

再突入機まわりの極超音速実在気体解析

嶋田 徹*¹ 山本行光*² 廣瀬直喜*²

Numerical Simulations of Hypersonic Real-Gas Flows around Re-Entry Vehicles

by

Toru SHIMADA*¹, Yukimitsu YAMAMOTO*², Naoki HIROSE*²

ABSTRACT

Three dimensional aerothermodynamic analyses of flows around re-entry vehicles, such as HYFLEX, Space SHUTTLE, and HOPE, have been carried out on the Numerical Wind Tunnel (NWT) of the National Aerospace Laboratory. The simulations have been performed with a domain-decomposition parallel-processing approach. Comparison of the results with data from flight measurements and/or numerical simulation by other programs has been made.

1. はじめに

ここでは、『宇宙往還機まわりの三次元高エンタルピー流れワークショップ』における3課題¹を、三次元熱化学非平衡流れの数値モデルと、NWTによる並列処理を用いて数値計算した内容について述べる。

三次元熱化学非平衡流れ解析の基礎方程式は11化学種の質量保存、3つの運動量保存、2温度モデルによる2つのエネルギー保存の計16の保存式からなる。熱力学的関係は、並進と回転モードは完全に励起しているものとし、熱平衡におけるエンタルピーは JANAF データを利用する等により決定している。化学反応モデルには Park モデル、但し逆反応を求める際に用いる平衡定数の計算に Gnoffo²等の文献にあるデータを用いている。(Park モデルとしては、後日文献3に示されたデータを用いるのが望ましいことが判明した。)緩和過程モデルとしては、振動-並進緩和と、電子-並進緩和を考慮している。振動-並進緩和は Landau-Teller 型の緩和を仮定し、特性緩和時間は, Milikan-White の式と Park の Collision Limit 補正により決める。電子-並進緩和については, Appleton-Bray のモデルを仮定し、イオン-電子のクーロン衝突と中性粒子-電子の弾性衝突を考慮する。輸送係数は2温度モデルに拡張された Yos の式によって評価する。実効拡散係数は Curtiss-Hirschfelder の式によって評価する。

NWT による並列処理について言えば、並列化手法には領域分割法を用いる。機体軸を回転軸として回る方向に計算領域を16分割し、それぞれに1PEずつ割り当てる。離散化はセル中心型の有限体積法による。対流項数値流束には、kinetic flux vector splitting 法の元祖とも言える Pullin の Equilibrium Flux 法をベースに AUSM-DV の設計思想を適用して作成した、AUSM-DV-EF 法⁴を用いる。定常解を得るための時間積分は、Point-implicit 法と次に述べる風上化残差平均法を組み合わせる。

実施例は、Space Shuttle の2号機まわりのマッハ 24 の流れ、HYFLEX 頭部まわりのマッハ 11 の流れ、HOPE まわりのマッハ 26流れについて示す。

2. 時間積分法

数値風洞(NWT)の能力を活用するためには並列処理に適したアルゴリズムを採用するのが望ましい。従来単 PE に対しては LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss Seidel)法を用いてきた。しかし、LU-SGS 法を完全に並列化するのが困難と予想されたこと、また多成分の反応流を解くにはクーラン条件に類似した

正值保存の条件を用いるため陰解法のメリットがあまり無いと思われたこと等の理由により、ここでは、風上化残差平均法と従来より用いてきたソース項に対する Point-Implicit 法を組み合わせる。次のようにして時間積分を行う。

$$\left[I - \frac{V_{i,j,k}}{\alpha_{i,j,k}} D_{i,j,k} \right] \times \left[1 - \frac{1}{\alpha_{i,j,k}} (v_{A,i-1,j,k}^* + v_{A,i+1,j,k}^* + v_{B,i,j-1,k}^* + v_{B,i,j+1,k}^* + v_{C,i,j,k-1}^* + v_{C,i,j,k+1}^*) \right] \Delta q = \frac{RHS_{i,j,k}}{\alpha_{i,j,k}}$$

ここで、 V はセル体積、 A, B, C, D は対流項流束とソース項の保存量ベクトルに対するヤコビアン行列、 I は単位行列、 v_A^* 等は、

$$\bar{A}^{\pm} \equiv \pm v_A^* I \equiv \pm \max_{k=1,16} \left[\lambda_A^{(k)} \right] I, \quad \lambda^{\pm} \equiv \frac{1}{2} (\lambda \pm |\lambda|)$$

等により定義される。 λ は A 等の固有値である。また、

$$\alpha_{i,j,k} \equiv \left(\frac{V}{\Delta t} + v_A^* + v_A^- + v_B^* + v_B^- + v_C^* + v_C^- + V.C. \right)_{i,j,k}$$

である。風上化残差平均法の部分は、Odd-Even 型の反復法を用いて解く。但し反復の初期値 $\Delta q^{initial}$ には ADI でオペレータを分割し、非並列2方向について、三重対角行列を直接法によって解いた解を使用する。 $V.C.$ は粘性、熱伝導、拡散による修正項、繰返しになるが Δt は正值保存制約に安全率 0.5~0.8 程度を用いて定める。本スキームにより、さほどの計算負荷なしに陽解法の安定性を高めることができ、収束加速の効果がある。但し、正值保存などの制約を無視して良いような場合(通常の空力計算ではよくあること)には、LU-SGS を用いる方が遥かに効率的であることは言うまでも無い。

3. 計算結果

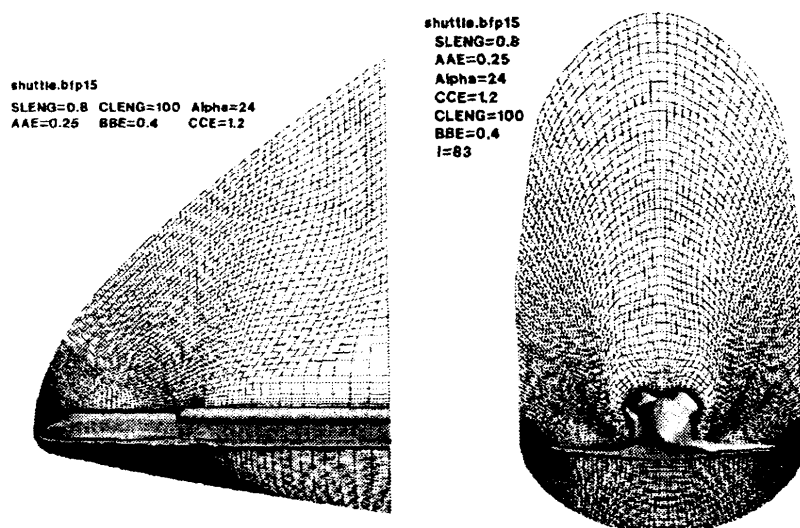
a) スペースシャトル (STS-2)

計算条件は STS-2 の実飛行条件で、高度72.4km、マッハ24に相当し、表1に示される。

表 1 主流条件 (STS-2)

速度(m/s)	密度(kg/m ³)	温度(K)	迎角(度)
6923	0.575×10 ⁻⁴	202	40

物体表面は温度 1400K で非触媒壁とする。計算格子を図1に示す。課題として与えられたのは流れ方向 116、物体から出る方向 60、周方向 101(対称条件で半空間分)であったが、ここでは、物体方向に奇数点のみを用いて 30 点で計算した。得られた無次元圧力分布を図2に、表面加熱率を図3に示す。無次元圧力について、他の計算結果との比較を図4に、空力加熱率の比較を図5に示す。圧力については良い一致を得た。空力加熱は表面触媒性条件の違いにより直接比較にはなっていない。



116×60×101(半周)

図 1 格子系 (STS-2)

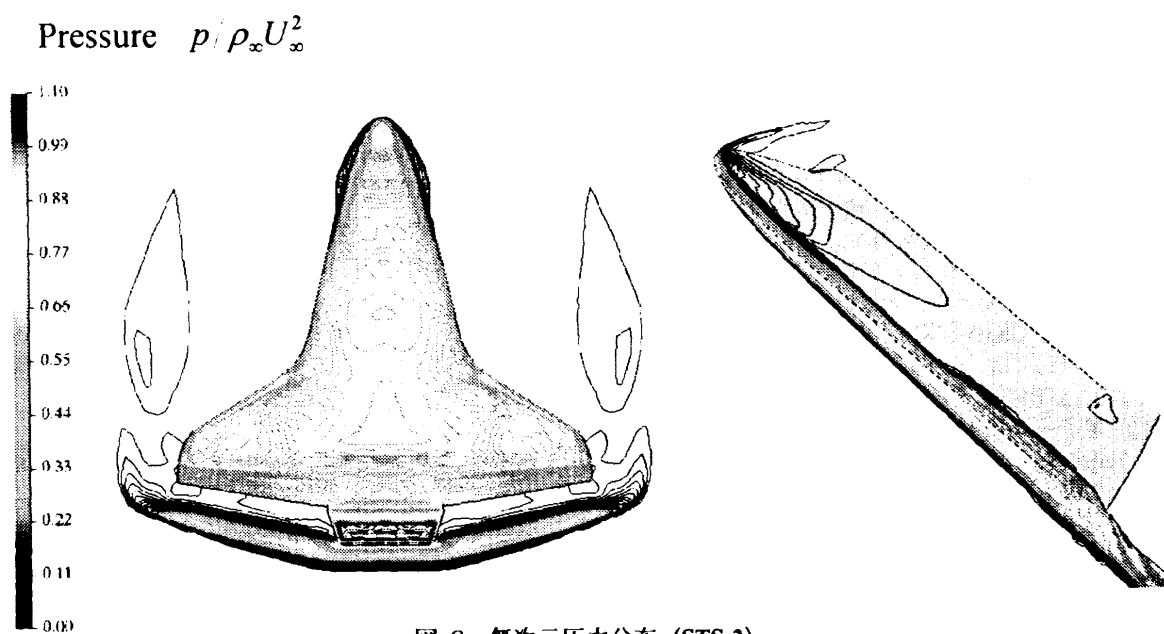


図 2 無次元圧力分布 (STS-2)

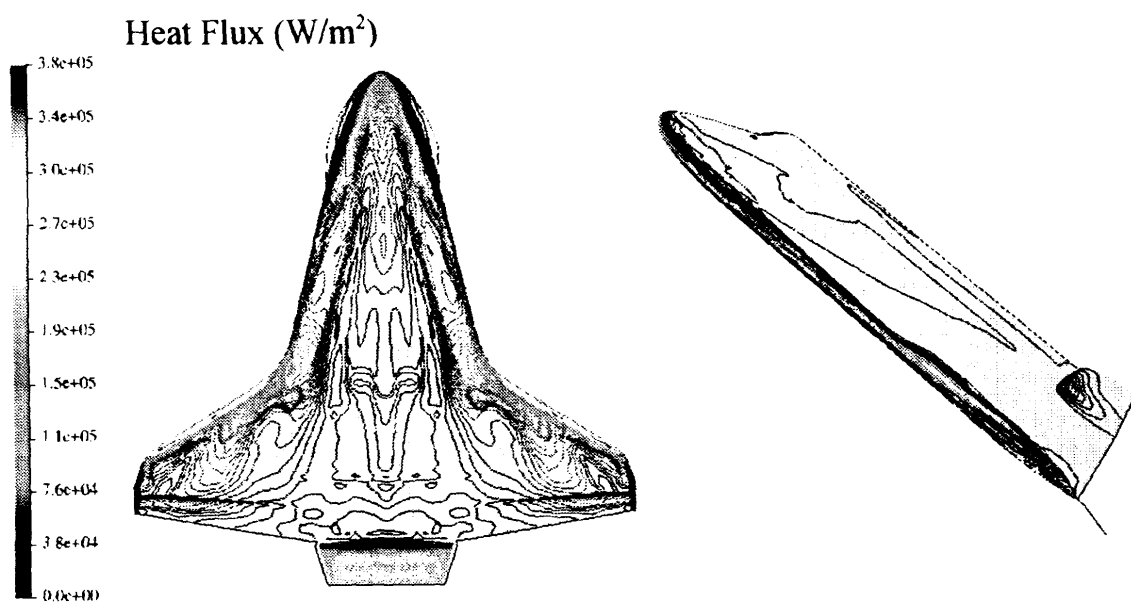


図 3 空力加熱率分布 (STS-2)

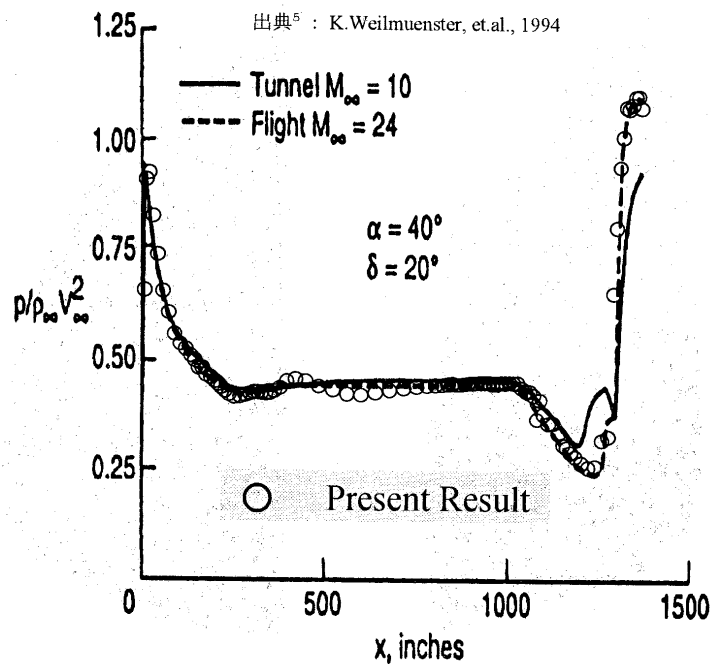


図 4 無次元圧力分布の比較 (STS-2)

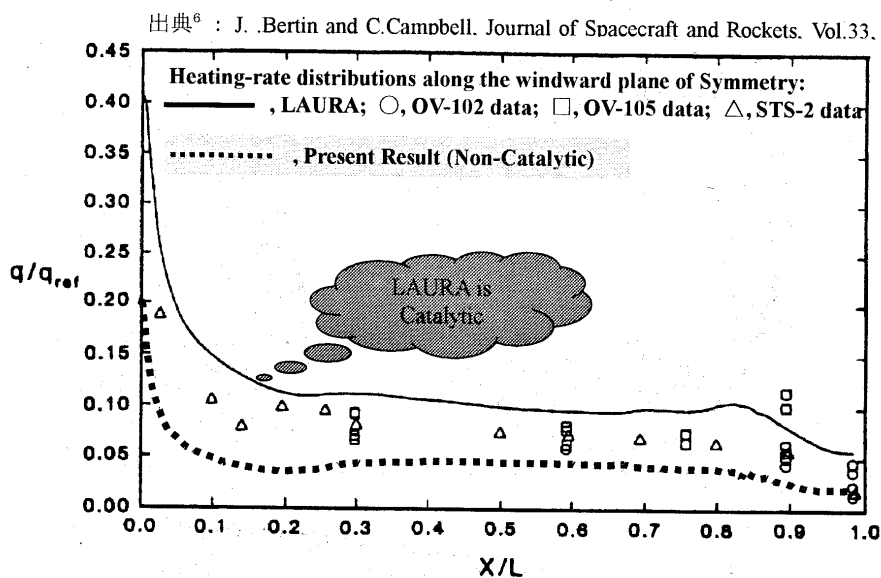


図 5 空力加熱率の比較 (STS-2)

b) HYFLEX 頭部

計算条件は HYFLEX の実飛行条件で、高度48km、マッハ11に相当し、表2に示される。

表 2 主流条件(HYFLEX)

マッハ数	密度(kg/m ³)	圧力(Pa)	迎角(度)
11.354	0.1295×10^{-2}	97.68	49

物体表面温度は課題で与えられる分布データを設定する。また、非触媒壁とする。計算格子を図6に示す。流れ方向40、物体から出る方向60、周方向89(対称条件で半空間分)である。得られた無次元圧力分布を図7に、表面加熱率を図8に示す。淀み点空力加熱を他の計算結果⁷と比較して図9に示す。良い一致を示していることが分かる。図10に実機の電子密度計測位置における電子密度分布を示す。電子密度の計算値の妥当性については、より高速の RAM-CII のデータと今回と同じ数値モデルを用いた軸対称コードによる計算結果により検証している。但し今回のマッハ11という速度はこれに比べて低い。ここで得られた電子密度の

値は従来の計算値に比べて一桁小さい。ここでの電子密度分布を用いて、電波反射係数を概算してみると、1676.5MHz に対して3.1%、902.85MHz に対して7.0%という結果となった⁸。この結果を実測データ及び従来の計算結果⁹と比較した結果を図11に示す。今回の結果は実測値に対して1676MHz の場合-12%、902MHz の場合-18%の違いがある。図で良く分からないのは、実測において時刻100秒と130秒付近で反射強度が一定レベルになることである。計算では、おそらくこのような現象は生じず、(主流の電離を考慮しなければ、)反射強度はゼロに漸近するのではなかろうか？それに比べて実測では、1676MHz の場合7%、902MHz の場合10%のレベルに漸近している。これは何かシステムティックなものではないだろうか？もし仮にこのシフト量を差し引いて比較すると、実測との差はそれぞれ5%と8%となり、ファクター2程度の食い違いとなる。計測のエラーバーが示されていないので、これ以上の比較はしづらい。また、冒頭に述べたようにここではイオンの再結合反応のレートを決める際の平衡定数のテーブルに Gnoffo のものを用いている。

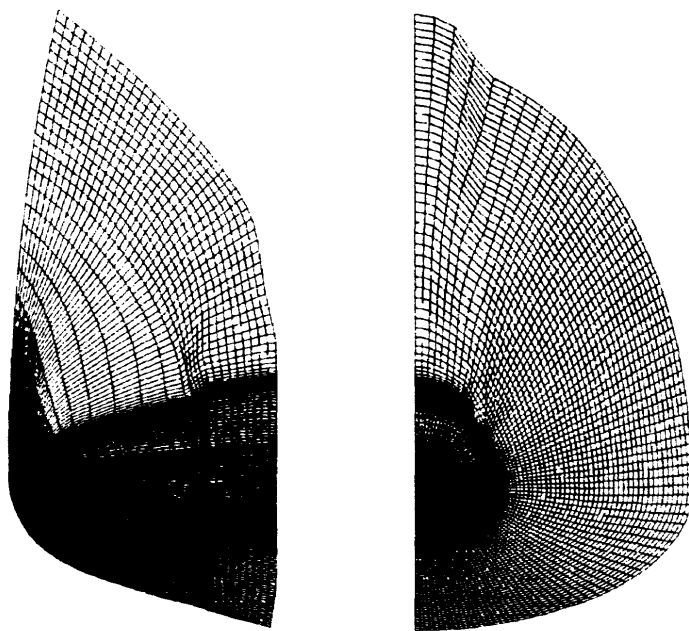


図 6 計算格子 (HYFLEX)

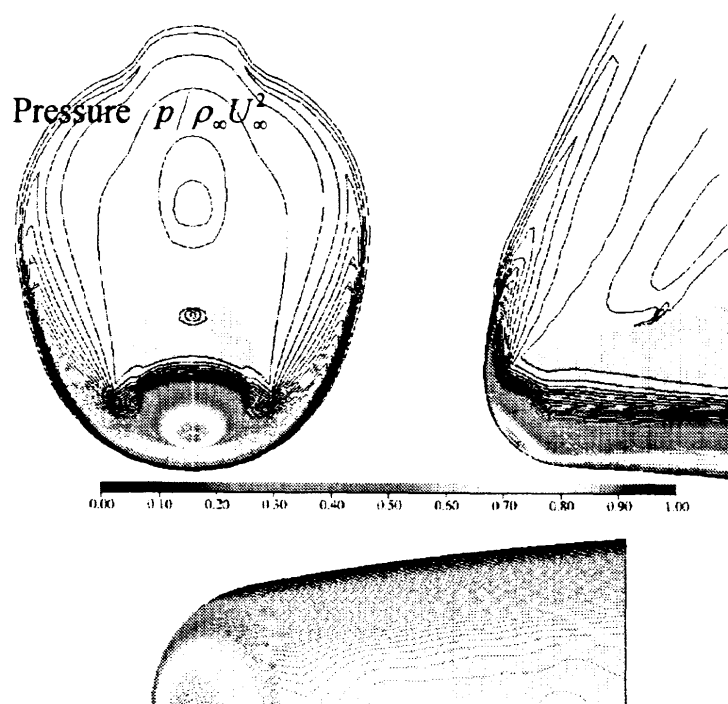


図 7 無次元圧力分布

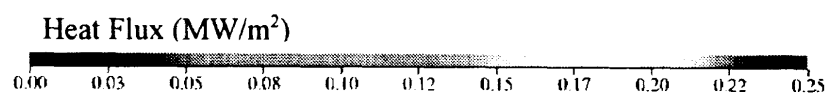


図 8 空力加熱率 (HYFLEX)

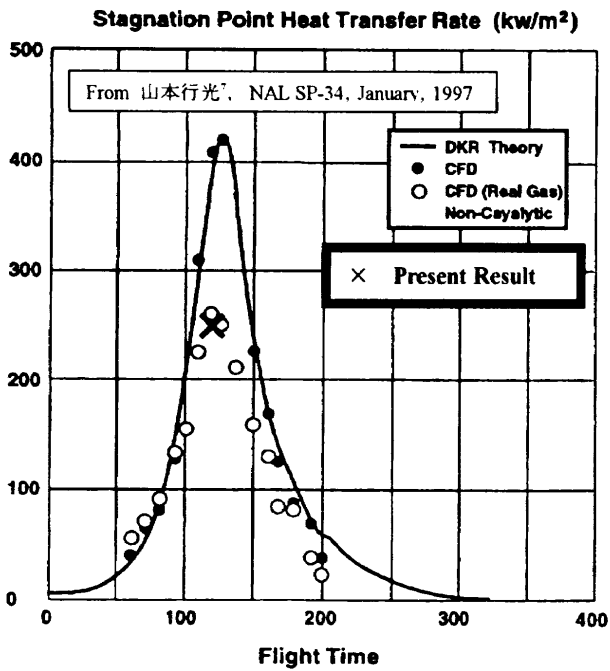


図 9 淀み点空力加熱率の比較 (HYFLEX)

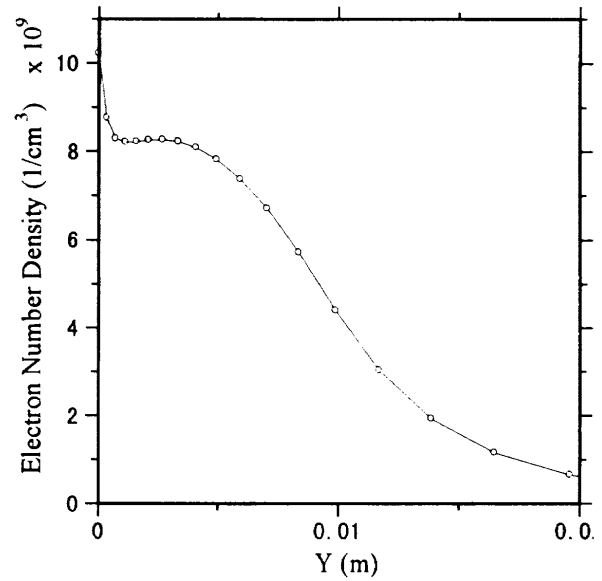
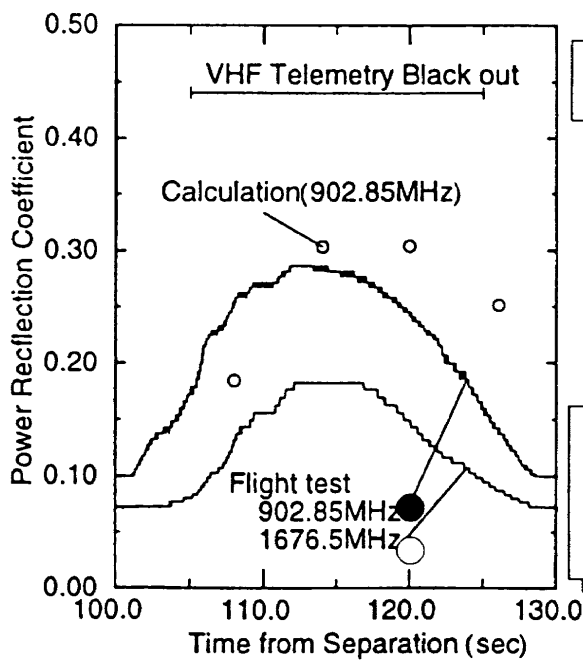


図 10 計測位置における電子密度分布 (HYFLEX)



⁹ 伊藤、高木、寺岡、"リフレクトメータによる機体まわりのプラズマ電子密度計測"、'96 第40回宇宙科学技術連合講演会、P233-234.

図 11 電波反射係数の比較

c) HOPE

計算条件は、高度 90km、マッハ 26 に相当し、表3に示される。

表 3 主流条件 (HOPE)

速度(m/s)	密度(kg/m³)	温度(K)	迎角(度)
7218	0.191×10^{-4}	199	40

物体表面温度は均一に 1366K とする。また、非触媒壁とする。計算格子を図12に示す。流れ方向 130、物体から出る方向 60、周方向 91 (対称条件で半空間分) である。但し、ここでは物体から出る方向は奇数点だけを用いて 30 とした。得られた無次元圧力分布を図13に、表面加熱率を図14に示す。

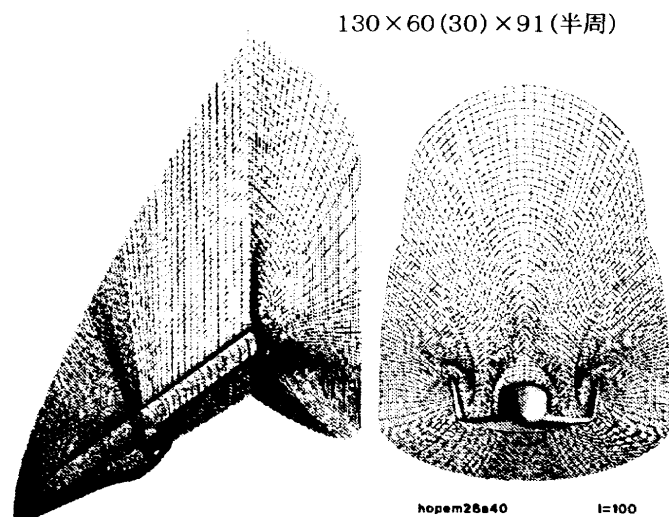


図 12 計算格子 (HOPE)

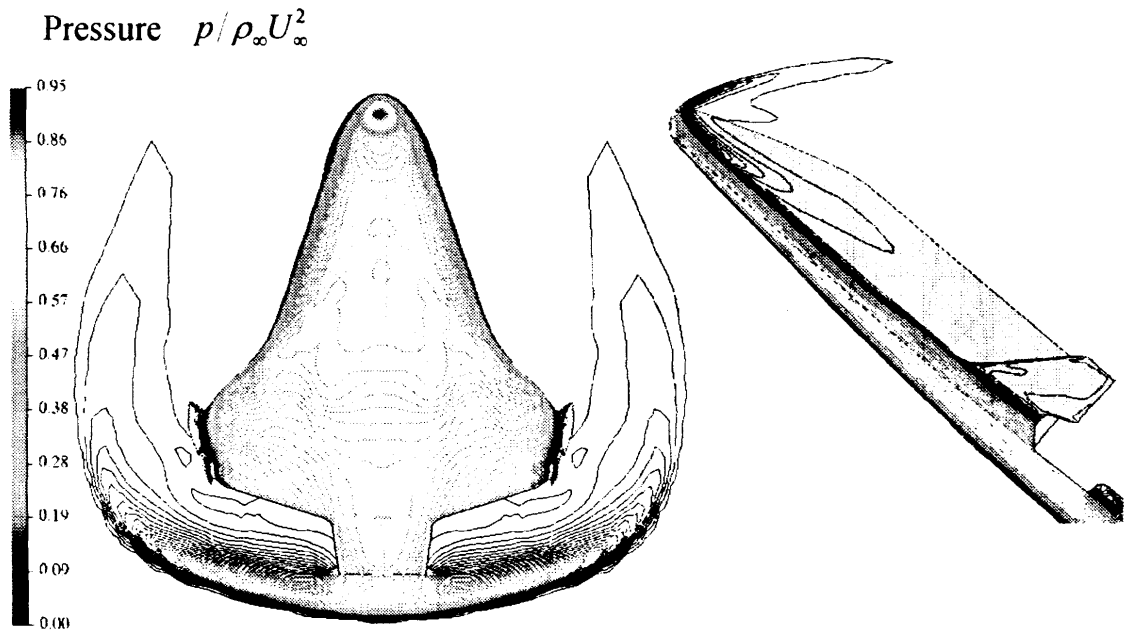


図 13 無次元圧力分布 (HOPE)

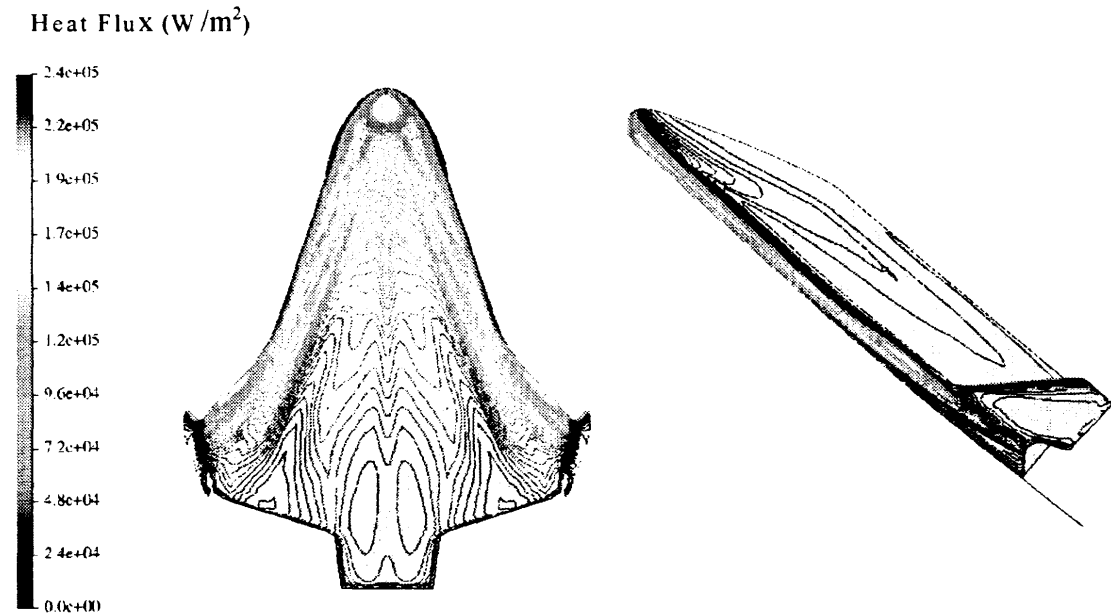


図 14 空力加熱率分布 (HOPE)

4. まとめ

宇宙往還機まわりの三次元高エンタルピー流れワークショップの課題として、スペースシャトル(STS-2)、HYFLEX 頭部、及び HOPE のまわりの三次元熱化学非平衡流れを NAL 数値風洞(NWT)上で並列処理により計算した。さらに圧力と熱流束に関して部分的に、既存の計算値、フライトデータ実測値等との比較を行った。また、HYFLEX については得られた電子密度分布を用いて、ブラックアウト時の電波反射強度に関して、フライト時の計測データとの比較を試みた。最後に、本報告は平成8年度NAL業務委託『宇宙往還機まわりの超高速流実在気体解析』、及びNAL一日産共同研究『高速流の高精度数値シミュレーション技術に関する研究』の成果に基づくものである。

謝辞

NWT 上での並列処理に関して色々な方が快く相談に乗ってくださり、貴重なアドバイスを下さいましたことに感謝いたします。

電離・再結合現象と反応レートのモデルに関して貴重なアドバイスを頂きました Chul Park 先生に御礼申し上げます。

電波反射率の計算は Detlev Konigorski、グラフィックス処理は平澤、福永に行ってもらった。最後にこれらの同僚に感謝の意を表したい。

参考文献

- ¹ 第15回航空機計算空気力学シンポジウム, 1997年6月
- ² Gnoffo, P.A., Gupta, R.N., and Shinn J.L., NASA TP-2867, 1989.
- ³ Chul Park, "Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics," John Wiley & Sons, 1990. pp.35-41.
- ⁴ 嶋田、関野、
- ⁵ K.Weilmuenster, et.al., J.S.R.Vol.31, No.3, 1994
- ⁶ J.Bertin and C.Campbell, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.33, No.4, 1996
- ⁷ 山本, 第14回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, SP-34, 1997, p.55.
- ⁸ Konigorski, D., "Program for Calculating the TE Reflection Coefficient," 日産社内報告書 691(A)-M-9-019, 1997.
- ⁹ 伊藤、高木、寺岡、第40回宇宙科学技術連合講演会, p.233, 1996.