

実在気体効果をともなう極超音速流解析の検証

岸本 琢司*¹, 花光 明*¹, 尾藤 日出夫*²

Validation of the Computation of Hypersonic Flow with Real Gas Effects

by

Takuji KISHIMOTO*¹, Akira HANAMITSU*¹, Hideo BITO*²

ABSTRACT

The validation of the computation of hypersonic flow with real gas effects, that is assumed to be chemical equilibrium, have been carried out by the comparison with the HEG (High Enthalpy Shock Tunnel in Göttingen) shock tunnel test data. Our flow analysis system uses a structured multi-block grid, and is based on finite volume TVD upwind scheme with the curve fitting to estimate chemical equilibrium real gas effects. Calculations were done to the flows around a sphere and the simple wing-body model respectively.

The numerical results of the flow around a sphere showed very good agreement with the shock tunnel test data in the view of heat flux at a stagnation point. The results of the simple wing-body model were qualitatively improved by taking account of real gas effects with respect to the location and value of peak heat flux by shock-shock interaction, compared with frozen flow results.

1. はじめに

宇宙往還技術試験機HOPE-Xの開発が本格化する中で、空力設計においてもいくつかの克服すべき課題が明らかになってきており、その中の1つとして、大気圏再突入時の空力加熱が挙げられる。この問題は、我が国ではいまだ未経験の分野でありデータの蓄積が非常に少ないため、最近ではH-IIロケットを利用してOREX(軌道再突入実験), HYFLEX(極超音速飛行実験)等の試験を実施し、データの蓄積を図っている。しかしこのような飛行試験は、非常に有益なデータが得られるものの、容易に行えるものではなく、他の方法によるデータ収集が期待される。そこで現在我々は、従来の航空機設計と同様に、風洞試験および

CFDにより必要な設計データを得ている。

風洞試験に関しては、開発の進展とともに実在気体効果を含んだ空力加熱データの必要性が高まっていることから、近年我々も実在気体効果をともなうような高エンタルピ条件下での衝撃風洞試験もいくつか行なっている^(1,2)。しかし、このような実在気体効果をともなう風洞試験が可能になったとはいっても、一様流条件の同定法やデータの再現性等になお課題を抱えており、必ずしも十分に信頼性の高い設計データが得られているわけではない。

一方CFDは、風洞試験と比べて、解離、電離等の化学反応の影響を(少なくとも計算上は)容易に取り入れることができるという利点を持っている。しかしそのためには、様々な仮定を含んだ物理モデルを数多く導入する必要があるため、CFDが設計ツールとして用いられるには、従来にもま

*1 川崎重工業(株) 航空宇宙事業本部

*2 宇宙開発事業団

して十分な検証がなされている必要がある。

以上のような状況に対して、我々は、ドイツ DLR (Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V.) が所有する高エンタルピー風洞 HEG (High Enthalpy Shock Tunnel in Göttingen) ⁽³⁾ で実施した試験結果 ⁽²⁾ との比較を通じて、これまでに関わってきた極超音速流 Navier-Stokes 解析システム ⁽⁴⁾ の検証を行なったので、その概略について以下に報告する。

2. 解析手法

(1) 解析システムの概要 ⁽⁴⁾

今回の解析で用いた解析システムは、これまでに我々が開発してきた構造格子に対応した理想気体および化学平衡流用三次元 Navier-Stokes 解析システムである。

解析に用いられる計算格子は、複雑形状に容易に対応できるマルチブロック型構造格子で、Transfinite Interpolation を利用して代数的に生成される ⁽⁵⁾。

解析コードについては、薄層近似を施した Navier-Stokes 方程式を有限体積法にもとづく TVD 風上差分法により離散化している。この際、各セル内の特性変数の分布に対して微分可能リミッタを用いた MUSCL 法を適用することにより、空間方向の高次精度化を行なっている (空間二次精度)。対流項流束は AUSMDV 法 ⁽⁶⁾ を用いて求め、さらに Hänel の流束分離法 ⁽⁷⁾ を組み合わせた Shock Fix 法 ⁽⁶⁾ により、鈍頭物体まわりの極超音速流解析に特有の数値的不安定現象である「カーバンクル現象」の発生を抑えている。また、粘性項は中心差分により評価し、時間積分は Gauss-Seidel 緩和法による陰解法を採用している。なお今回の解析では、層流を仮定しており、乱流モデルは使用していない。

以上の理想気体/平衡流に共通の手法に加えて、平衡流の解析では Srinivasan らによる Curve Fit 法 ^(8, 9) を用いて、化学平衡の下での熱力学的特性量 (比熱比, 音速, 温度) および輸送係数 (粘性係数, 熱伝導係数) を求めている。

(2) 各種気体の取り扱い

今回の解析では、理想気体および平衡流に加えて、凍結流についての解析も実施した。そこでここでは、これら3種の気体の解析上の取り扱いに

ついて簡単に説明する。

まず、2つの無次元パラメータ γ_p , γ_c を次式のようにそれぞれ定義する。

$$\gamma_p = \frac{h}{\varepsilon}, \quad \gamma_c = \frac{\rho c^2}{p}$$

$$\left[\begin{array}{l} h : \text{エンタルピー, } \varepsilon : \text{内部エネルギー,} \\ \rho : \text{密度, } c : \text{音速, } p : \text{圧力} \end{array} \right]$$

この定義から明らかなように、 γ_p は理想気体における比熱比と等価であり、この値を用いると状態方程式は、気体の種類によらず、

$$p = (\gamma_p - 1) \rho \varepsilon$$

と表すことができる。

我々の解析では、上記2つの無次元パラメータ γ_p , γ_c の取り扱いを変えることにより、3種の気体を区別している。すなわち、理想気体では γ_p , γ_c の値は等しく、この2つの値は一樣流および各格子点において固定されている (空気の場合同様 $\gamma_p = \gamma_c = 1.4$)。一方凍結流では、一樣流でのこれら2つのパラメータの値は密度と内部エネルギーの関数として Curve Fit により定義され ⁽⁸⁾、各格子点での値はこの一樣流の値に固定される。ただし、これら以外の熱力学的特性量および輸送係数は理想気体の場合と同様の取り扱いをしている。さらに平衡流では、一樣流に加えて、各格子点においても γ_p と γ_c は Curve Fit により定義される。

なお、Curve Fit により定義された γ_p および γ_c は、理想気体の場合と異なり、必ずしも等しい値をとるわけではない (表1参照)。

3. 供試体

今回の解析の対象としたのは、我々が HEG で実施した衝撃風洞試験 ⁽²⁾ で用いた模型のうち、比較的単純な形状の球および翼胴模型である。

球模型は、直径が40mmで、模型表面での触媒性の影響を調べるために、同軸 (完全触媒性) および薄膜 (非触媒性) の2種の熱電対がそれぞれよみ点から20° 間隔で装着されている。

翼胴模型 (図1) は、直径32mmの半球および円柱からなる胴体、直径24mmの半円柱前縁および平板からなる主翼をそれぞれ模擬する形状により構成されている。主翼の前縁後退角は、左舷側が60°、右舷側が55° である。またセンサーとしては、胴体ノーズおよび主翼前縁線上にそれぞれ同軸熱電対が装着されている。

4. 解析条件 (表1)

今回の解析の条件は、我々が実施した HEG 衝撃風洞試験⁽²⁾ に対応したものである。この試験で用いられた条件は3つあり、それぞれ高エンタルピ/低密度 (条件A), 高エンタルピ/高密度 (条件B), 低エンタルピ/高密度 (条件C) のように特徴づけられる。HEG では、これらの一様流条件は、リザーバでの圧力やパーマネントプローブと呼ばれる常時風路内に設置されている直径20mmの球のよども点加熱率等を用いて、化学平衡を仮定したFay & Riddell の関係式から逆算することにより求めている。

なお、表1中の理想気体に対応する解析条件は、全エンタルピ、密度、流速は変わらないものとして、 γ_p 、 γ_c をそれぞれ1.4 としたときに得られる値である。

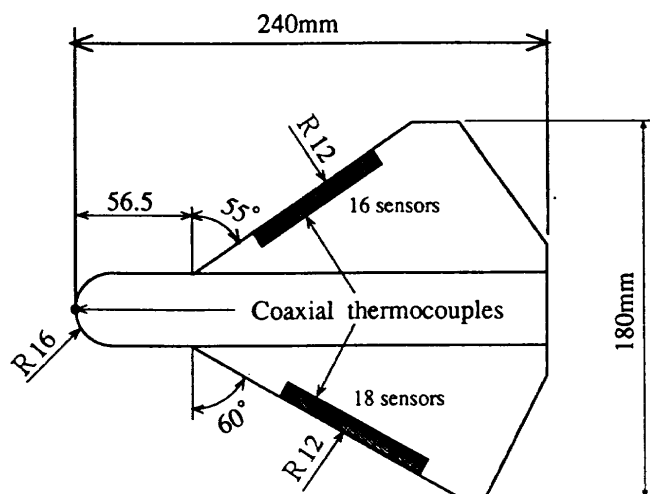


図1. 翼胴模型概略図

表1. HEG 高エンタルピ衝撃風洞試験一様流条件

	条件 A	条件 B	条件 C
全エンタルピ (MJ/kg)	18.086	21.263	14.319
一様流速度 (m/s)	5880.8	6297.4	5185.3
マッハ数	10.726 (10.434)	8.880 (8.314)	9.053 (8.763)
密度 (kg/m ³)	1.95×10^{-3}	3.17×10^{-3}	5.44×10^{-3}
圧力 (kPa)	0.430 (0.442)	1.210 (1.299)	1.320 (1.360)
温度 (K)	764.2 (790.4)	1328.8 (1427.7)	839.0 (871.2)
比熱比 (γ_p)	1.389 (1.400)	1.365 (1.400)	1.386 (1.400)
γ_c	1.360 (1.400)	1.317 (1.400)	1.352 (1.400)
壁温度 (K)	300.0		

(注) () 内の値は、理想気体に対応する条件を示す。

5. 解析結果

(1) 球まわりの解析

球模型まわりの解析では、理想気体、凍結流、平衡流について解析を実施した。用いた計算格子は、球の周方向に61点、半径方向に81点の格子点をとっている。

球表面での加熱率分布 (図3) をみると、どの条件においても、平衡流解析の結果は、よども点加熱率に関して衝撃風洞試験結果 (同軸熱電対で計測された完全触媒性データ) と非常に良い一致を示していることがわかる。HEG の一様流条件が平衡を仮定したFay & Riddell の関係をもとに決

定されていることを考え合わせると、この平衡流解析結果と風洞試験結果との良好な一致は、少なくとも基本的な部分では、我々の解析システムが妥当であることを示しているものと思われる。

また実在気体効果が加熱率に与える影響について考えてみると、一様流条件の違いによらず、平衡流の加熱率が最も大きく、凍結流、理想気体の順に加熱率が小さくなっていることがわかる(図3)。これは、平衡流では物体表面近傍で流れの温度が下がるにつれて発熱反応である再結合反応が起こることにより、衝撃波背後での温度は最も低い(図4)にもかかわらず、他の2種の気体に比べて物体表面近傍での温度勾配が逆に大きくなるためである。

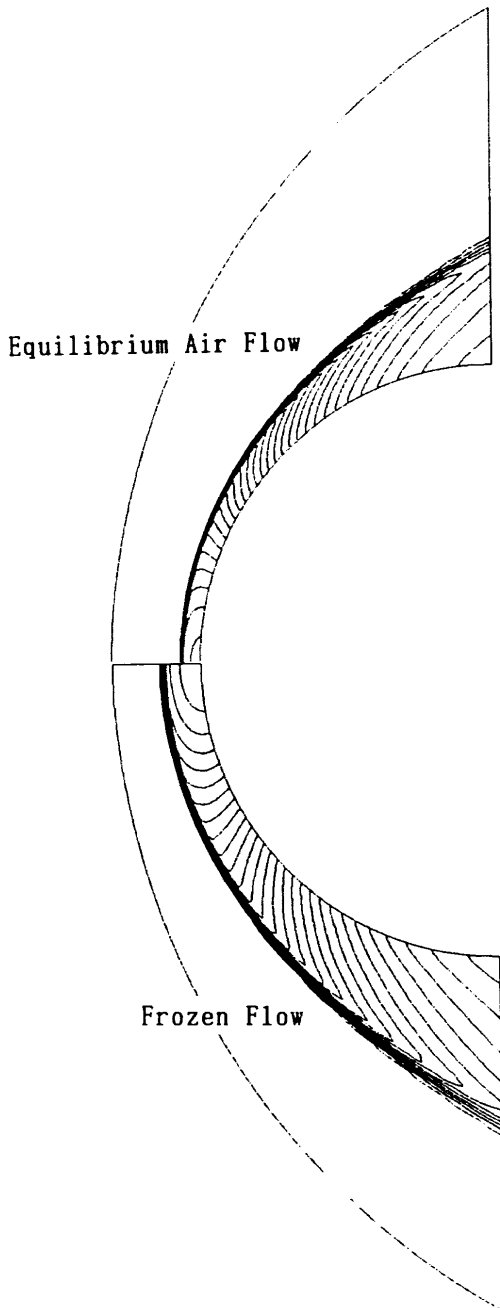
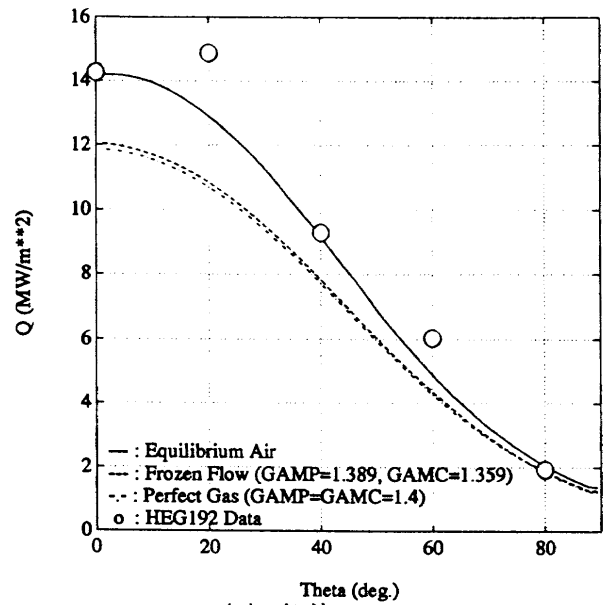
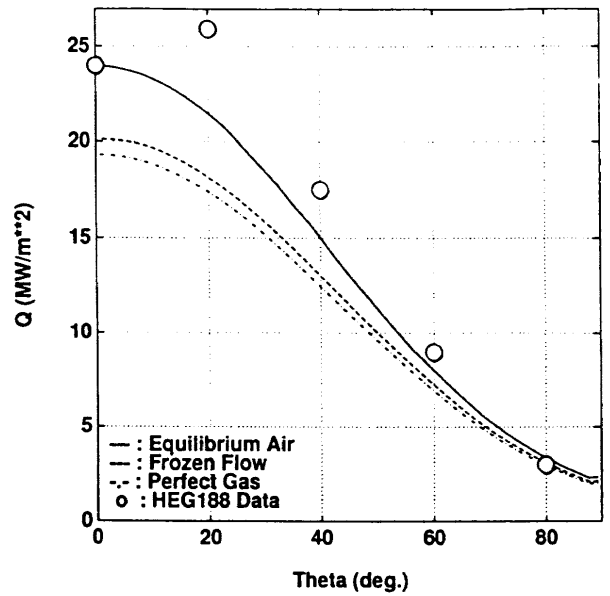


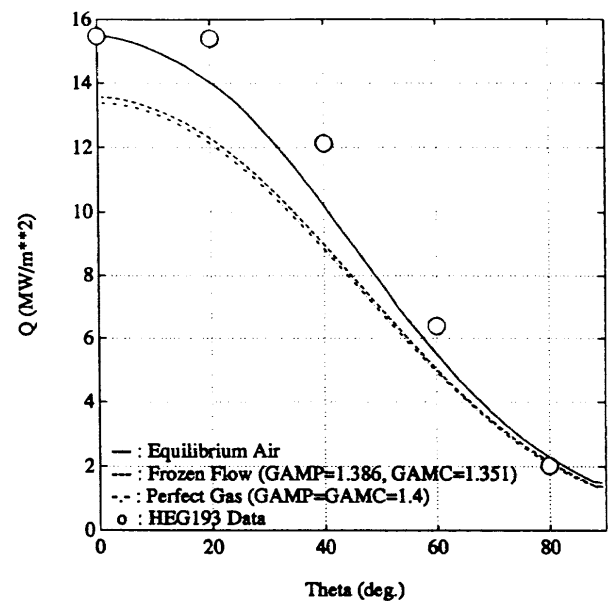
図2. 球まわりの等圧線図(条件A)



(1) 条件 A



(2) 条件 B



(3) 条件 C

図3. 球表面での加熱率分布

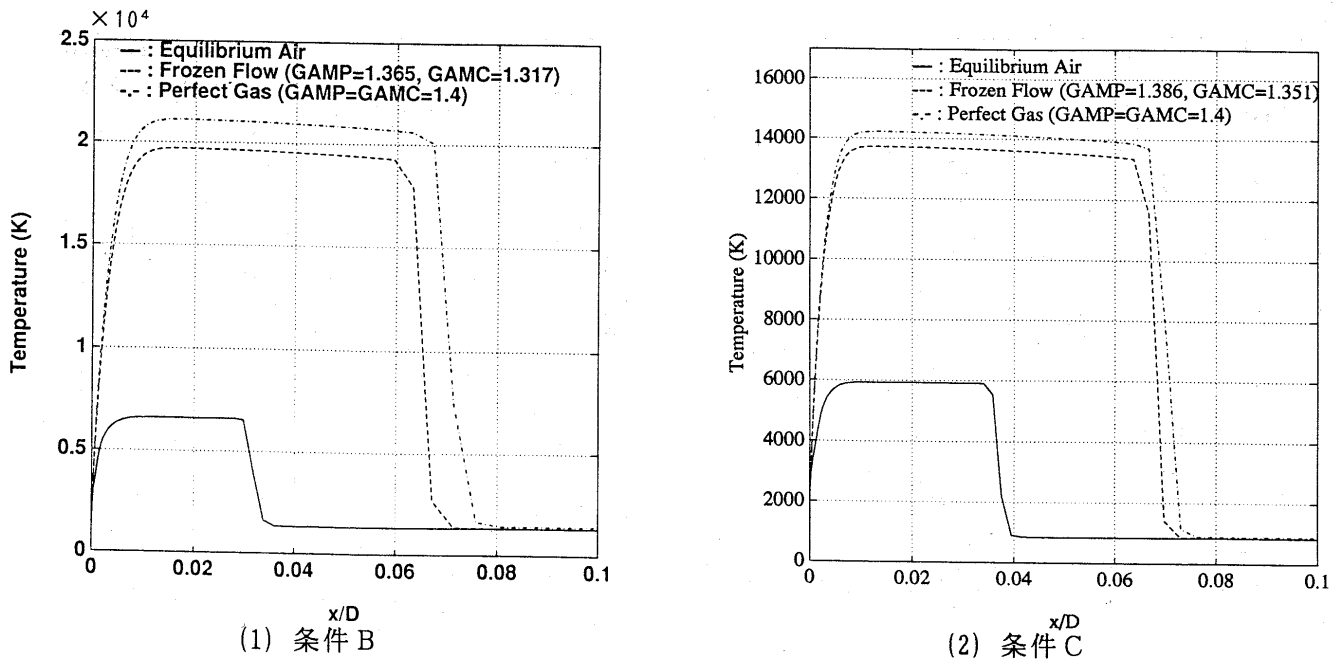


図4. 球よどみ点流線上での温度分布

(2) 翼胴模型まわりの解析

翼胴模型については、後退角 55° の右舷側のみに対して、条件Cでの凍結流および平衡流の解析を実施した。用いた計算格子(図5)は、主流方向に111点、翼スパン方向に121点、胴体周方向に51点の合計684,981点をとっている。

翼前縁での加熱率分布(図7)をみると、平衡流の解析結果は、凍結流の場合に比べて、ノーズからの衝撃波の入射(衝撃波干渉)の位置が内翼側に移動し、またそこでの加熱率のピーク値も大きくなっている。この変化により、CFDと衝撃風洞試験との対応は、凍結流の結果から改善されて

いることがわかる。

しかし衝撃波干渉位置から外翼側では、解析により得られた加熱率は、風洞試験結果との差異が大きくなっている(図7)。これは、ここで現れている衝撃波干渉がType VIであると予想されることから、その場合の特徴である衝撃波干渉部から発生する膨張波や剪断層を捕らえるには、今回の計算格子ではスパン方向の格子点の分布が十分ではなかったためと考えられる。ただし、風洞試験結果についても不確定要素がいくつか考えられるので、今後は解析、風洞試験の両面についての詳細な検討が必要であろう。

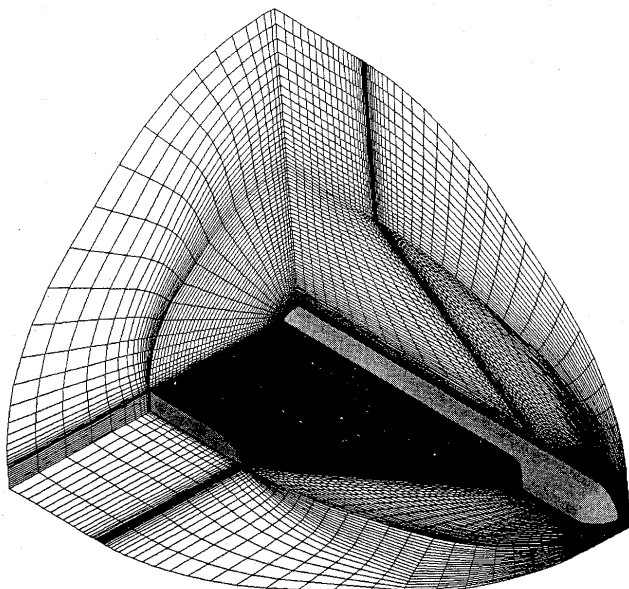


図5. 翼胴模型まわりの計算格子

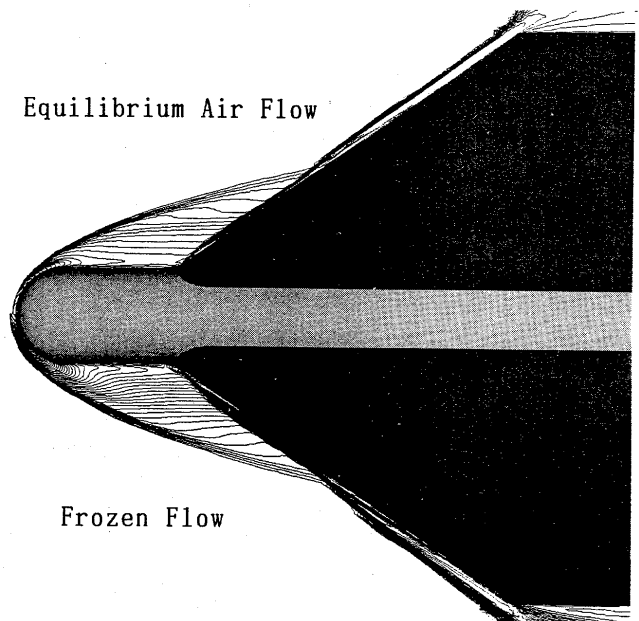


図6. 翼胴模型まわりの等温度線図(条件C)

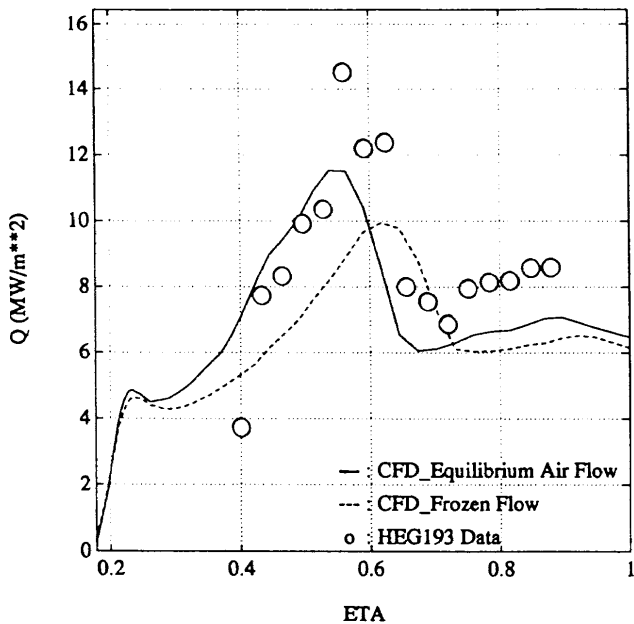


図7. 翼胴模型翼前縁での加熱率分布 (条件C)

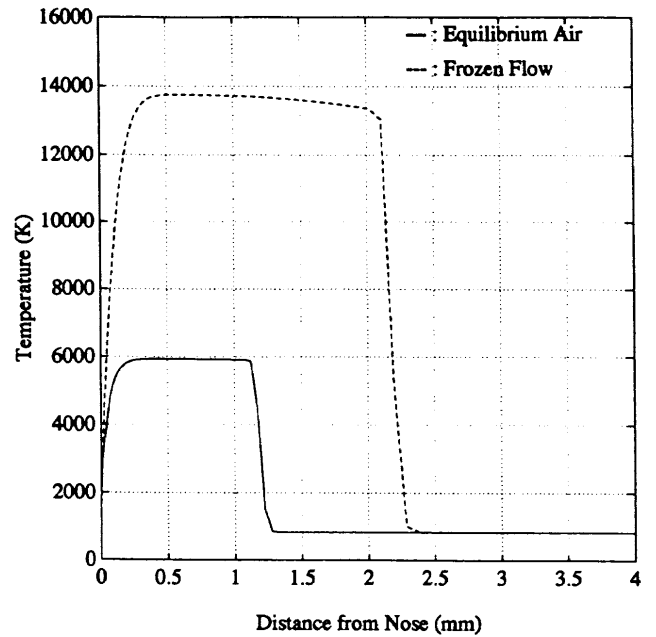


図8. 翼胴模型ノーズよどみ点流線上の温度分布 (条件C)

6. まとめ

以上のように、球および翼胴模型まわりの極超音速流解析を実施し、HEG 衝撃風洞試験結果と比較することにより、我々が開発してきた解析システムの検証を行なった。その結果、我々の解析システムが、少なくとも基本的な部分においては、妥当であることが確認できた。

しかし、HOPE-Xの空力加熱特性に大きな影響を与える衝撃波干渉とそれともなう膨張波および剪断層の入射/反射等の複雑な現象を正確に捕えるためには、必ずしも十分とはいえ、解析と風洞試験の両面から詳細な検討を加えていくことが、我々にとっての今後の重要な課題である。

参考文献

- (1) 尾藤日出夫, 花光明, 大垣正信, 濱田義洋, 「高エンタルピー衝撃風洞試験について」, 第25回流体力学講演会講演集, 1993.
- (2) Hanamitsu, A., Kishimoto, T., and Bito, H., "High Enthalpy Flow Computation and Experiment around the Simple Body", Proceedings of the 13th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics, NAL SP-29, 1996.
- (3) Eitelberg, G., McIntyre, T. J., and Beck, W. H., "The High Enthalpy Shock Tunnel in Göttingen", AIAA Paper 92-3942, 1992.
- (4) Kishimoto, T., and Kaneko, S., "Hypersonic Flow Analysis around OREX and Hyperboloid Flare", Proceedings of the 13th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics, NAL SP-29, 1996.
- (5) Sawada, K., and Takanashi, S., "A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interferences of USB Configuration", AIAA Paper 87-0455, 1987.
- (6) Wada, Y., and Liou, M.-S., "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities", AIAA Paper 94-0083, 1994.
- (7) Hänel, D., and Schwane, R., "An Implicit Flux-Vector Splitting for the Computation of Viscous Hypersonic Flow", AIAA Paper 89-0274, 1989.
- (8) Srinivasan, S., Tannehill, J. C., and Weilmuenster, K. J., "Simplified Curve Fits for the Thermodynamic Properties of Equilibrium Air", ISU-ERI-Ames-86401, ERI Project 1626, CFD 15, 1986.
- (9) Srinivasan, S., and Tannehill, J. C., "Simplified Curve Fits for the Transport Properties of the Equilibrium Air", NASA CR-178411, 1987.