

赤外線カメラによる空力加熱測定法

○ 小山 忠勇、平林 則明、津田 尚一、関根 英夫、
永井 伸治、穂積 弘一（航空宇宙技術研究所）

Aerodynamic Heating Measurement by Infrared Camera System

Tadao KOYAMA, Noriaki HIRABAYASHI, Shoichi TSUDA, Hideo SEKINE,
Shinji NAGAI, Koichi HOZUMI (National Aerospace Laboratory)

概 要

航空宇宙技術研究所の大型極超音速風洞では、空力加熱測定を赤外線カメラを用いて行っている。この赤外線カメラによる空力加熱測定法は、従来の離散的なセンサによる測定法に比べ、機体全体にわたる空力加熱を2次元的な面情報として捉えられるため、局所的なピーク加熱も捕捉できる点で優れている。また、これまで定量測定精度の問題が指摘されていたが、誤差量の見積もり、補正方法の確立、3次元マッピングソフトウェアの開発、従来型のセンサとの比較試験等を行い、総合的な測定精度として10%以内の測定が可能であることを確認した。赤外線カメラによる空力加熱測定法は、極超音速風洞における空力加熱測定の実用的なシステムとしてほぼ確立した。ここでは、赤外線カメラによる空力加熱測定法の概要と定量測定精度を高めるために行った誤差の検討と補正法、センサとの比較試験等によりについて報告する。

1. はじめに

わが国が研究開発を進めている日本版スペースシャトル（HOPE）や将来的な研究開発課題であるスペースプレーンなどは、大気圏への再突入に際して非常に激しい空力加熱を受ける。この空力加熱の問題は、機体の耐熱設計や飛行経路の決定にとって最も重要な課題の1つである。特に、複雑な機体形状を有する飛翔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、局所的に非常に大きな加熱を受ける現象（衝撃波干渉加熱）などが引き起こされる。

これらの宇宙往還機の開発研究では、機体全体にわたる空力加熱分布の測定はもとより局所的な現象（ピーク加熱）の定量測定が極めて重要になる。

従来のセンサによる離散的な測定方法では、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、たまたまその場所にセンサがある場合に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といえる。

一方、赤外線カメラを用いて可視化的に空力加熱を測定する方法は、観測する面の加熱率を2次元的に取得することができるため、機体全体の空力加熱分布のパターンの測定はもとより局所的にピーク加熱が起こる場所を確実に把握できる。この点で可視化的な測定法は、従来の離散的な測定法に比べて格段に優れている。さらに赤外線カメラの性能は今後も益々向上し、高速で高精度の画像データの取得が容易になると予想でき、将来的に空力加熱測定の有力な手段になると期待される。

航空宇宙技術研究所の極超音速風洞では、これまで空力加熱特性の測定をカロリメータや同軸熱電対、ガードンゲー

ジなどのセンサを用いた離散的方法と赤外線カメラなどを用いた可視化的方法で行ってきたが、赤外線カメラを用いる方法の優位性（2次元の面情報として加熱率分布が定量的に得られる）、効率性（一度に各部位の加熱情報が得られる）等の利点を認め、同測定法の技術確立とりわけ定量測定精度の向上をめざして研究を進めてきた。^{1)~3)}

ここでは航空宇宙技術研究所の極超音速風洞における赤外線カメラによる空力加熱測定法の概要と定量測定技術の現状および定量測定技術を確立するうえでの問題点と検討結果、さらにそれらの技術を応用した半球模型、HOPE模型などによる風洞試験結果とCFD結果との比較等を紹介する。

2. 試験設備

2.1 風洞

航空宇宙技術研究所の極超音速風洞システムは、50cm極超音速風洞と127cm大型極超音速風洞の2つのブローダウン型の風洞で構成されており、高速飛翔体の空力・熱空力特性の研究に使用されている。本報告の赤外線カメラによる空力加熱測定試験は、127cm大型極超音速風洞で行われた。

大型極超音速風洞はノズル出口直径127cm、マッハ数 $M=10$ 、よどみ点圧力 $P_0=1.0\sim 9.9\text{MPa}$ 、よどみ点温度 $T_0=1070\text{K}$ 、レイノルズ数 $Re=0.52\sim 6.84\times 10^6(/m)$ 、風洞の持続時間は最大約50秒

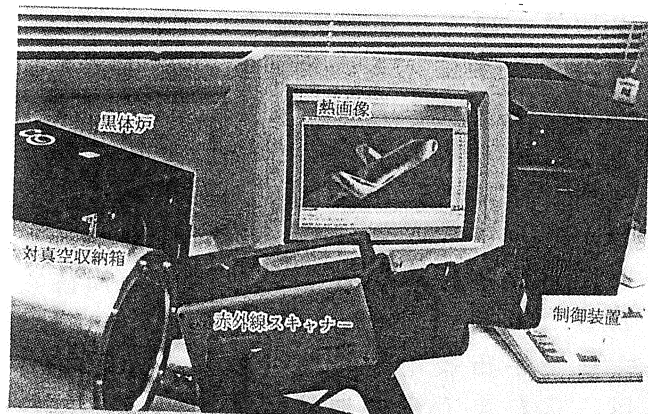


Fig.1 赤外線カメラシステム

である。

2.2 赤外線カメラシステム

極超音速風洞では、空力加熱測定用の赤外線カメラとして、AGEMA(現在FSI)社製のLW900を3台使用している。

Fig.1に赤外線カメラ、コントローラー、CRT、真空対応ボックス、校正用黒体炉などの赤外線カメラシステムの写真を示す。

赤外線カメラの性能は、画像解像度 272×136 ピクセル、温度分解能12 bit、検知波長 $8\sim 12\mu\text{m}$ 、測定温度範囲は $0\sim 250^\circ\text{C}$ 、測定精度は $\pm 1^\circ\text{C}$ 又は1%、最高録画速度は15フレーム/秒、走査方式は機械ミラー方式である。交換レンズは視野角度 5° 、 10° 、 20° の3つのレンズが整備されており、測定対象の大きさによってレンズを交換して使用する。また、極超音速風洞測定室が通風時に真空状態になるため、赤外線カメラはゲルマニウム製の近接レンズ付き真空対応ボックスに収納されて測定室内に設置される。

2.3 カメラ支持装置

空力加熱測定用の模型は極超音速風洞測定室内の高速模型投入装置に取り付けられる。その模型を複数台の赤外線カメラで、測定室内の任意の位置から同時に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。そのため、測定室天井および床面に赤外線カメラ支持用ガイドバーを常設し、さらにアームの組み合わせで任意の位置にカメラを設置できる構造とした。Fig.2に風洞室内に取り付けられた赤外線カメラの取り付け状況写真を示す。

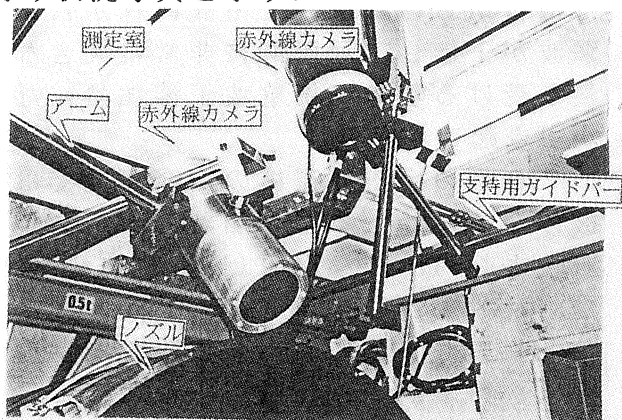


Fig.2 赤外線カメラの取り付け状況

3. 赤外線カメラによる空力加熱 測定の原理と概要

航技研の極超音速風洞では、赤外線カメラによる空力加熱の測定を次のように行っている。

極超音速 ($M=10$) の気流が成立して、測定室における気流温度がほぼ定常となった時点で、断熱性の高い物質で作った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。模型表面の温度上昇を経過時間ごとに赤外線カメラによって連続的に記録する。

模型表面には投入と同時に空力加熱がステップ関数的に加えられたと考えられる。このとき、模型内部で半無限一次元の熱伝導を仮定できる範囲内では、温度場は次の方程式で記述でき、模型表面の温度上昇と熱伝達係数 h との間には 1 対 1 の対応が成立する。この方法は、Jones & Hunt⁴⁾によって定式化され、風洞試験において良く用いられる方法である。

実際に加熱を受けた時間を t 、温度を $T(x, t)$ とすると、

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\kappa}{\rho c} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (1)$$

初期条件を $T(x, 0) = T_i$ 、 $T(\infty, t) = T_i$ として解けば

$$\frac{T(x, t) - T_i}{T_{aw} - T_i} = 1.0 - \exp(\beta^2) \operatorname{erfc}(\beta) \quad (2)$$

となる。但し、 T_{aw} : 断熱壁温度
ここで、

$$\beta = \frac{h\sqrt{t}}{\sqrt{\rho c \kappa}} \quad (3)$$

式 (3) より、求める熱伝達係数 h 、熱流速 q は以下のように求めることができる。

$$h = \frac{\beta}{\sqrt{\rho c \kappa} / \sqrt{t}} \quad (4)$$

$$q = h(T_{aw} - T_i) \quad (5)$$

4. 赤外線カメラによる空力加熱 測定法の誤差の検討

この測定法は、測定原理が簡明であり、解析もそれほど複雑ではないが、測定誤差について検討しておく必要がある。

赤外線カメラによる空力加熱測定法の誤差を生む要因としては以下の項目が考えられる。

1. 熱モデルの仮定に起因するもの
(例えば、模型には ステップ関数的に熱が加わるとした仮定や模型内部での 1 次元熱伝導の仮定)
2. 模型材料の熱物性値の一様性や温度依存性に起因するもの
3. 赤外線カメラの性能や幾何学的、光学的なものに起因するもの

それぞれの項目について具体的に検討してみる。

1. については、空力加熱の測定に Fig. 3 に示す高速模型投入装置を使用することで、ほぼステップ的な加熱を実現した。

高速模型投入装置は気流外に支持された模型を 0.2 秒で気流中心まで投入し静止させる装置で、実際に極超音速風洞で投入速度試験を行った結果ではノズル外縁付近で最大 4.8 m/s の速度に達し、非一様な流れ(境界層)の影響を受ける時間は約 0.05 sec 程度であった。

測定時間を 1 次元熱伝導が仮定できる 1 sec 程度(模型の厚みや曲率によって異なる)にすることで、これらの影響による誤差を $\pm 2 \sim 3\%$ 以下にすることができる。

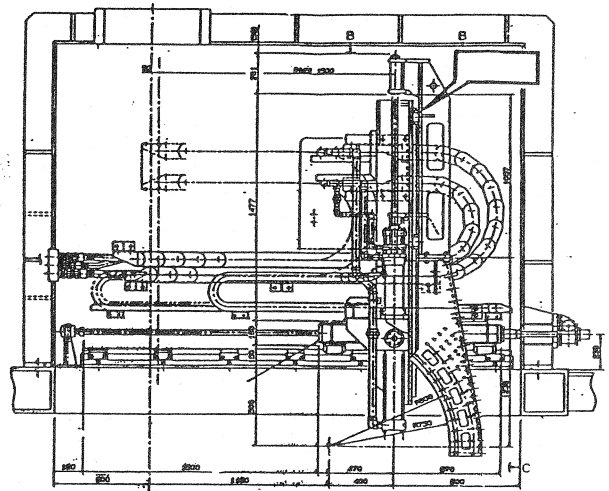


Fig. 3 高速模型投入装置

Table 1 ベスペルの熱物性値測定結果

温 度 (°C)	25	50	100	150	200	300
比熱 $\times 10^3$ (J/kgK)	1.01	1.10	1.24	1.39	1.50	1.70
密度 $\times 10^3$ (kg/m ³)	1.43					
熱拡散率 $\times 10^{-7}$ (m ² /s)	2.6	2.5	2.2	2.0	1.9	1.8

2. については、模型材料の選定から検討した。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。
- 2) 複雑な機体形状の加工が容易である。
- 3) 機械的強度が有る。
- 4) 耐熱温度が高い。
- 5) 熱物性値が一定である。

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、ベスペル (Vespel) が適していることがわかった。

Table 1 にベスペルの熱物性値の測定結果を示す。使用温度範囲内において熱物性値の温度依存性が大きいため、温度補正を行う必要があった。

補正方法としては、次式に示すように初期温度と表面温度の中間値に補正係数をかける手法を用いた。

$$T_{(J\&H)} = T_i + (T - T_i) \times F \quad (6)$$

ここで、 $T_{(J\&H)}$ は加熱率を計算する際の熱物性値の温度である。この補正值 F に適正な値を選ぶことによって使用温度範囲内 (40~240°C) で熱物性値の温度依存性による誤差は $\pm 1\%$ 以内に収めること

ができた。

さらに、模型材料の放射率の角度依存性も重要なパラメータの 1 つである。一般に物体表面からの放射率は視角 $\theta = 0^\circ$ において最大値となり、 θ が増加するに従って減少する。

Fig. 4 にベスペルの放射率と表面温度の角度依存性の測定結果を示す。この測定は、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加熱しながら、角度を変更して測定したものである。視角 $\theta = 60^\circ$ までは 98% 以上の到達温度を示すが、 60° 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ことが分かる。

従って、後述する 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の逆ベクトルと模型表面の法線ベクトルのなす角が 60° を超えるデータは使用しないこととした。

今後の課題として、限られた赤外線カメラの台数でなるべく広い範囲のデータを取得しようとする場合、 60° を超える部分のデータについても視角補正を行うことも検討していかなければならない。

3. については赤外線カメラの空間分解能、温度分解能によるものと、赤外線カメラ周辺の外気からの放射などの影響によるものがある。

赤外線カメラの空間分解能を支配するものとして、スリットレスポンス特性 (Slit Response Function) がある。1 ピクセルで定義される画像の最小単位で観測空間を走査しているため、被観測点の大きさと 1 ピクセル相当の大きさとの相対比により到達温度が相違するというものである。Fig. 5-1 に SRF 特性測定用のスリット板の写真を、Fig. 5-2 に各レンズの SRF 特性を示す。SRF 特性の測定は、Fig. 5-1 に示す異なる幅の窓を持っ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示温度の空間変化率を求める方法で行った。その結果、スリットの縁付近では指示温度が低く出るという変化が生じた。これは、局所的に非常に小さな (4ピ

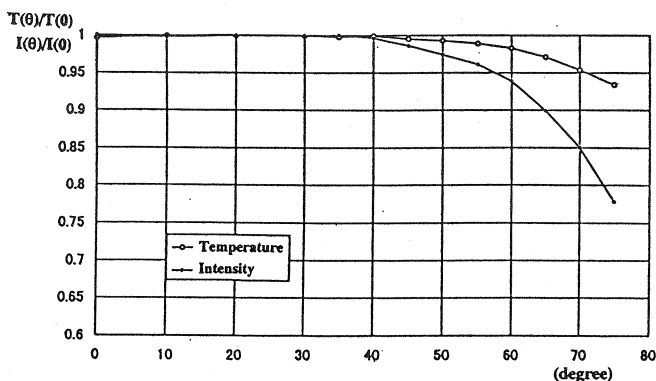


Fig. 4 ベスペルの放射率の角度依存性

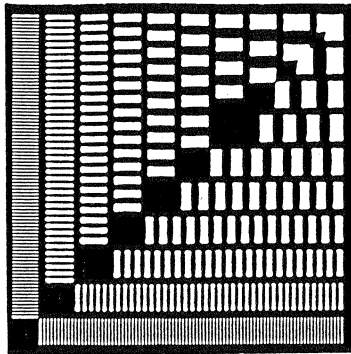


Fig. 5-1 SRF 特性測定用スリット板

クセル以下の)ピーク加熱がある場合にピーク値が低く出る可能性があることと模型の縁では若干の温度のぼやけが出来ることを示している。従って、その影響を避けるためには、ピーク加熱の場合はSRF特性を考慮してできるだけ視野角の小さなレンズ(拡大レンズ)を用い、クローズアップして十分なピクセル数を確保することが望ましい。

温度分解能は12 bitあり、カメラに内蔵されている2つの小黑体により、常時較正して、 $\pm 1^\circ$ 以内の測定精度を確保している。そのため、測定精度への影響は小さい。また、測定室内は真空状態に保持されているため、周辺外気からの影響も小さい。

5. 3次元マッピングソフトウェアの開発

前項で赤外線カメラによる空力加熱測定の測定精度の検討を行ってきた。この測定法の重要なポイントの1つは2次元画像データとして得られた空力加熱率分布を如何にして3次元機体表面上の加熱率分布に変換するかということである。極超音速風洞では2次元画像データを3次元模型形状格子に高精度にマッピングさせるソフトウェアを開発した。このソフトウェアの開発によって、機体上に起こるピーク加熱位置を正確に捉えることが出来るとともに、機体の設計に必要な各断面における詳細な空力加熱率分布が

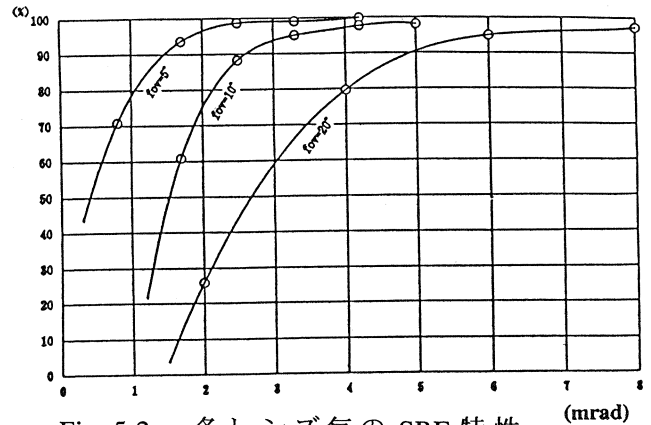


Fig. 5-2 各レンズ毎の SRF 特性

得られるようになった。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ようになった。

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. 模型形状と3次元数値計算格子の形状誤差の補正
2. 赤外線カメラレンズの歪み補正
3. 赤外線カメラの視点位置の特定とカメラ姿勢角の同定精度の向上

5.1 3次元形状の形状誤差の補正

3次元マッピングによる空力加熱率分布の正確な同定を行う際、実際に試験に供される模型形状と数値模型形状が一致していることが必須の条件である。

数値模型形状は、NC工作機械などに入力するCADデータから作成するので、機械加工された模型形状とは本来、誤差は生じないはずであるが組立誤差や熱変形も考慮に入れて形状検証ソフトウェアを開発した。

5.2 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にはこの歪みを補正する必要がある。

この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。

5.3 赤外線カメラ位置と姿勢角の同定

3次元マッピングを正確に行うためには、風洞室内の任意の位置に取り付けられた赤外線カメラの取り付け位置と姿勢角および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。

困難だったのが測定室内で任意の位置に設置される赤外線カメラの位置と姿勢角の計測であった。

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

- 1) 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た。
- 2) その基準点のうちの3点から赤外線カメラ窓中心までの距離を特別な測定器で計測する。
- 3) 赤外線カメラ窓中心位置は、それぞれの基準点から描かれる3つの球の交点として連立方程式を解く。

ことによって求められる。この計測を慎重に行えば、0.5cm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。

- 1) 風洞室内の座標の分かった2点を赤外線カメラで撮影する。
- 2) 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。
- 3) 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。

5.4 空力加熱測定ソフトウェア

赤外線カメラによる空力加熱測定をHOP Eなどの開発研究に実用できるように効率性とデータ生産性を考慮した専用の空力加熱測定ソフトウェアを開発した。この

ソフトウェアは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ソフトウェアを1つにまとめたものである。

2次元画像処理は、あるフレーム(時間)の等温度線図及び等加熱率線図を出力するソフトウェアと画像上の8点のピクセル位置における温度と加熱率の時間履歴を出力するソフトウェアから構成されている。

これらの出力結果の例をFig. 6-1, 6-2に示す。

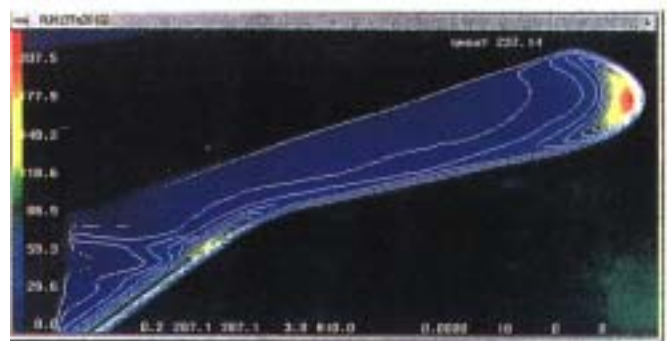


Fig. 6-1 2次元等加熱率線図

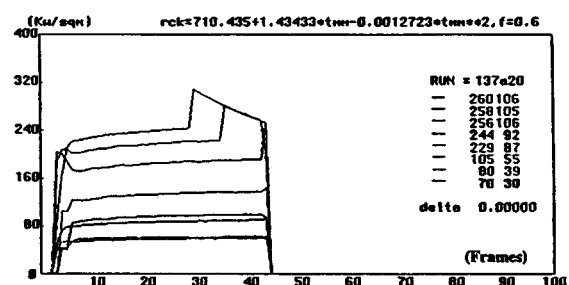


Fig. 6-2 加熱率の時間履歴

3次元マッピング処理は、次の手順で行った。1) 処理したいフレーム(通常、投入後1sec程度のフレーム)を選択し、その2次元画像にレンズのひずみ補正を行う。2) ひずみ補正後の2次元画像データに赤外線カメラの視点位置から見た3次元模型格子を重ね合わせる。3) 微調整を行い、正確に模型と画像をマッピングさせる。4) 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° 以内のデータのみを採用する。)

上記の空力加熱測定用ソフトウェアの開発によって、試験終了後、短時間で結

果の出力が可能な2次元画像処理と模型上での正確な加熱量を測定する3次元マッピング処理とを使い分け、試験の生産性を高めた。また、これらの画像処理にGUI(グラフィック・ユーザ・インターフェース)を用いることによって、誰でも専門的な知識なしに画像処理操作ができるように操作性の向上を図った。

6. 確認風洞試験および測定例

赤外線カメラによる空力加熱測定法の測定精度を確認するため、半球模型と平板ランプ模型を用いて同軸熱電対センサとの比較試験を行った。また、HOPE模擬模型を用いて風洞試験結果とCFD計算結果との比較を行った。

6.1 模型

Fig. 7に試験に用いた半球模型を示す。この模型は、2つの半球模型からなり、1つは赤外線カメラによる空力加熱測定用にベスベルで製作されており、他方は、同軸熱電対用にステンレスで製作されたものである。同軸熱電対は、中心線上に $0^\circ \sim 90^\circ$ まで 15° 毎に7点設置している。

この試験は、球の澱み点の理論値として知られているFay & Riddell⁵⁾の計算値及びLees⁶⁾の分布との比較を通じて赤外線カメラによる空力加熱測定法の測定精度を確認すること及び比較的小型の離散型センサである同軸熱電対の出力結果との比較を行うことを目的にした。

Fig. 8に平板ランプ模型の外形図を示す。この試験は最近行ったもので、模型

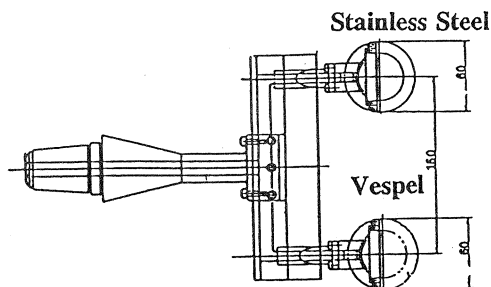


Fig. 7 2つの半球模型

を同軸熱電対の素材と同一の材料(クロメル)で製作し、同軸熱電対と模型材料との間で起こる熱的・電氣的誤差を無くし、精度の高い同軸熱電対の測定結果との比較を行った。

Fig. 9にHOPE模擬模型の外形図を示す。この模型は、実機形状を模擬し、複雑な機体周りの空力加熱の捕捉を目的とした。また、風洞のブロックage比、模型の重量等を考慮して左舷のみの半裁模型(3%模型)とした。

6.2 測定結果の検討

Fig. 10に半球模型の赤外線カメラ出力(5° レンズ)の2次元画像処理結果の例を示す。この試験は、 5° レンズと 10° レンズを付けた2台の赤外線カメラで同時計測を行い、視野角による誤差の検討を行ったものである。いずれのレンズでも同心円上にきれいな加熱率分布を示しており、相互の測定値のばらつきは $\pm 1 \sim 2\%$ 程度であった。Fig. 11は3次元マッピング後の赤外線カメラによる測定結果と同軸熱電対の出力結果を比較したものである。

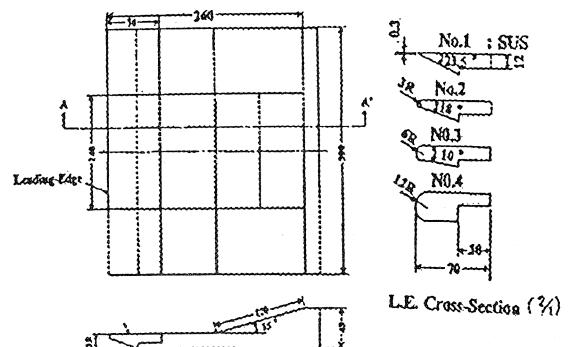


Fig. 8 平板ランプ模型外形図

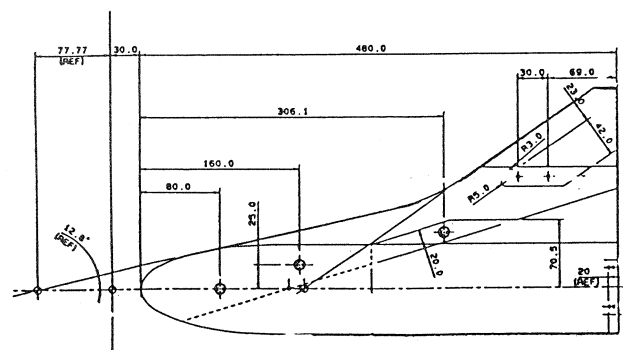


Fig. 9 HOPE 模擬模型外形図

$P_0=2.5\text{MPa}$ の場合も、 $P_0=4.0\text{MPa}$ の場合も同軸熱電対との比較は良く一致している。

但し、Fay - Riddellの理論値と比較すると赤外線で7%程度、同軸熱電対で10%程度高く出ている。

Fig. 12にそれぞれの結果を澱み点の計測値で無次元化したものを示す。Leesの分布の澱み点の値はFay - Riddellの理論値を使用した。その結果、Leesの分布とは 60° 付近まではほぼ一致しており、澱み点を含めても総合的な測定精度として10%以内の計測ができています。

Fig. 13に平板ランプ模型の2次元画像処理結果の例を示す。迎角 35° 、 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、頭部曲率半径 $R_n=3\text{mm}$ の場合の例である。

ヒンジ部で剥離が起こり、ランプ部で再付着するが、そのとき、非常に強い加熱を受ける。Fig. 14に赤外線カメラによる測定結果と同軸熱電対の測定結果との比較を示す。空力加熱の小さい剥離部も加熱の大きいランプ部もすべての部位について5%以内の精度で一致していることが解る。

Fig. 6-1にHOPE模擬模型の赤外線カメラによる空力加熱率分布の測定結果の例を示した。頭部の非常に高い加熱と主翼前縁のピーク加熱、翼面上の複雑な流れが詳細に観測される。

Fig. 15に迎角 0° の場合のCFD結果との比較を示す。

模型頭部から主翼前縁を通る子午線上の加熱率分布をプロットしたものである。両者の傾向はよく一致している。但しピーク値の比較においては、実験結果はCFDの結果に対してやや低い値を示している。

7. まとめ

航技研の極超音速風洞で行っている赤外線カメラを用いた空力加熱測定法の概要と測定精度の検討及び実証試験結果等について報告してきた。

赤外線カメラ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」

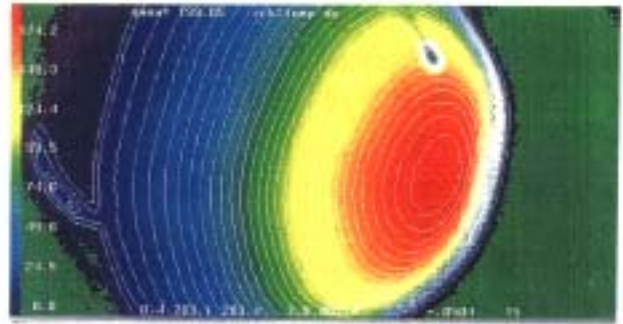


Fig. 10 半球の2次元画像処理結果

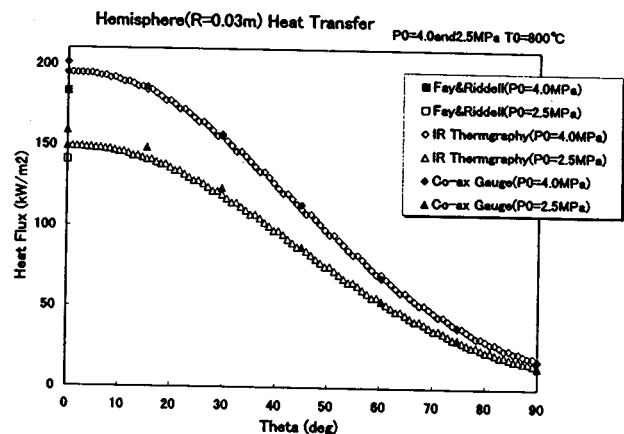


Fig. 11 赤外線カメラの測定結果と同軸熱電対の測定結果の比較

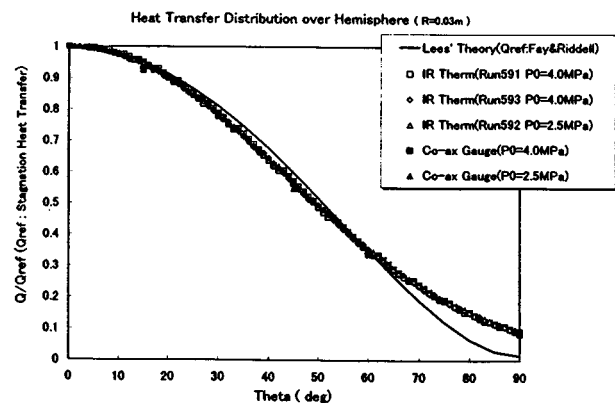


Fig. 12 半球の熱伝達分布測定結果

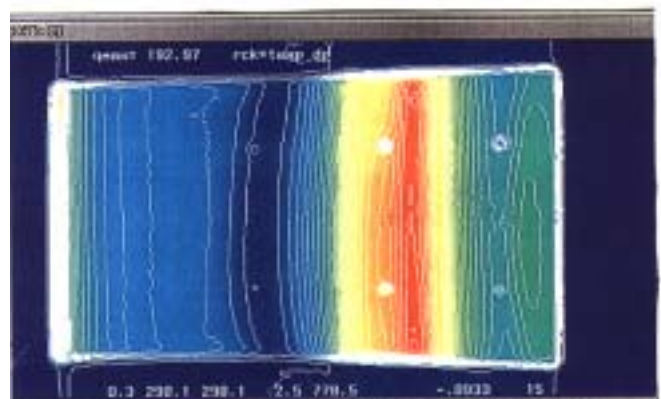


Fig. 13 平板ランプ模型における2次元画像処理結果

として捉えることができる可視化法の1つであり、空力加熱特性に関する情報は、質、量ともに、これまでの離散的方法に比べて大きく勝る。これまで、とすれば定量的精度が疑問視されていた赤外線カメラによる空力加熱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、総合的な測定精度として $\pm 10\%$ 以内の誤差で計測が可能であることが分かった。(但し、曲率半径の小さい部位やコーナー部は除く)

また、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確立した。これによって離散型のセンサでは把握できない模型全体の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。

さらに、今後発展が期待できるCFD結果との比較が容易になったことで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上がった。

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など今後解決すべき問題も残っている。

赤外線カメラによる空力加熱測定は、HOPEの開発研究などで実用に供され、有効に利用されている。機体全体の空力加熱率分布測定だけでなく、頭部、尾翼など機体各部を拡大し、詳細な加熱率測定を行い、設計に必要なデータを提供している。Fig. 16に尾翼(拡大)の測定例を示す。

8. References

- 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) NAL/KHI 共同研究: 空力加熱測定法の研究成果報告書, 1996
- 3) Koyama, Tsuda, Sekine, Yamamoto and Inoue :

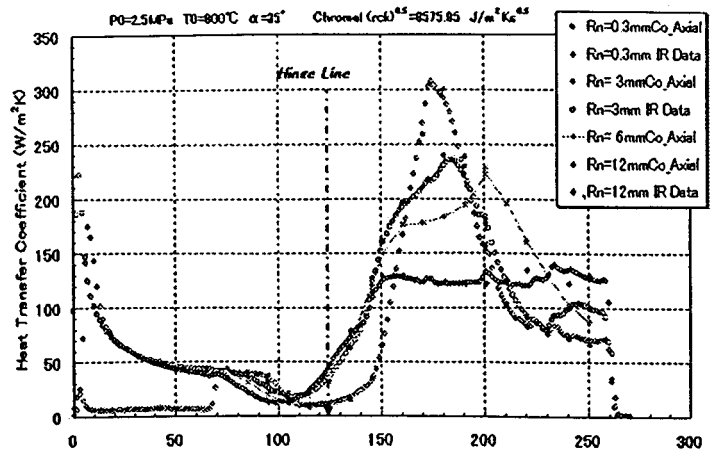


Fig. 14 赤外線輻射法と同軸熱電対法の測定結果の比較

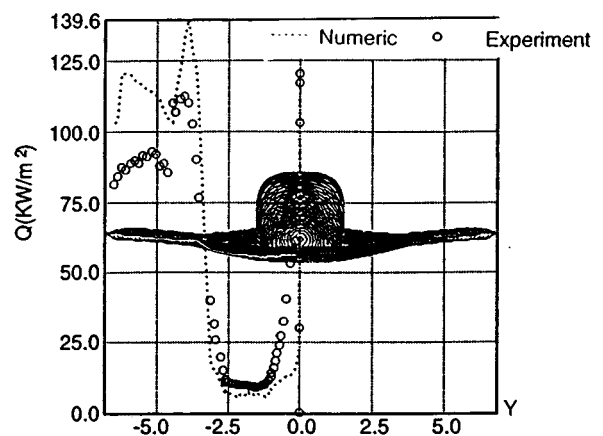


Fig. 15 CFD 計算結果との比較 (HOPE 模型)

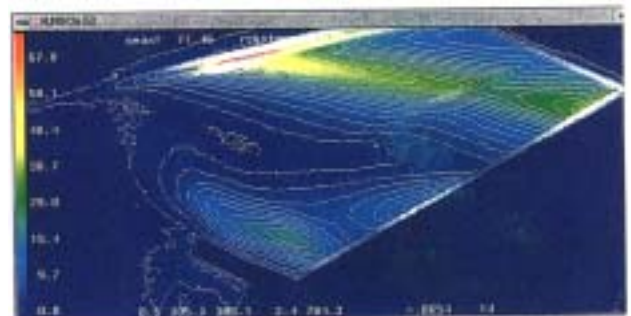


Fig. 16 HOPE 尾翼の測定結果(拡大)

- Development of Three Dimensional Mapping Technology in Heat Transfer Distribution Measurement on Models by Infrared Thermography, PSFVIP-2,1999
- 4) Jones R. A., and Hunt J. L.: Use of Fusible Temperature Indicator for Obtaining Quantitative Aerodynamic Heat Transfer Data, NASA TR - 230, 1966
 - 5) 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
 - 6) Lees L.: Laminar Heat Transfer over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds, Jet Propulsion, Vol.26 No.4, p.259, 1956