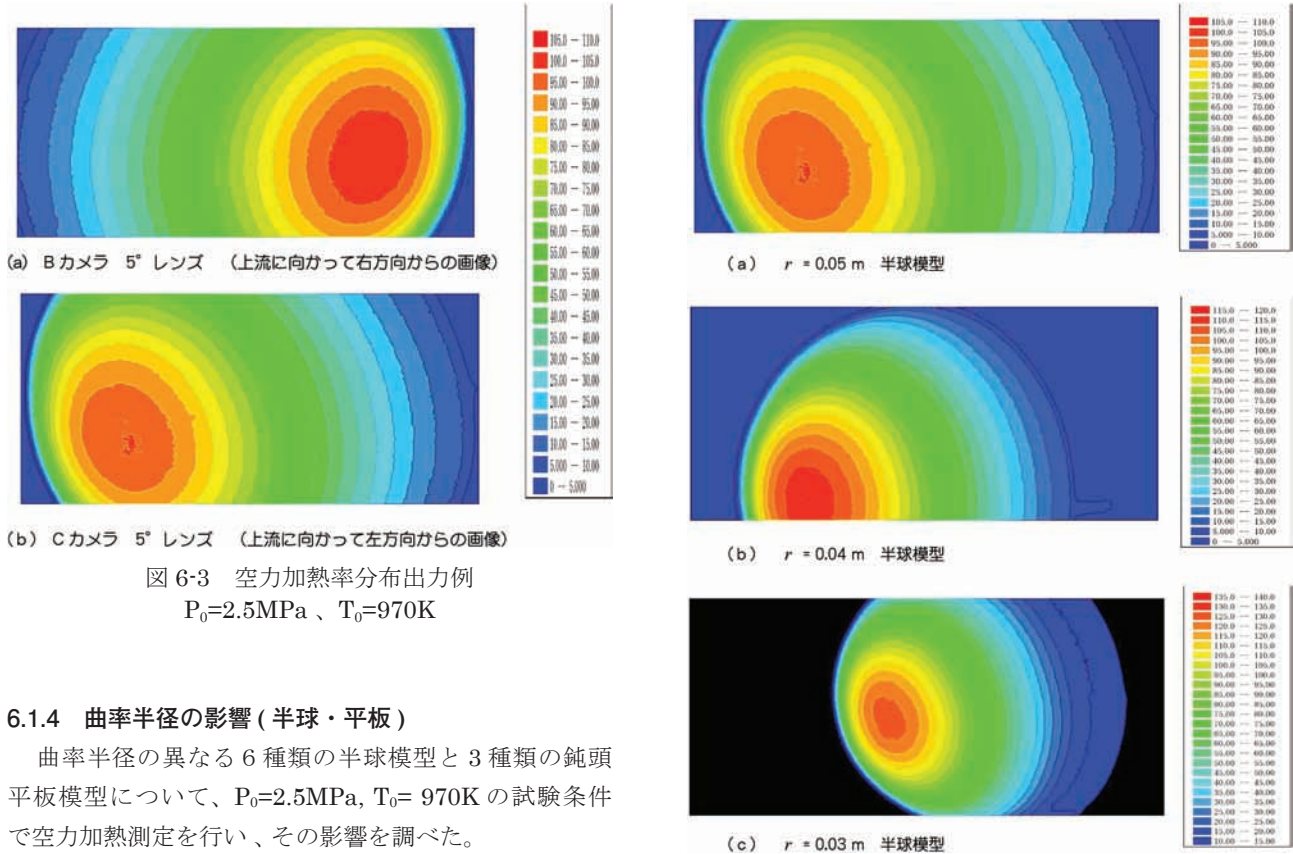


図 6-3 空力加熱率分布出力例  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=970\text{K}$

6.1.4 曲率半径の影響 (半球・平板)

曲率半径の異なる 6 種類の半球模型と 3 種類の鈍頭平板模型について、 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=970\text{K}$  の試験条件で空力加熱測定を行い、その影響を調べた。

図 6-5(a) ~ (f) に  $r = 0.05 \sim 0.005\text{m}$  の測定結果の例を示す。すべてのケースについて同心円状の加熱率分布がきれいに観測されており、球の加熱率分布として正しくデータが取得されていることが分る。それぞれの図の右側に各図の最大加熱率を考慮したカラーバーを示す。 $r = 0.05\text{m}$  の時にカラーバーの最大値が  $110\text{kW/m}^2$  であるのが  $r = 0.03\text{m}$  の場合、 $140\text{kW/m}^2$ 、 $r = 0.02\text{m}$  の場

図 6-5 (1) 半球模型の空力加熱率分布  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=970\text{K}$

合  $165\text{kW/m}^2$ 、 $r = 0.005\text{m}$  の場合  $390\text{kW/m}^2$  というように曲率半径が小さくなると、よどみ点加熱率が大きくなる傾向を示している。図 6-6(a) ~ (c) に鈍頭平板模型  $r_n = 0.0075 \sim 0.0025\text{m}$  の加熱率分布を示す。模型の

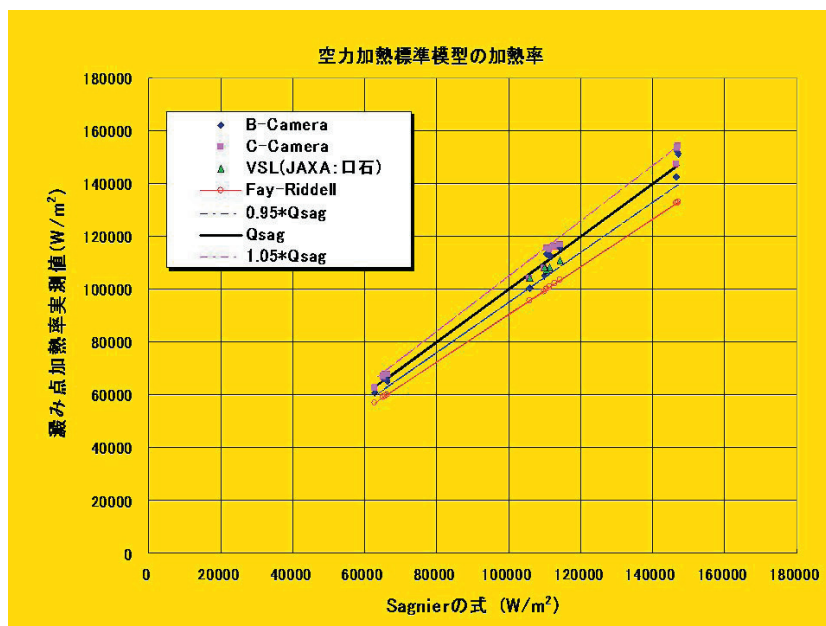


図 6-4 空力加熱標準模型 ( $r = 0.05\text{m}$ ) のよどみ点加熱率

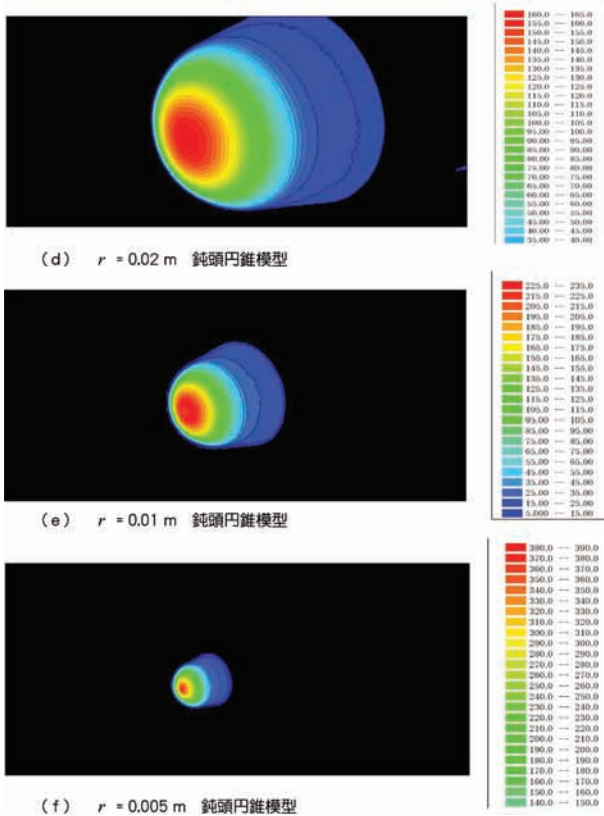


図 6-5 (2) 半球模型の空力加熱率分布  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=970\text{K}$

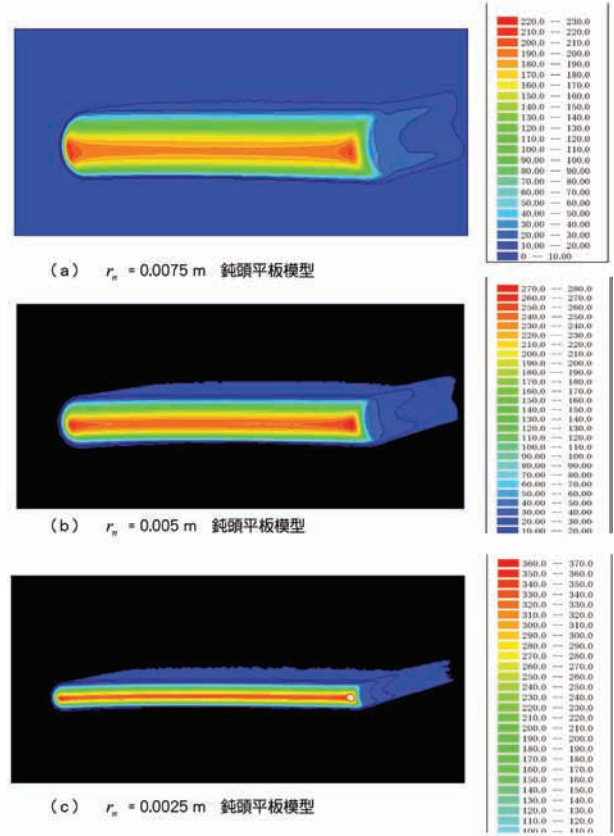


図 6-6 鈍頭平板模型の空力加熱率分布  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=970\text{K}$

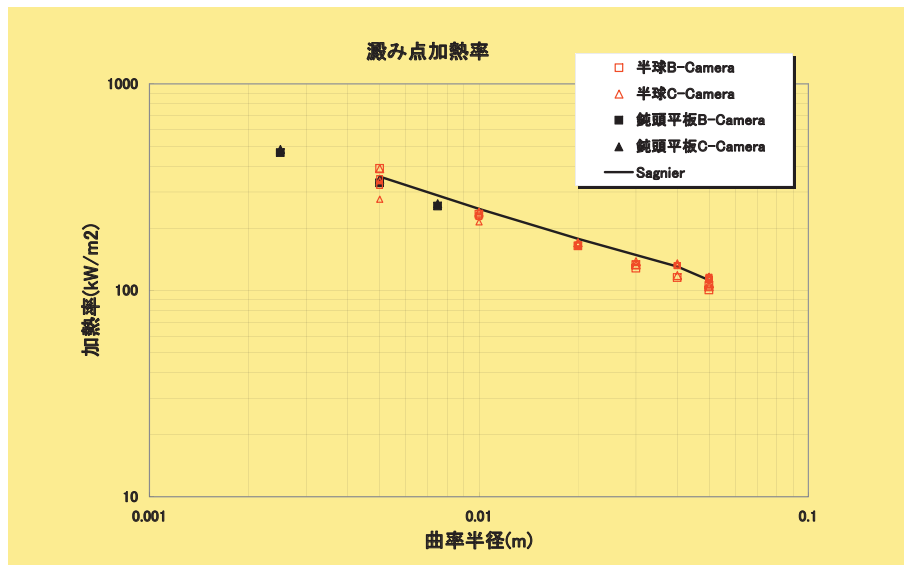


図 6-7 よどみ点加熱率の曲率半径の影響

肩部は三次元流れの影響を受け高い加熱を受けているが、中央部付近は2次元性が確保されているのがわかる。中央部の最大加熱率をよどみ点加熱率として曲率半径の影響を調べた。半球のよどみ点加熱率： $Q_{(sphere)}$ と円柱の加熱率： $Q_{(cylinder)}$ の関係はマッハ数5以上の場合、以下のように表現される。<sup>14)</sup>

$$Q_{(sphere)} = 0.763 / 0.57 \times Q_{(cylinder)} \quad (16)$$

この関係式から円柱のよどみ点の加熱率を半球の加熱率に変換して曲率半径の影響をプロットしたものを図 6-7 に示す。曲率半径が小さくなると測定値にバラツキが生じ、誤差が大きくなる。曲率半径が半球模型で  $r=0.01\text{m}$  程度、鈍頭平板模型で  $r_n=0.005\text{m}$  程度までは

Sagnier の予測値と比較して± 10%程度の誤差で測定できた。

### 6.2 平板ランプ模型試験

同軸熱電対による空力加熱測定法と赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定法の比較を行うことおよび舵面の空力加熱分布を予測するための基礎データを得ることを目的に平板ランプ模型試験を実施した。平板のランプ部は、迎角や先端形状の違いによりヒンジライン付近の剥離流の大きさが変化し、局所的に強い加熱を受ける場合がある。先端形状を変更して、加熱率分布の定量的な測定を行った。同軸熱電対法では精度の良いデータを得ることを目的にセンサと同一材料（クロメル）で模型を製作し、模型材料とセンサ素材の相違による熱的、電気的な影響を排除した。

#### 6.2.1 試験模型

図 6-8 に平板ランプ模型の外形図を示す。同図に示すように平板に 15° のランプを付けた形状で、曲率半径の異なる 4 種類の先端部 ( $r_n = 0.0003, 0.003, 0.006,$

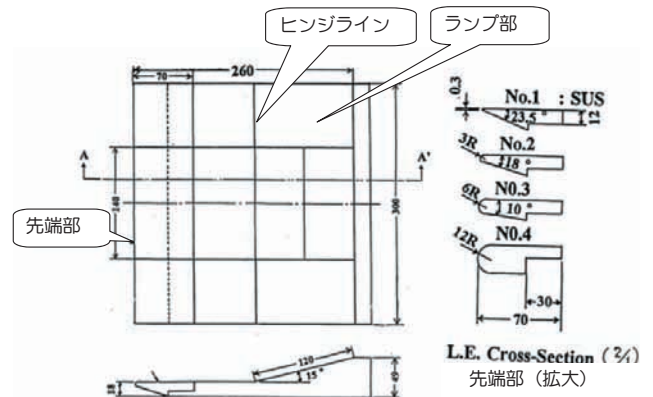


図 6-8 平板ランプ模型外形図

0.012m : ステンレス製) を交換して使用した。模型の中央部の E 型同軸熱電対は中心線上にほぼ 0.01m 間隔に 21ヶ所設置し、中心線上の分布が取得できるようにした。

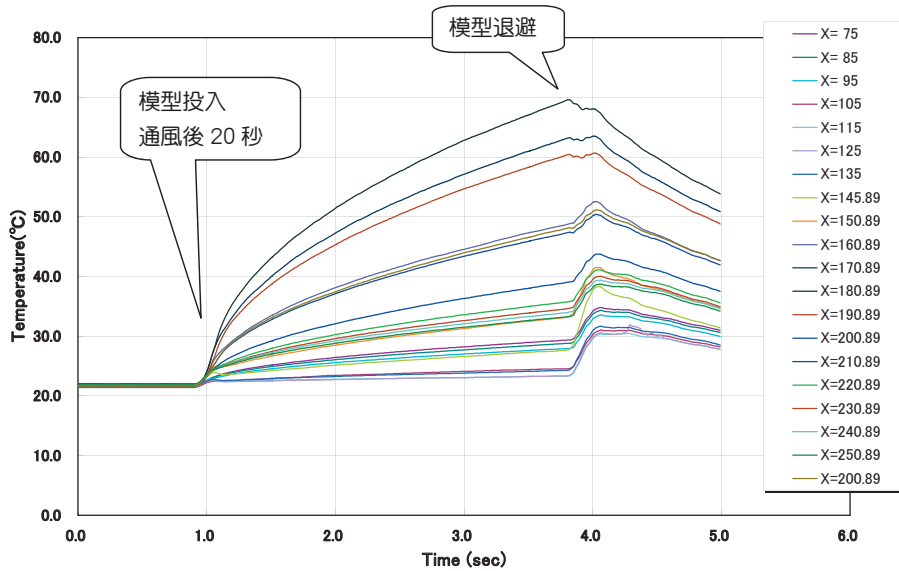
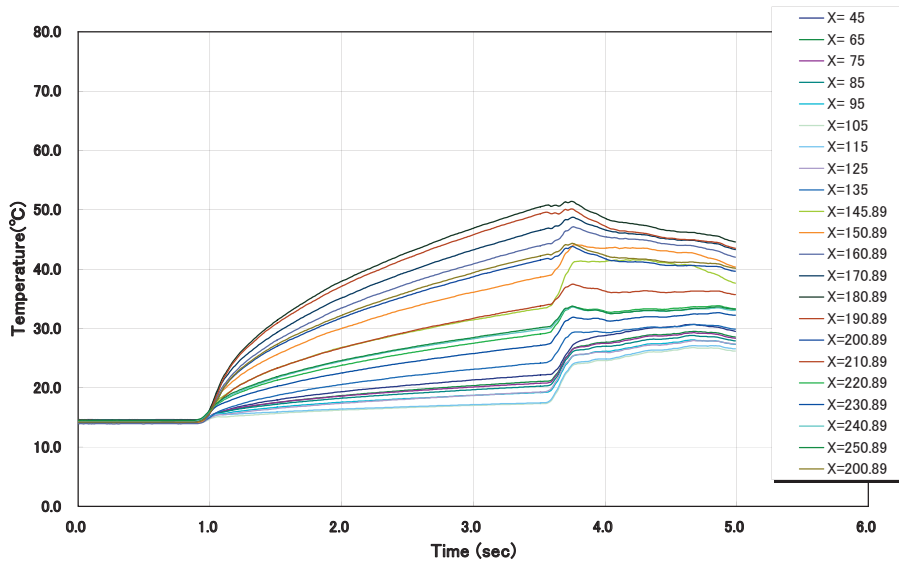
試験には MEDTHERM 社製 : TCS-E 型のクロメル / コンスタンタン同軸熱電対を用いた。このセンサは外径が 0.061 インチ (約 1.55mm) と非常に小さく、局所的に大きな温度変化がある場合の測定に適している。

表 6-3 平板ランプ試験 同軸試験ケース (2000.2)

Case No.	Run No.	実施日	マツハ数 (較正值)	Po(目標値) (MPa)	Po(実測値) (MPa)	To(目標値) (K)	To(実測値) (K)	迎角	投入時間	退避時間	Model	曲率半径 (m)	備考
1_Co	1051	2/21	9.55	2.5	2.464	1023.15	1065.59	35°	20	25	a	0.0003	35° 基本データ
2_Co	1040	2/16	"	"	2.464	"	1076.38	35°	"	"	b	0.003	35° 頭部の効果
2_Co	1041	2/17	"	"	2.467	"	1052.46	35°	"	"	b	0.003	35° 頭部の効果
3_Co	1049	2/21	"	"	2.464	"	1076.38	35°	"	"	c	0.006	35° 頭部の効果
4_Co	1052	2/21	"	"	2.464	"	1077.08	35°	"	"	d	0.012	35° 頭部の効果
5_Co	1045	2/18	"	"	2.466	"	1086.86	0°	"	"	a	0.0003	0° 基本データ
6_Co	1044	2/17	"	"	2.464	"	1086.62	0°	"	"	b	0.003	0° 頭部の効果
7_Co	1048	2/18	"	"	2.464	"	1091.70	0°	"	"	c	0.006	0° 頭部の効果
8_Co	1047	2/18	"	"	2.464	"	1081.18	0°	"	"	d	0.012	
9_Co	1046	2/18	9.68	6.0	5.913	"	1114.41	0°	"	"	d	0.012	Po効果
10_Co	1042	2/17	9.55	2.5	2.464	"	1071.20	30°	"	"	b	0.003	迎角の効果
12_Co	1043	2/17	"	"	2.465	"	1075.27	15°	"	"	b	0.003	
13_Co	1055	2/22	"	"	2.461	"	1078.72	20°	"	"	b	0.003	
15_Co	1056	2/22	"	"	2.463	"	1091.06	20°	"	"	a	0.0003	迎角の効果
16_Co	1050	2/21	9.68	6.0	5.916	"	1066.86	35°	"	"	a	0.0003	Po効果
17_Co	1054	2/22	9.55	2.5	2.462	"	1058.79	15°	"	"	a	0.0003	迎角の効果
18_Co	1053	2/22	9.68	6.0	5.915	"	1079.75	15°	"	"	a	0.0003	Po効果

表 6-4 平板ランプ試験 IR 試験ケース (2000.2)

Case No	Run No	実施日	マツハ数 (較正值)	Po(目標値) (MPa)	Po(実測値) (MPa)	To(目標値) (K)	To(実測値) (K)	迎角	投入時間	退避時間	Model	曲率半径 (m)	IRカメラレンズ	備考
1_IR	1059	2/25	9.55	2.5	2.465	1023.15	1060.94	35°	20	23	a	0.0003	20	35° 基本データ
2_IR	1057	2/24	"	"	2.463	"	1050.10	35°	"	"	b	0.003	"	35° 頭部の効果
4_IR	1060	2/25	"	"	2.465	"	1076.45	35°	"	"	d	0.012	"	35° 頭部の効果
5_IR	1062	2/28	"	"	2.464	"	1054.94	0°	"	"	a	0.0003	"	0° 基本データ
6_IR	1063	2/28	"	"	2.462	"	1070.00	0°	"	"	b	0.003	"	0° 頭部の効果
8_IR	1061	2/28	"	"	2.466	"	1042.37	0°	"	"	d	0.012	"	0° 頭部の効果
12_IR	1066	2/29	"	"	2.463	"	1079.96	15°	"	"	b	0.003	"	迎角の効果
13_IR	1064	2/29	"	"	2.465	"	1060.66	20°	"	"	b	0.003	"	
15_IR	1065	2/29	"	"	2.464	"	1062.37	20°	"	"	a	0.0003	"	
16_IR	1058	2/25	9.68	6.0	5.918	"	1080.61	35°	"	"	a	0.0003	"	Po効果

(a)  $r_n = 0.0003$  m 表面温度履歴(b)  $r_n = 0.003$  m 表面温度履歴図 6-9 (1) 平板ランプ模型の表面温度履歴  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=1020\text{K}$ 、迎角  $35^\circ$ 

赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定の場合には、先端部と中央部をベスパル製に交換し測定を行った。但し、先端部が  $r_n=0.0003\text{m}$  の場合には、ベスパルでは強度的な問題があるため、ステンレス製の先端部を使用した。

## 6.2.2 試験ケース

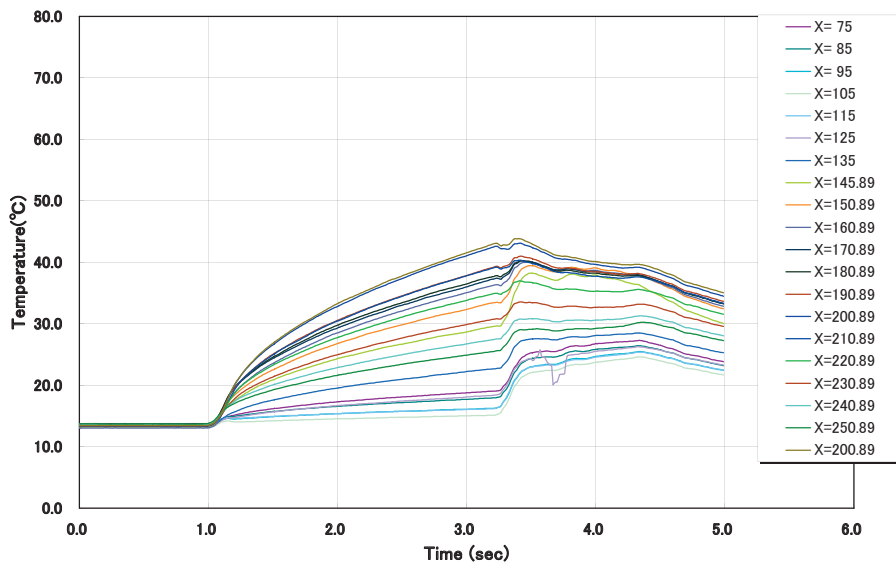
2000年2月に行った同軸熱電対による平板ランプ模型試験ケース表(17ケース)を表6-3に、赤外線カメラによる空力加熱測定試験の試験ケース表(10ケース)を表6-4にそれぞれ示す。

同軸熱電対による試験は迎角  $35^\circ$  および  $0^\circ$  を中心に先端形状の影響、レイノルズ数効果、迎角変化効果を調べた。赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定試験は同軸熱電対による試験ケースに合わせ、迎角  $35^\circ$  と  $0^\circ$  の先端形状の影響について測定し比較した。

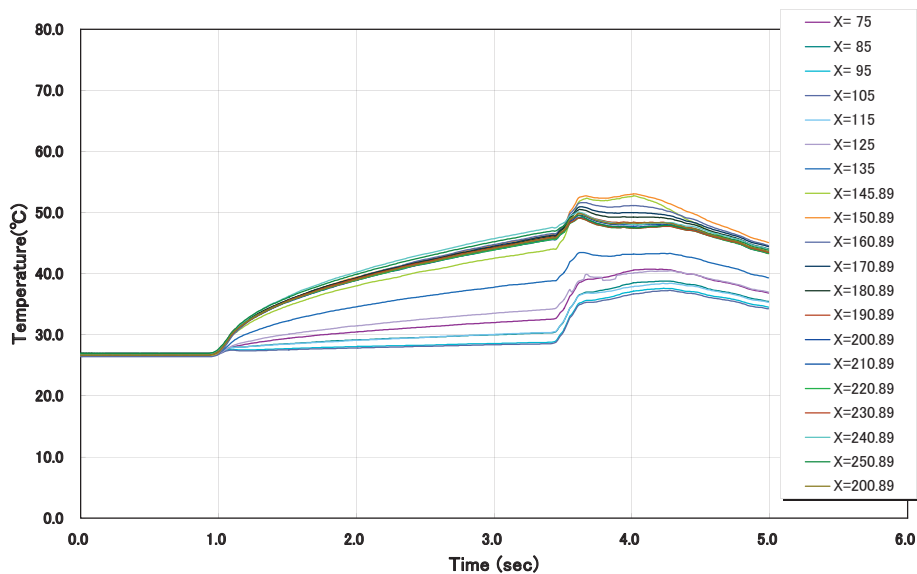
## 6.2.3 試験結果

### 6.2.3.1 同軸熱電対による試験結果

$P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=1020\text{K}$ 、迎角  $35^\circ$  の試験条件で、先端部の曲率半径を  $0.0003 \sim 0.012\text{m}$  に変更した試験の表面温度履歴を図6-9(a)～(d)にそれぞれ示す。



(c)  $r_n = 0.006\text{m}$  表面温度履歴



(d)  $r_n = 0.012\text{m}$  表面温度履歴

図 6-9 (2) 平板ランプ模型の表面温度履歴  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=1020\text{K}$ 、迎角  $35^\circ$

同軸熱電対による試験は次のように行った。気流のよ  
 ども点温度が充分安定するまで、模型を気流外に保持し、  
 気流状態が安定したところで（通風後 20 秒）急速に気  
 流に投入した。気流に投入された直後から表面温度が上  
 昇しはじめ、約 1 秒で数 K ~ 20K 程度上昇した。

図 6-10(a) ~ (d) に同軸熱電対の表面温度履歴から  
 Cook・Feldermann の方法<sup>15)</sup>により加熱率を導出した

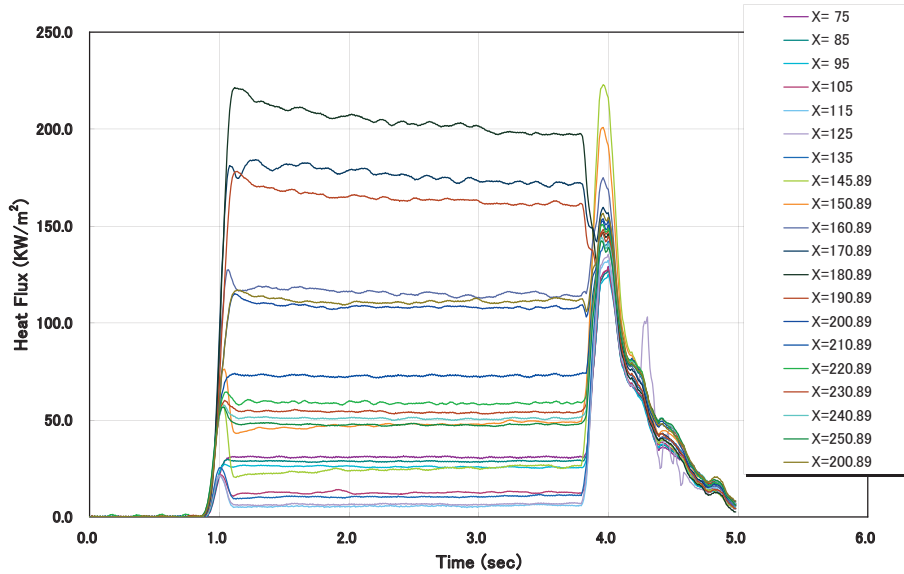
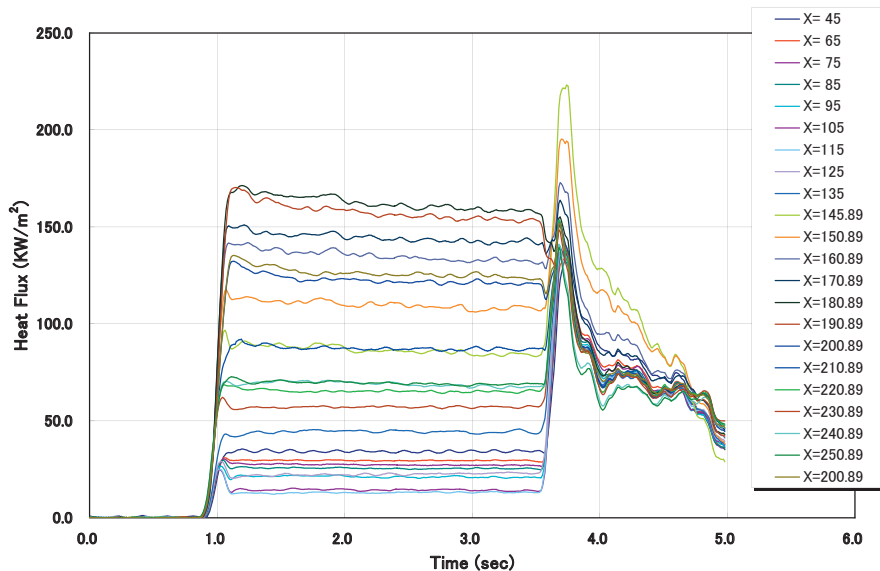
例をそれぞれ示す。

参考として表 6-5 に同軸熱電対試験に使用したクロメルの  
 熱物性値を示す。クロメルの熱物性値は僅かに温度依存  
 性があるものの測定に使用する範囲での影響は 2% 以  
 内であるので考慮しなかった。（今回の加熱率の算出には  
 25°C の熱物性値を用いた。）

測定結果は、センサ設置部位により若干の振動はある

表 6-5 クロメルの熱物性値

温度 (°C)	25	50	100	150	200
熱拡散率 ( $10^{-6}\text{m}^2/\text{s}$ )	5.06	5.25	5.38	5.43	5.71
比熱 (J/kgK)	440	449	464	475	485
密度 ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	8675	8675	8675	8675	8675

(a)  $r_n = 0.0003$  m 加熱率履歴(b)  $r_n = 0.003$  m 加熱率履歴図 6-10 (1) 平板ランプ模型の加熱率履歴  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=1020\text{K}$ 、迎角  $35^\circ$ 

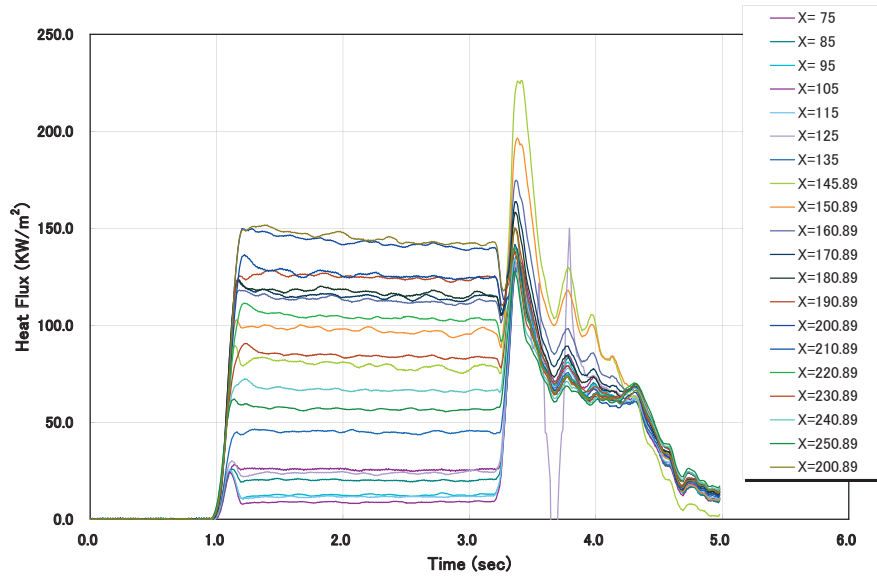
ものの（振幅±3%以内）、模型投入直後にステップ的に加熱され、加熱開始後1秒程度はほぼ安定していることがわかる。その後、熱拡散等により1次元熱伝導の仮定が崩れていくため勾配を持つ。この加熱開始後1秒付近のデータを平均化処理し、そのセンサ位置における加熱率を求めた。同様に(9)式の関係から熱伝達係数を求めて比較した。図6-11に迎角 $35^\circ$ の模型中心線上の熱伝達係数を先端からの距離をX軸としてプロットした結果を示す。同図に示すように、模型先端の曲率半径が小さくなるほどランプ部の干渉加熱が強くなっている。

### 6.2.3.2 赤外線サーモグラフィによる試験結果

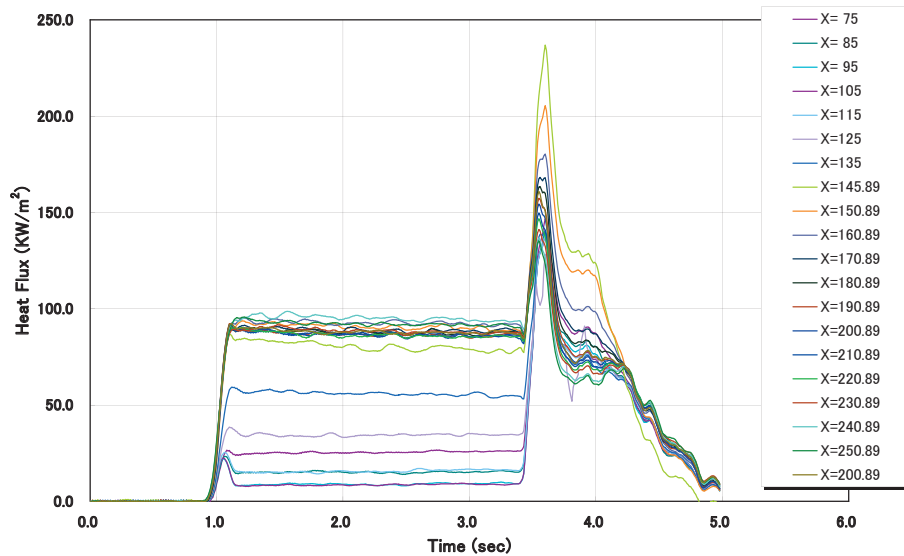
同軸熱電対の測定結果と比較するため模型中央部をベスペル製の部品に交換し、表6-4の試験を行った。（試験日程の都合により、 $r_n=0.006\text{m}$ のケースを割愛した）

毎秒15フレームの速度で連続撮影し、ノズル外縁の通過時間から加熱開始時刻（ノズル境界層の中間位置を通過した時刻）を推算し、Jones & Hunt法により空力加熱率を求めた。

図6-12(a)～(c)に $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=1020\text{K}$ 、迎角 $35^\circ$ で先端の曲率半径が $r_n=0.0003\text{m}$ 、 $r_n=0.003\text{m}$ 、 $r_n=0.012\text{m}$ の模型投入後、約1秒の表面温度分布を示す。



(c)  $r_n = 0.006\text{m}$  加熱率履歴



(d)  $r_n = 0.012\text{m}$  加熱率履歴

図 6-10 (2) 平板ランプ模型の加熱率履歴  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=1020\text{K}$ 、迎角  $35^\circ$

同軸熱電対の測定結果と同様に、図 6-12(a) でランプ部の最大加熱の箇所では  $240^\circ\text{C}$  付近まで上昇しているが、(b) では  $200^\circ\text{C}$ 、(c) では  $130^\circ\text{C}$  程度に下がっていて、模型先端の曲率半径が小さくなるほどランプ部における加熱が強くなっている傾向を示している。

図 6-13(a) ~ (c) に図 6-12(a) ~ (c) の表面温度分布から熱伝達係数を導出した結果を示す。

### 6.2.3.3 試験結果の比較

図 6-14 に同軸熱電対法による測定結果と赤外線サーモグラフィ法で測定した結果との比較を示す。同図では  $r_n=0.0003\text{m}$  の場合 (青●同軸、青○赤外)、先端か

ら  $0.07\text{m}$  付近までは先端保護のためステンレス製の模型を使用したため赤外線サーモグラフィの測定はできないが、ヒンジラインを中心に  $\pm 0.02\text{m}$  程度の剥離領域を形成し、再付着すると急激なピーク加熱 ( $0.175\text{m}$  付近) を引き起こす。その後、模型終端に向けて加熱率が低下する傾向を示している。 $r_n=0.003\text{m}$  の場合 (赤●同軸、赤○赤外)、ヒンジラインの手前で剥離領域を形成し、再付着すると急激な加熱上昇傾向を示す。ピーク加熱位置は  $0.0003\text{m}$  に比べ後方に移動し、加熱率はやや低くなる。 $r_n=0.012\text{m}$  の場合 (黒●同軸、黒○赤外)、先端から  $0.007\text{m}$  付近までは  $r_n=0.003\text{m}$  とほぼ同様のプロファイルを示すが、ヒンジラインのかなり手前で小

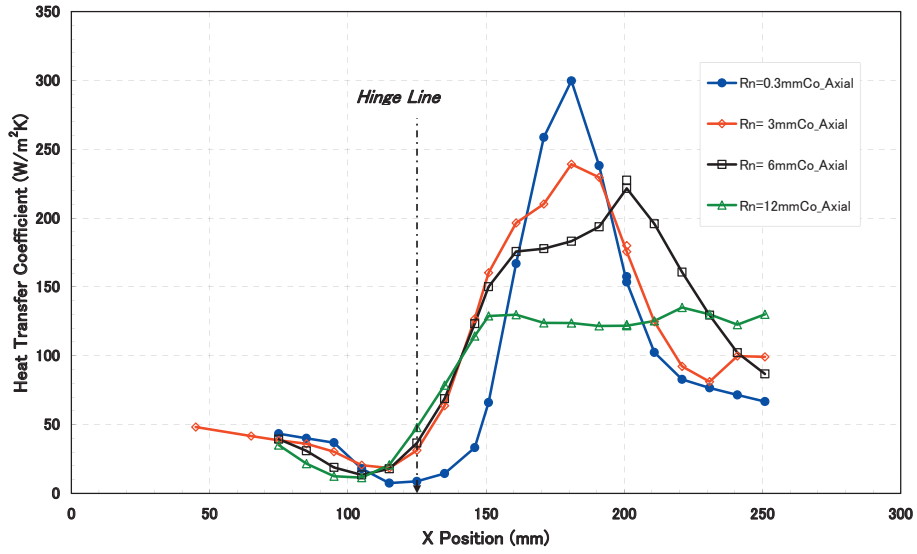
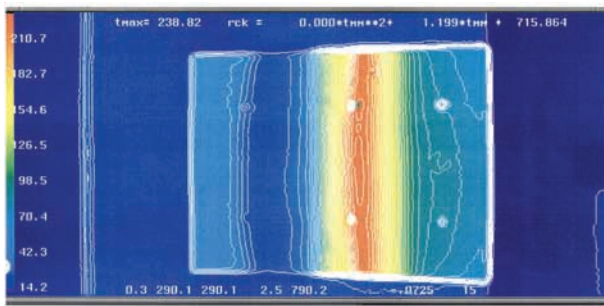
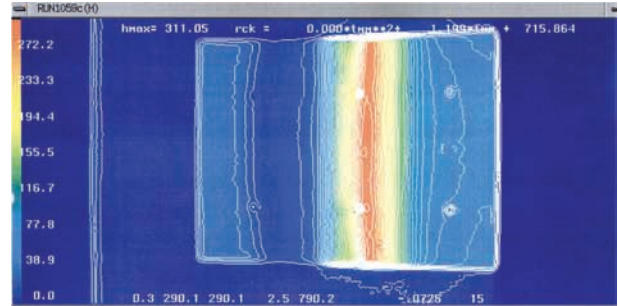


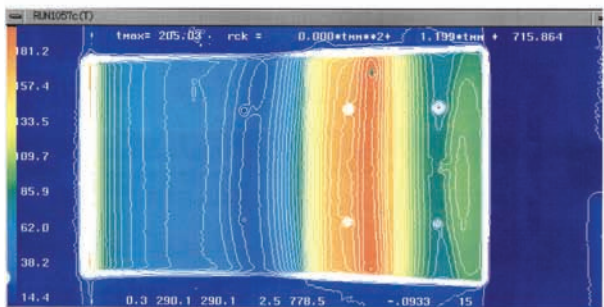
図 6-11 模型中心線上の熱伝達係数分布 (先端の曲率半径の効果)  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=1020\text{K}$  迎角  $35^\circ$



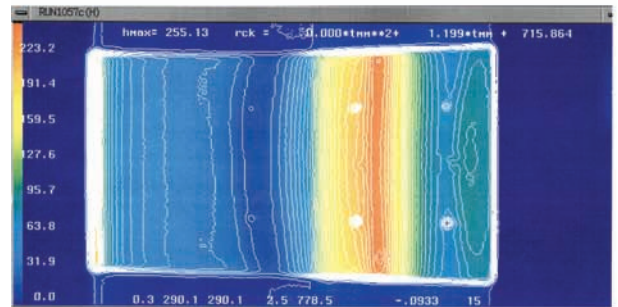
(a)  $r_n = 0.0003\text{ m}$  (先端はステンレス製)



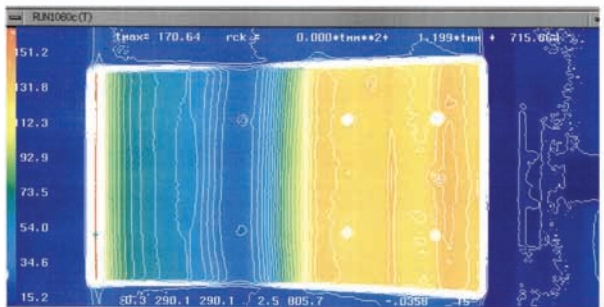
(a)  $r_n = 0.0003\text{ m}$  (先端はステンレス製)



(b)  $r_n = 0.003\text{ m}$

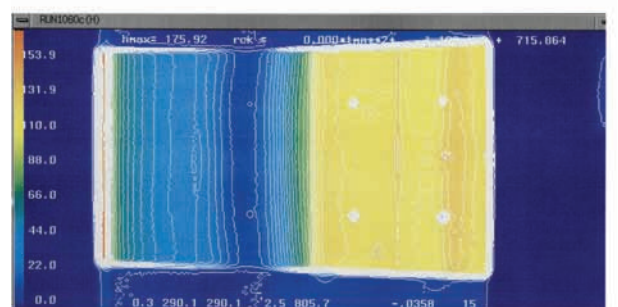


(b)  $r_n = 0.003\text{ m}$



(c)  $r_n = 0.012\text{ m}$

図 6-12 平板ランプ模型の表面温度分布  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=1020\text{K}$ 、迎角  $35^\circ$



(c)  $r_n = 0.012\text{ m}$

図 6-13 平板ランプ模型の熱伝達係数分布  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=1020\text{K}$ 、迎角  $35^\circ$



さな剥離領域を形成する、再付着後、加熱率の上昇はあるが、すぐに安定してしまう傾向を示している。

このように先端部の形状変更により、模型中心線上の加熱率のプロファイルは大きく異なる。剥離による加熱の低い領域や再付着および衝撃波干渉などによる局所的に強い加熱を受ける領域など、どこの領域でも同軸熱電対の測定結果と赤外線サーモグラフィ法による測定結果は一致している。(±5%以内の測定誤差)

6.3 赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定の応用例

極超音速風洞で赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定法を応用した測定例を紹介する。

図 6-15 は、文献<sup>2)</sup>に掲載した HOPE-X の尾翼の空

力加熱率分布を測定した例である。迎角 45°、横滑り角 0°、エレボン舵角 -20°、ボディフラップ舵角 -10° の尾翼の空力加熱率分布で、主翼の衝撃波が垂直尾翼に当たり尾翼前縁に強い加熱があることが分る。また、エレボンと胴体の隙間を通った流れが尾翼側面にあたっているのが分る。このように模型全体の空力加熱率を測定するだけでなく、赤外線カメラに拡大レンズを取り付けることにより、主翼前縁、垂直尾翼、ノーズ部など機体の各部位の詳細な空力加熱測定が可能である。

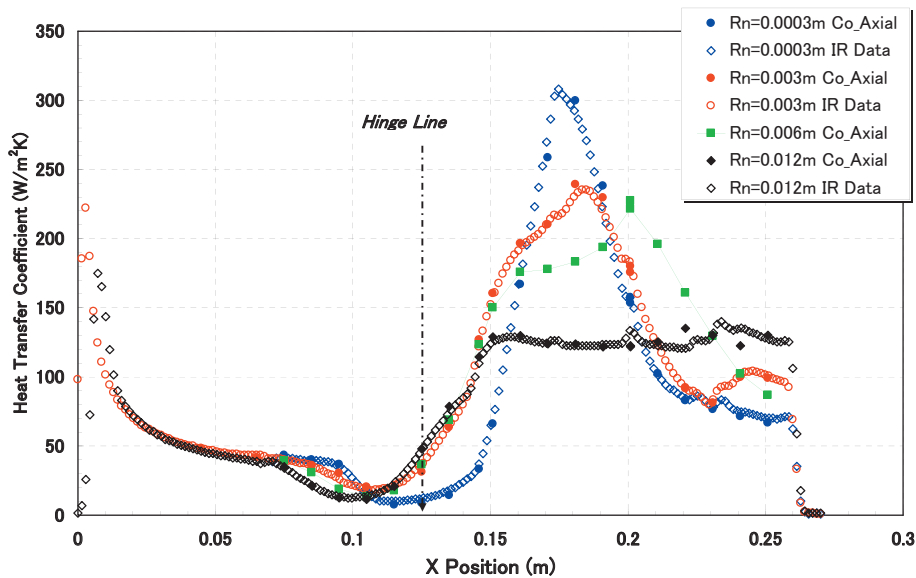


図 6-14 同軸熱電対法と赤外線サーモグラフィ法の測定結果の比較  
 模型中心線上の熱伝達係数分布 (先端の曲率半径の効果)  
 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=1020\text{K}$  迎角 35°

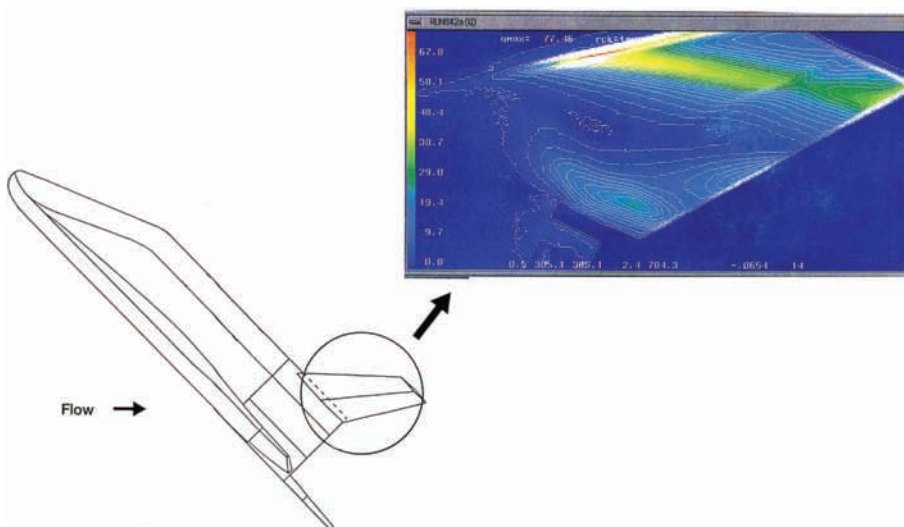


図 6-15 赤外線サーモグラフィ法の応用例 HOPE 模型の尾翼側面  
 (可視化情報学会誌, Vol.19 No.75 より)

## 7. 結論

極超音速風洞で行っている赤外線サーモグラフィを用いた空力加熱測定法の概略と測定精度の検討及び標準模型試験と平板ランプ模型試験結果等について報告した。

赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定法は、模型全表面にわたる空力加熱を「面分布」として捉えることができる可視化法であり、空力加熱特性に関する情報は、質、量ともにこれまでの熱電対センサを用いた離散的方法に比べて大きく勝っている。これまで、定量的精度が疑問視されていた赤外線サーモグラフィによる空力加熱の測定法の問題点を整理し、項目毎に計測精度を見積ってきた。その結果、曲率半径の小さな部位や角は除き、総合的な測定精度として±10%程度の誤差で計測可能であることが分かった。

複数台の赤外線カメラを同時に利用し、3次元マッピング技術を応用することによって模型各部の正確な部位の加熱量を測定できる技術を確立した。これによって模型全体の空力加熱率分布や局所的な強い加熱も捕捉できる様になった。

CFDと同じグリッドにマッピングすることで、CFD結果との比較が容易になり両者が検証しあいながら、より精度の高い熱空力特性の予測を行い、設計に役立つデータを提供できる前提が確立できたなどの成果があった。

しかし、曲率半径の小さい部位の測定誤差の問題や模型の熱物性値の測定誤差、SRF特性のような赤外線カメラの性能が今後解決すべき課題と考えている。

## 参考文献

- [1] 小山, 津田, 藤井, 平林, 関根: 半球を用いた極超音速空力加熱測定法の評価試験, 第30回流体力学講演会, 1998
- [2] 小山, 津田: 赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定, 可視化情報学会誌, Vol.19 No.75 (1999)
- [3] Koyama, Tsuda, Sekine, Yamamoto and Inoue: Development of Three Dimensional Mapping Technology in Heat Transfer Distribution Measurement on Models by Infrared Thermography, PSFVIP-2, 1999
- [4] 小山, 津田: 赤外線カメラによる空力加熱定量測定法, 可視化情報学会全国講演会 (2002)
- [5] NAL/KHI 共同研究: 空力加熱測定法の研究成果報告書, 1996
- [6] Jones R. A., and Hunt J. L.: Use of Fusible Temperature Indicator for Obtaining Quantitative Aerodynamic Heat Transfer Data, NASA TR R-230, 1966
- [7] 空気力学部; 大型極超音速風洞の計画と構造 - 極超

音速風洞システムの概要 - NAL TR-1261 (1995)

- [8] 小山, 永井, 津田, 平林, 関根, 穂積, 渡利; 1.27 m極超音速風洞マッハ数校正試験 JAXA-RR-05-041 (2006)
- [9] AIAA/AGARD; Assessment of Wind Tunnel Data Uncertainty, AIAA-S-071A-1999.
- [10] Lees L., Laminar Heat Transfer over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds, Jet Propulsion, Vol.26 No.4, p.259, 1956
- [11] P.Sagnier et.al.; Flow Characterization in the ONERA F4 High-Enthalpy Wind Tunnel, AIAA Journal, Vol 36, 1998
- [12] Fay J. A., and Riddell F. R., Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, Journal of the Aeronautical Science, Vol.25, pp.73, 1958
- [13] NACA Report 1135
- [14] L.B.Garrett et.al.; A General Transient Heat-Transfer Computer Program For Thermally Thick Wall, NASA TM-X 2058, 1970
- [15] Cook, W. J., and Felderman, E. J., "Reduction of Data from Thin-Film Heat-Transfer Gages: A Concise Numerical Technique," AIAA J., Vol. 4, No. 3, March 1966, pp. 561-562.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-026

---

発行 平成 19年 3月 30日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 弘久写真工業(株)

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

---

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

