

# 赤外線カメラによる空力加熱測定法の測定誤差の検討

○小山 忠勇, 津田 尚一, 平林 則明, 口石 茂 (宇宙航空研究開発機構)

穂積 弘一, 関根 英夫 (航空宇宙技術振興財団)

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)総合技術研究本部の極超音速風洞では、空力加熱測定に赤外線カメラを用いて可視的に測定する方法を早くから取り入れ、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。<sup>1)6)</sup>

赤外線カメラによる可視化測定法は、観測する模型の加熱率を2次元的な面情報として取得することができるため、機体全体の空力加熱分布測定と局所的なピーク加熱現象を確実に把握できる点で優れており、あとは定量的な測定精度の見積もりが最大の課題であった。

ここでは極超音速風洞において実施している赤外線カメラを用いた空力加熱測定法の概要と定量測定技術の実用化のための検討内容および半球模型、平板ランプ模型、HB-2 模型等の通風試験で同軸熱電対と比較を行い、同測定法の定量測定精度について検討した。

## 2. 試験設備

### 2.1 風洞

JAXA の 1.27m 極超音速風洞はノズル出口直径 1.27m、公称マッハ数 10、澱み点圧力  $P_0=1.0 \sim 8.5\text{MPa}$ 、澱み点温度  $T_0=800^\circ\text{C}$ 、レイノルズ数  $Re=0.52\sim 6.84\times 10^6$  (/m)、持続時間が約 30 秒のブローダウン型の風洞である。

### 2.2 赤外線カメラシステム

空力加熱測定用の赤外線カメラとして、AGEMA(現 FSI)

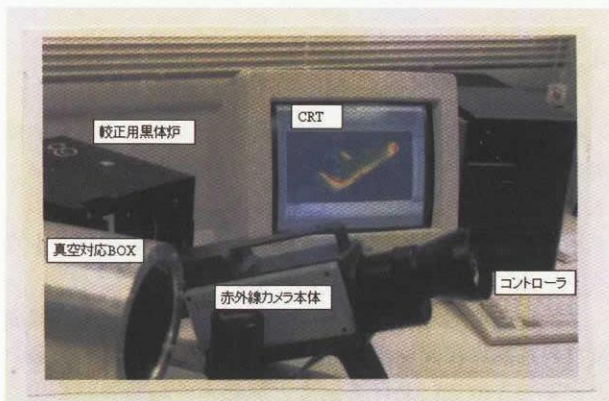


Fig. 1 赤外線カメラシステム

社製の LW900 を 3 台使用している。

Fig. 1 に赤外線カメラ本体、コントローラー、CRT、真空対応ボックス、校正用黒体炉の写真を示す。

赤外線カメラの性能は、画像解像度  $272\times 136$  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。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して測定室内に設置する。

極超音速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。

## 3. 赤外線カメラによる空力加熱測定の誤差要因

JAXA の極超音速風洞では、赤外線カメラによる空力加熱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、澱み点温度がほぼ定常となった時点で、断熱性の高い物質(ベスペル)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。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、模型内部で半無限次元熱伝導を仮定できる範囲では、模型表面温度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<sup>7)</sup>によって定式化され、風洞試験において良く用いられている。

この測定法における誤差要因は次の項目が考えられる。

- ① 風洞気流に起因する誤差(澱み点圧力、澱み点温度の定常性、風洞気流の再現性)
  - ② 加熱時間および熱モデルの仮定に起因する誤差(加熱開始時間の推定、1次元熱伝導の仮定)
  - ③ 模型材料に起因する誤差(熱物性値の測定精度、均質性、温度依存性)
  - ④ 赤外線カメラの性能やレンズ系に起因する誤差
- これらの誤差の影響について個別に検討を行った。

① の風洞気流に起因する誤差については、Fig. 2 に実際の通風試験における澱み点圧力  $P_0$ 、澱み点温度  $T_0$  の時



間履歴と模型投入時間の関係を示す。同図に示すように、澱み点圧力は安定している。澱み点温度は、模型が投入されている間で  $10^{\circ}\text{C}$  程度上昇している。Fig. 3 に最近 1 年間の空力加熱試験における模型投入中の澱み点温度の温度勾配を示す。平均すると  $2.5^{\circ}\text{C}/\text{sec}$  程度の温度勾配で影響としては  $\pm 1\%$  未満である。再現性についても、風洞運転技術の習熟(加熱器燃焼時間の制御)により、ほぼ Fig. 2 と同程度の澱み点温度勾配に抑えることができる。

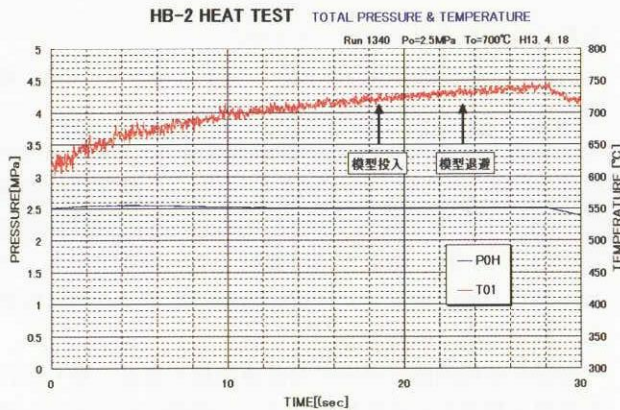


Fig. 2 澱み点圧力・澱み点温度と模型投入時間

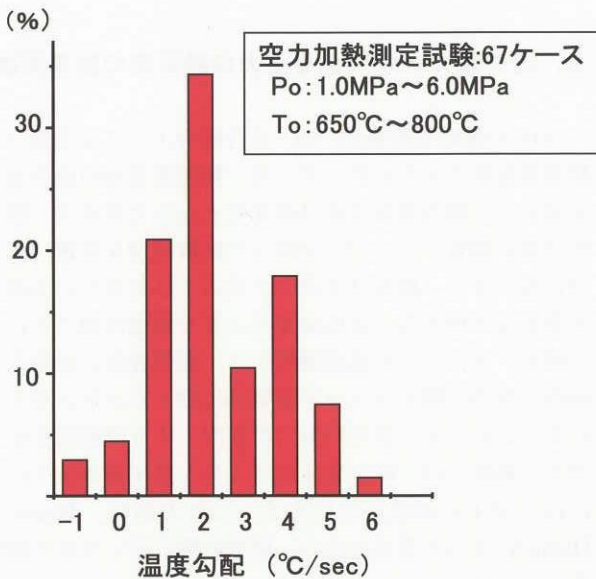


Fig. 3 模型投入時の澱み点温度の温度勾配

②の加熱時間については、これまでの経験から境界層の中心を通過した時刻を加熱開始時刻とし、高速模型投入装置の射出信号と赤外線カメラの録画時間を同期させることによって、境界層の影響を含め  $0.05\text{sec}$  程度の誤差にすることができる。測定時間を1次元熱伝導が仮定できる  $1\text{sec}$  程度にすることで、誤差を  $\pm 2\sim 3\%$  以下に抑えることができる。

③の模型材料については、模型材料の選定から検討し、ポリイミド系のプラスチック、ベスペル (Vespel : デュ

ポン社製) が本測定法に適していることがわかった。

ベスペルについて平成6年度と14年度に熱物性値測定試験を実施(東レリサーチ)した結果を Fig. 4 に示す。本測定法で必要な模型材料の熱物性値は、密度  $\rho$ 、比熱  $c$ 、熱伝導率  $k$  の3つである。測定精度は、密度が  $\pm 1\%$  程度、比熱が  $\pm 1\%$  程度、熱伝導率(熱拡散率)が  $\pm 5\%$  程度であった。熱物性値は加熱率算出式に  $(\rho ck)^{1/2}$  の係数として現れるので、影響は  $\pm 3\%$  程度といえる。但し、使用温度範囲内において温度依存性が大きいため補正を行った。温度補正値を適正な値を選ぶことによって使用温度範囲内 ( $40\sim 240^{\circ}\text{C}$ ) の間で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る。

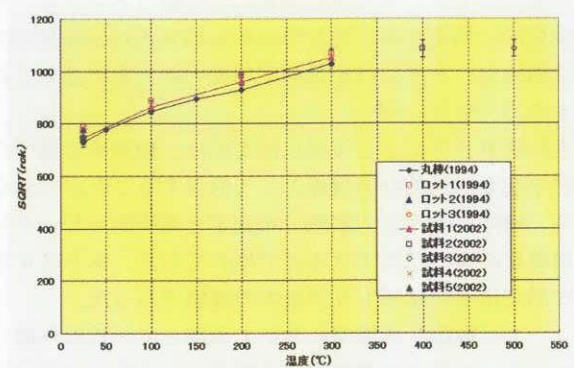


Fig. 4 ベスペルの熱物性値測定結果

④の赤外線カメラの空間分解能、温度分解能は、2.2 項に記述した。その他、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 (SRF) 特性がある。これは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。つまり、局所的に非常に小さな加熱のピークがある場合にピーク値が低く出る可能性があることや模型の縁では温度のぼやけが出ることを示している。従って、SRF 特性を考慮して、拡大レンズを使用し、ピーク加熱領域に数ピクセルの画像が入るように心がけている。JAXA の極超音速風洞では、視野角  $20^{\circ}$ 、 $10^{\circ}$ 、 $5^{\circ}$  の3本の交換レンズを使い分けている。

#### 4. 画像処理ソフトウェア

赤外線カメラによる空力加熱測定を実用化するため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こと、および画像上の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ことが可能である。



3次元マッピング処理は、歪み補正を行った2次元画像に赤外線カメラの位置から見た3次元モデル格子を重ね合わせて3次元モデル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処理を実行する。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、短時間に測定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、データの生産性を高めるとともに、誰でも専門的な知識なしに操作できる操作性の向上を図った。

### 5. 風洞試験結果

極超音速風洞では赤外線カメラによる空力加熱測定法を用いて半球模型試験、平板ランプ模型試験、HB-2 模型試験等の風洞試験を実施してきた。それらの試験結果を基に本測定法の測定精度及び課題を検証してみる。

#### 5.1 半球模型試験

Fig. 5 に半球模型の外形図を示す。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ペルで製作され、他方はステンレス製であり、同軸熱電対が中心線上に0°~90°まで15°毎に7点設置してある。

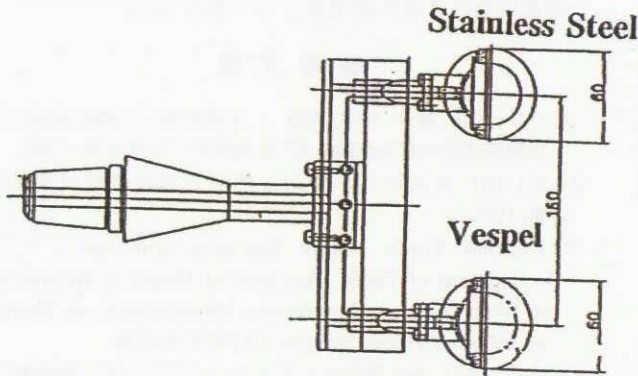


Fig. 5 半球模型

この試験の目的は、球の澱み点の推算値として知られているFay & Riddell<sup>8)</sup>の計算値及びLees<sup>9)</sup>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である。

Fig. 6 に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それぞれ澱み点の計測値で無次元化したものを示す。P<sub>0</sub>=2.5MPaの場合も、P<sub>0</sub>=4.0MPaの場合も同軸熱電対との比較は良く一致しており、Leesの分布とも60°付近までほぼ一致している。

#### 5.2 平板ランプ模型試験

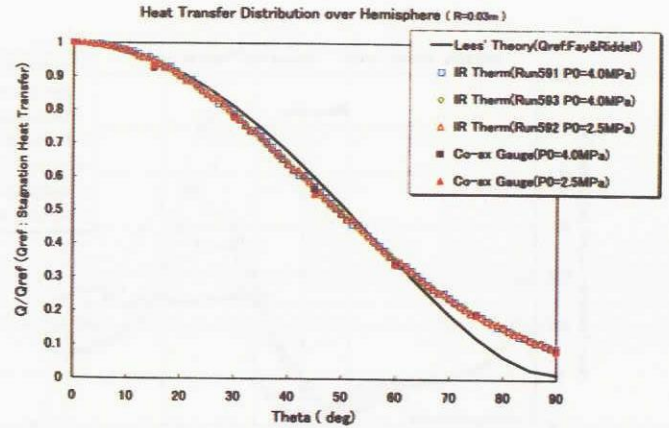


Fig. 6 赤外線カメラによる測定結果と同軸熱電対出力結果との比較

Fig. 7 に平板ランプ模型の外形図を示す。この模型は平板に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(Rn=0.3mm, 3mm, 6mm, 12mm)を交換して使用する構造になっている。模型は同軸熱電対と同じ材料であるクロメルで製作しており、模型材料とセンサ材料の違いにより生じる起電力の影響を排除している。

赤外線カメラによる測定時には、中心部をベスペルに交換した。(Rn=0.3mmの場合、先端部はSUS製を使用)

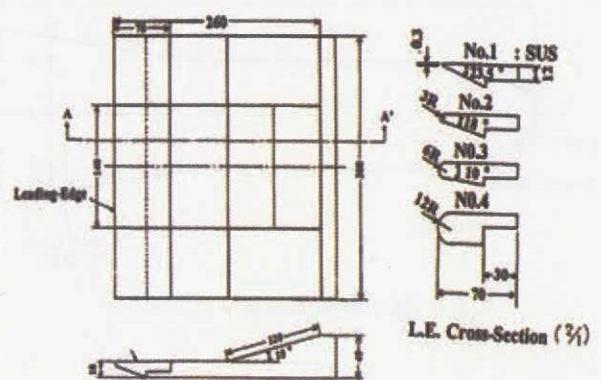


Fig. 7 平板ランプ模型

Fig. 8 にP<sub>0</sub>=2.5MPa、T<sub>0</sub>=800°C、迎角35°の模型中心線上の空力加熱率分布を示す。赤外線カメラによる測定結果(白抜き)と同軸熱電対法による測定結果(塗りつぶし)は、模型のヒンジライン手前の剥離による低い加熱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、いずれの領域でも両者の測定結果は±5%以内の測定精度で一致している。

先端部の形状変更により、中心線上の空力加熱率分布のプロファイルが大きく異なるが、その変化も忠実に一致している。



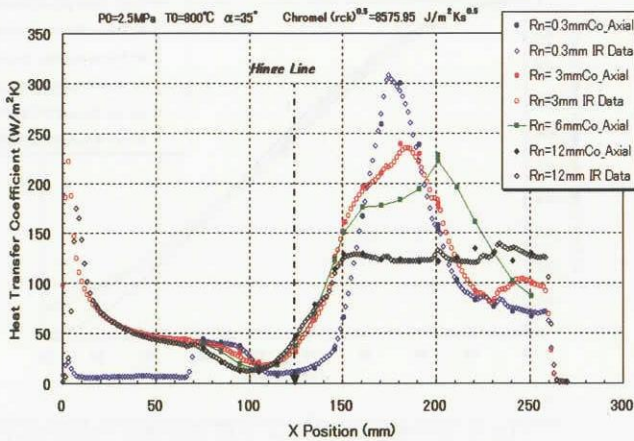


Fig. 8 先端部の曲率半径の違いによる平板ランプ模型の加熱率分布(赤外線カメラと同軸熱電対の比較)

### 5.3 HB-2 模型試験

Fig. 9 に HB-2 模型の外形図を示す。この模型は、AGARD が提案した標準模型で、機体中心線上に 21 点(周方向も含め計 28 点)の同軸熱電対を設置している。また、赤外線カメラ計測用に先端部はベスペル製の頭部と交換可能な構造となっている。

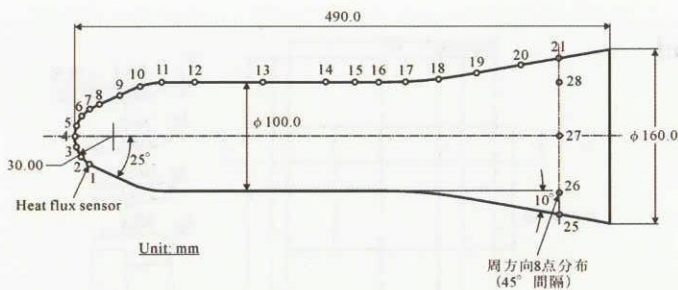


Fig. 9 HB-2 模型外形図

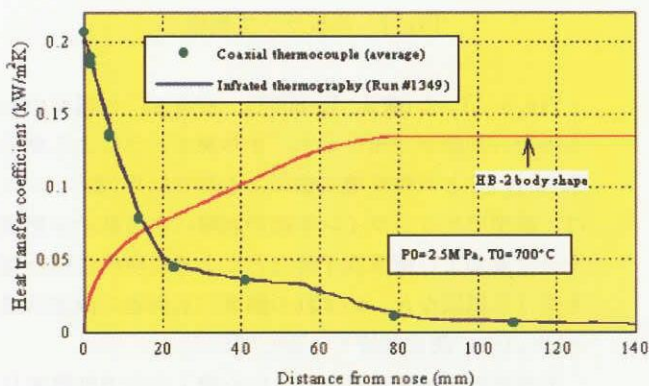


Fig. 10 同軸熱電対出力から算出した加熱率と赤外線カメラによる測定結果の比較

Fig. 10 に  $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=700^\circ\text{C}$ の時の同軸熱電対出力から算出した加熱率と赤外線カメラによる加熱率測定結果との比較を示す。両者は加熱率の高い激み点付近から加熱率の低い胴部付近まで $\pm 3\%$ 程度の精度で良く一致している。

## 6. まとめ

- ① JAXA 極超音速風洞で行っている赤外線カメラによる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た。
- ② 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」として捉えることができる測定法であり、空力加熱に関する情報は、質、量ともに、離散的方法に比べて優れている。
- ③ これまで、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の測定法の問題点を整理し、項目毎に計測精度を見積った。その結果、総合的な測定精度として $\pm 5\%$ 程度の誤差で計測が可能であることが分かった。
- ④ 半球試験、平板ランプ試験、HB-2 試験等、数多くの試験を実施し、その測定精度が同軸熱電対と比較して同程度の測定精度で測定可能であることを確認した。
- ⑤ 赤外線カメラによる空力加熱測定法は JAXA の極超音速風洞の常用の測定法として確立した。

## 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) 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 : 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)
- 5) 小山, 平林, 津田, 関根, 穂積: 赤外線カメラと同軸熱電対による平板ランプまわりの空力加熱測定の比較, 第 44 回宇宙科学技術連合講演会, 2000
- 6) 口石, 渡辺, 小山: CFD/風洞試験連携による極超音速空力加熱予測精度検証, 第 34 回流体力学講演会, 2002
- 7) Jones R. A., and Hunt J. L.: Use of Fusible Temperature Indicator for Obtaining Quantitative Aerodynamic Heat Transfer Data, NASA TR - 230, 1966
- 8) 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
- 9) Lees L.: Laminar Heat Transfer over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds, Jet Propulsion, Vol.26 No.4, p.259, 1956