

空力設計ツールとしての極超音速流計算コードの開発 (その2)

中尾 雅弘* 藤井 孝藏**

Code Development for Hypersonic Real-gas Flow Simulations toward the Design of Space Vehicles(2)

by

Masahiro NAKAO

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

Kozo FUJII

The Institute of Space and Astronautical Science

ABSTRACT

A hypersonic flow Simulation system is under development. A flow analysis code, an adaptive grid generation code, and a computation code of equilibrium chemical composition as a post process routine have been developed. The flow analysis code that is based on 3-D upwind flux splitting scheme using the VEG (Variable Equivalent Gamma) method has been improved in order to simulate heat transfer distributions. Numerical simulations are conducted for flow fields around HOPE(H-2 orbiting plane). Flow conditions are Mach number of 15 and angle of attack of 30 degrees. Computed heat transfer ratio distributions are obtained. Results are compared with experimental data and good agreement is shown along a body symmetrical line of lower surface.

1. 緒 言

計算空力は航空機の空力設計ツールという観点から考えると、亜音速から遷、超音速の領域では風洞試験に代わるもの、より効率良く経済的なシミュレーションの方法として発達してきたといえるが、極超音速航空機に対してはより重要な役目を負っているといえる。というのも他の速度領域とは異なり、極超音速では風洞試験そのものが難しく、実験技術、計測技術等、未だ十分に発達しているとはいえないからである。したがって、現在のところ極超音速航空機的设计は計算空力に頼らざる得ない部分が多い。

さて、設計ツールとしての空力計算コードを

開発する過程では、まず第一段階としてプログラムの完成があり、第二段階として検証、そして第三段階として実際の利用にあたっての計算効率向上、精度向上、作業性向上等がある。現在、筆者らはこの第一段階を経て第二、第三の段階へと開発を進めつつある。本稿ではこの過程において得られたいくつかの成果について紹介する。

2. 設計ツール開発

設計ツールとして計算コードを開発するには、形状定義、格子生成、流れ場解析、後処理という一連のシステムを揃えなければならない。これがさらに発展すると計算結果を形状にフィードバックする逆解法となる。亜音速から遷、超音速の領域では、ナビア・ストークスコードを流れ場解析として用いるシステムがある程度整備されている。このシステムを極超音速領域に

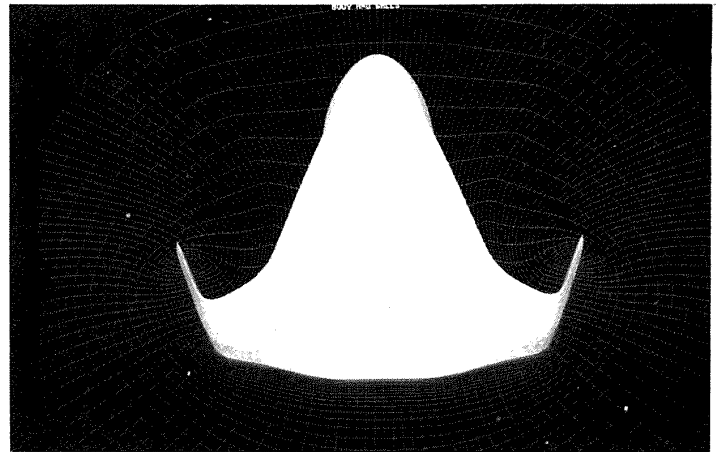
*三菱重工業(株)

**宇宙科学研究所

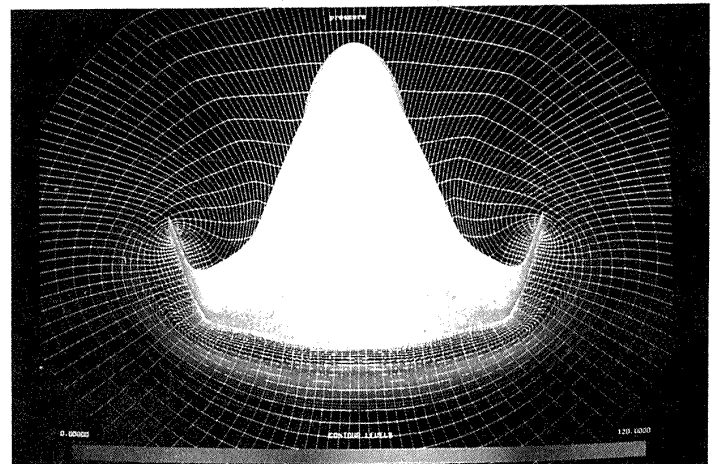
拡張しようとする、流れ場解析はもちろんのこと格子生成、後処理についても改修、もしくは新たな機能の追加を行う必要がある。格子生成については、極超音速流れに適したジオメトリと解適合手法、後処理については、設計に必要な空力加熱データ、解離気体の成分分布データの処理などが挙げられる。また流れ場解析では実在気体効果の導入が最も大きな改修点となる。本稿では、格子生成に対しては衝撃波適合型格子生成法、後処理としては実在気体計算結果から解離した気体の成分を計算する手法、流れ場解析に関しては昨年紹介したコード¹⁾²⁾を改修した等温壁境界条件による計算結果の3点について紹介する。なお流れ場解析の計算手法は3次元ナビヤ・ストークス方程式をベースにRoeの近似Riemann解法を用いて有限差分法で解き、実在気体効果は、Tannehillらの平衡流に対する曲線近似⁴⁾⁵⁾を導入している。

3. 計算格子

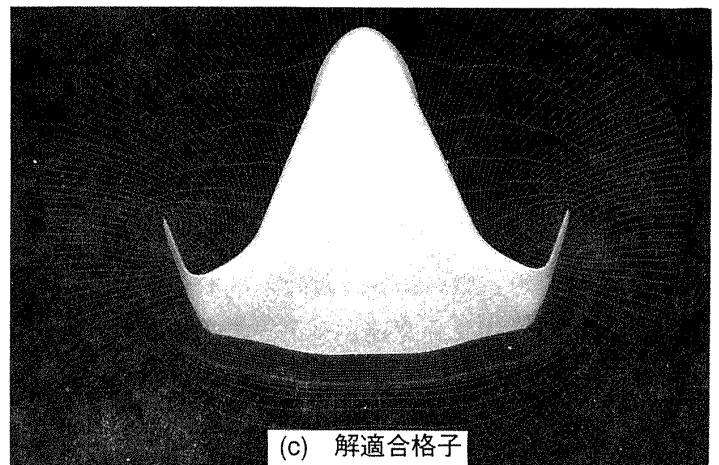
極超音速では物体を取り囲むように衝撃波が形成され、この衝撃波の外側には流れの情報は伝播しない。したがって計算領域もこの衝撃波の内側のみでよいことになる。一般に極超音速では衝撃波が物体に接近しているため、計算領域も他の速度領域の場合とは大きく異なったものとなる。ここでは遷音速用に生成した計算格子からでも極超音速流用に改良できる方法について以下に示す。ここで用いた解適合型格子は比較的簡単な手法を用いている。すなわち、初期格子による計算結果より圧力勾配を計算して衝撃波の位置を判断し、その勾配の大きさに従って格子を集めるわけであるが、 ξ 方向（物体表面から離れる方向）の格子線は変えずにその線に沿って格子点を動かす方法を用いている。この方法は計算が非常に簡単なこと以外に次の様な利点を有している。すなわち、HOPEのように胴体とチップフィン間にチャンネル領域を有する機体では格子を集める際、格子の重なりが生じてしまうことが多分にある。しかし、 ξ 方向の格子線を保存すると、もとの格子が重なっていない限り新しい格子も重なることはない。したがって格子を再生成する手間が省けるわけである。図1に解適合型格子の例を示す。図1(a)は初期格子で流れ方向に垂直な断面の格



(a) 初期格子



(b) 初期格子+計算結果（圧力分布）



(c) 解適合格子

図1 解適合格子の生成

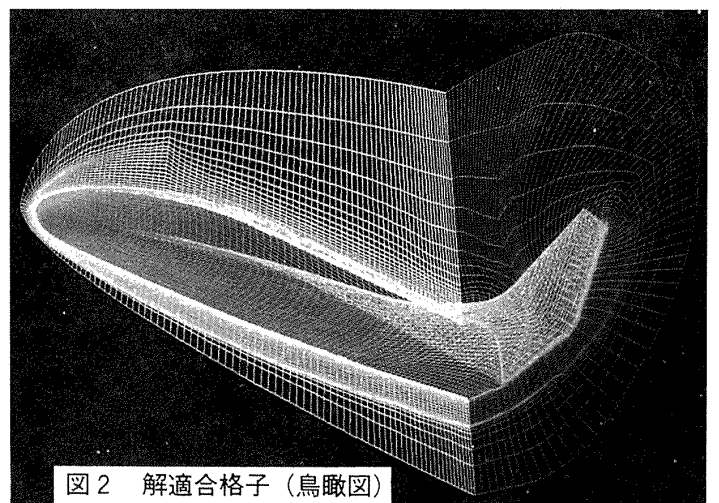
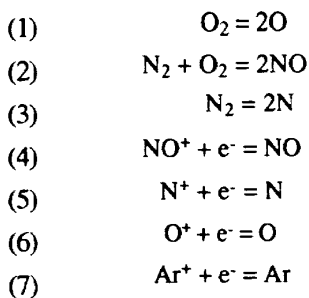


図2 解適合格子（鳥瞰図）

子を表している。図1(b)は初期格子を用いて計算した結果である。この結果を用いて下面に生じた衝撃波に格子を集める。図1(c)に最終的に得られた解適合格子を示す。胴体からチップフィンの間の格子にもよく対応できていることがわかる。図2は対称面の格子も同時に描いたものである。

4. 成分計算

流れを平衡流と仮定すると、計算結果の流れ場データから解離した気体分子の成分分布を計算することができる⁹⁾。ここでは流れ場解析コードで計算した結果を用いて後処理として成分を計算する手法について紹介する。ここで取り扱うのは、 O_2 , N_2 , O , NO , N , NO^+ , e^- , N^+ , O^+ , Ar , Ar^+ の11成分である。簡便のために上記の順番に $i = 1, 2, \dots, 11$ と番号をつける。また反応式は下に示す7つの式を用いる。



また各反応式に対する平衡定数は以下のようにになる。

$$\begin{aligned} K_1 &= \frac{\sigma_3^2}{\sigma_1^2} & (1) \\ K_2 &= \frac{\sigma_4^2}{\sigma_1 \sigma_2} & (2) \\ K_3 &= \frac{\sigma_5^2}{\sigma_2} & (3) \\ K_4 &= \frac{\sigma_4}{\sigma_6 \sigma_7} & (4) \\ K_5 &= \frac{\sigma_5}{\sigma_8 \sigma_7} & (5) \\ K_6 &= \frac{\sigma_3}{\sigma_9 \sigma_7} & (6) \\ K_7 &= \frac{\sigma_{10}}{\sigma_{11} \sigma_7} & (7) \end{aligned}$$

ここで K_j は j 番目の反応式に対応した平衡定数で σ_i は i 番目の成分のモル数を表している。平衡定数 K_j は各成分の分圧による平衡定数 $K_{p,j}$

を用いて以下のように表される。

$$K_j = K_{p,j} \left(\frac{p^0}{\rho RT} \right)^{\Delta N}$$

ここで ΔN は反応前と反応後の分子のモル数により変わり

$$(1), (3) \text{ 式} : \Delta N = 1$$

$$(4) \sim (7) \text{ 式} : \Delta N = -1$$

$$(2) \text{ 式} : \Delta N = 0$$

となる。平衡定数 K_1 から K_7 は Gibbs の自由エネルギーを極小にするという条件から求める。また質量保存則より次の式が成り立つ。

$$2\sigma_1 + \sigma_3 + \sigma_4 + \sigma_6 + \sigma_9 = \sigma_0 \quad (8)$$

$$2\sigma_2 + \sigma_4 + \sigma_5 + \sigma_6 + \sigma_8 = \sigma_N \quad (9)$$

$$\sigma_{10} + \sigma_{11} = \sigma_{Ar} \quad (10)$$

$$\sigma_6 + \sigma_8 + \sigma_9 + \sigma_{11} = \sigma_7 \quad (11)$$

ここで σ_0 , σ_N , σ_{Ar} はそれぞれ一様流の酸素、窒素、アルゴン原子のモル数を表している。

以上の式を用いて繰り返し計算を行ない成分分布を求める。

2次元の鈍頭物体に対して平衡流れの計算結果から成分分布を求めた例を紹介する。計算モデルと計算格子は図3に示したような簡単なもので、一様流のマッハ数は15である。図4は中心線上の成分モル分率の変化を示したもので $x/r = -1.2$ の点が衝撃波の位置を表している。このグラフより衝撃波の直後で O_2 , N_2 が解離を起こし O , N 原子やイオンが生成されていることがわかる。また3次元の鈍頭物体表面での酸素原子 O の成分分布を表したものを図5に示す。計算条件はマッハ数15、迎角 20° である。この酸素原子の生成は実際の機体の開発では重要である。というのは機体表面に取付けられたアンテナなどの金属部品があると酸素原子の存在は腐食につながるからである。このような気体の成分分布を調べることは機体形状のみならずアンテナ等の装備品の位置決めにも供することができる。

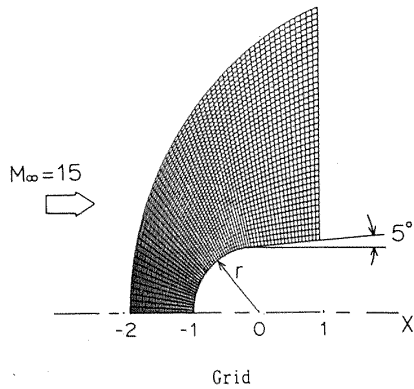


図3 2次元鈍頭物体周りの計算格子

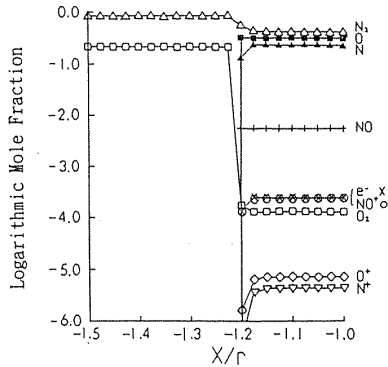


図4 対称線上での解離気体成分分布 (M=15)

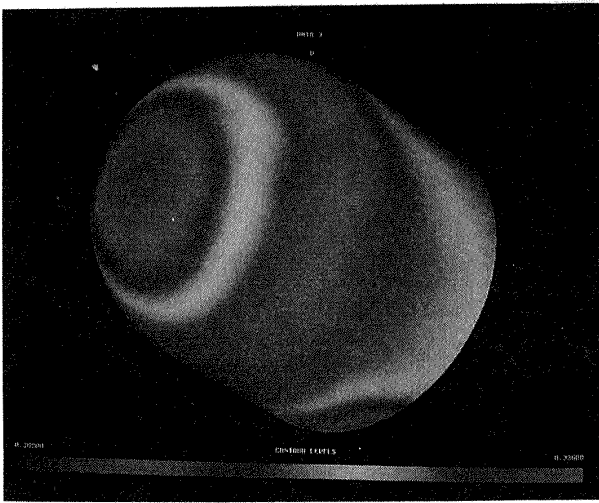


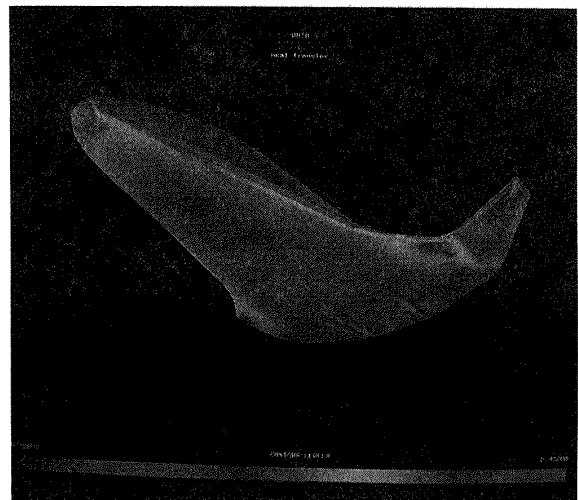
図5 3次元鈍頭物体周りの酸素原子分布 (M=15, $\alpha=20^\circ$)

5. 空力加熱率分布計算

最後にHOPE形状に対して空力加熱率分布の計算を行った結果を示す。計算条件はマッハ数15、迎角 30° である。図6に機体表面の空力加熱率を示す。この図を見ると通常空力加熱率の高くなるノーズ下面、主翼前縁部分以外にも高い空力加熱率の領域が存在していることがわかる。すなわち、主翼下面のチップフィンの付け根あたりで、形状変化の影響だけでは解釈できない比較的高い空力加熱率を示している部分が

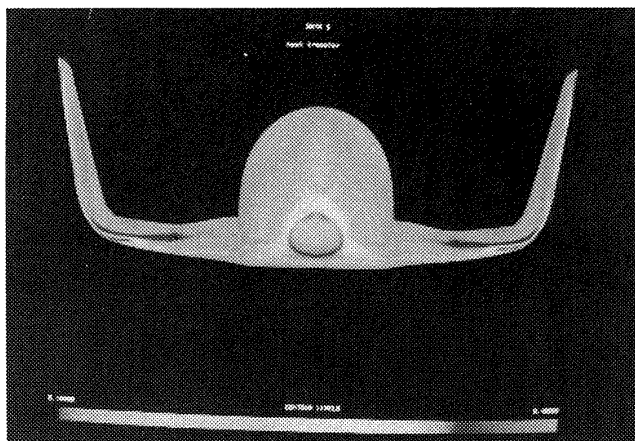
存在している。この原因を調べるために衝撃波の波面を描いてみた。図7がそれで、機体のノーズから発した衝撃波と主翼の付け根付近から発する衝撃波がチップフィンの付け根辺りで干渉していることがわかる。この干渉により空力加熱の上昇が起こったものと考えられる。すなわち、衝撃波が干渉を起こすと短い区間で急激な圧力や温度の上昇が起こるため、機体表面からの温度変化も大きくなり結果的に加熱率が高くなったものと考えられる。図8は胴体下面対称線上での空力加熱率の変化を表したもので、

Calspanで行った風洞試験結果と比較している。横軸はノーズ先端からの距離を示しており、全長で無次元化している。縦軸は空力加熱率を表しており、ノーズの淀み点での空力加熱を基準にして無次元化している。試験値との比較では傾向としては概ね合っていると見える。更に詳細に検討するため主翼前縁付近での空力加熱率を比較してみた。図9は機体対称面からの距離が全幅の20%の位置で前縁から下面側の加熱率分布を表したものである。横軸はその位置でのコード長を基準にして無次元化した距離を表している。胴体下面と異なり試験値と計算値で大きな差が現われていることがわかる。この原因としては、主翼前縁部分では曲率が急激に変化しているが、今回用いた計算格子がこの部分で十分な細かさを持っていなかったため試験値で得られたような加熱率の上昇が捕えられなかったものと考えられる。



(a) 鳥瞰図

図6 HOPE周りの空力加熱率分布 (M=15, $\alpha=30^\circ$)



(b) 正面図

図6 HOPE周りの空力加熱率分布 ($M=15, \alpha=30^\circ$)

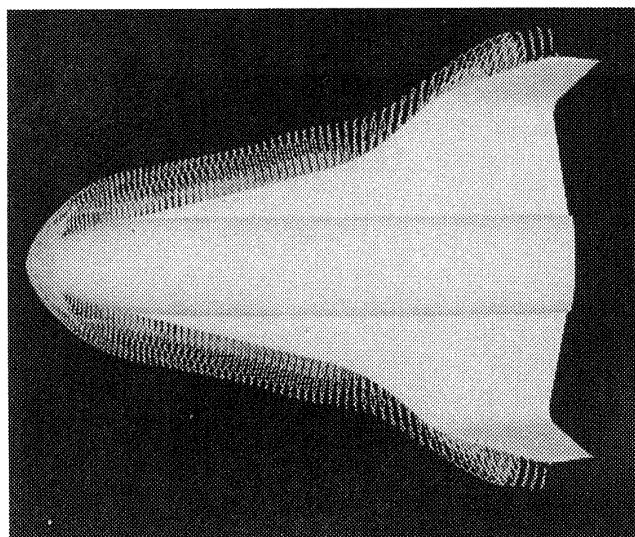


図7 HOPE周りの衝撃波形状

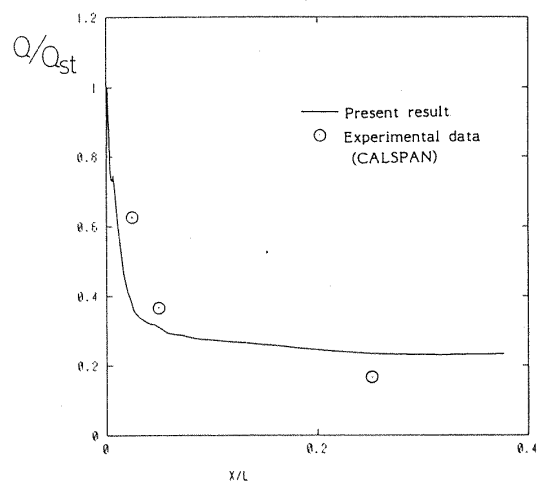


図8 胴体対称面下面での空力加熱率分布

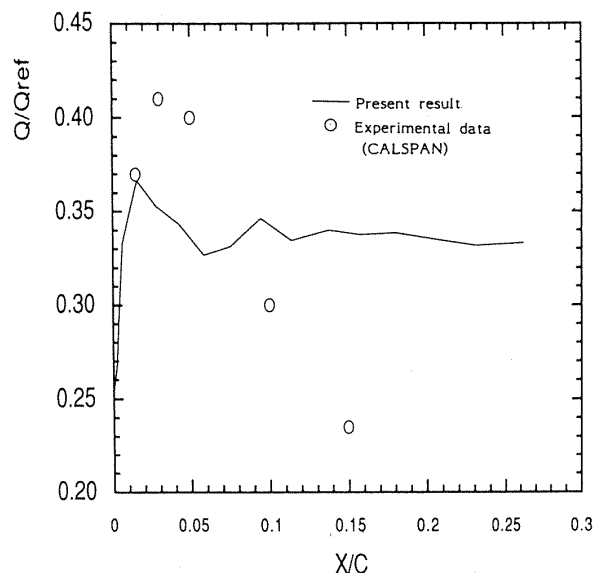


図9 主翼下面での空力加熱率分布

6. まとめ

空力設計ツールとしての極超音速流計算コードの開発の一環として格子生成，流れ場解析，後処理の各々について作成，改修を行った。格子生成に関しては，衝撃波に格子を集中させる衝撃波適合型格子生成プログラムを開発，後処理については解離気体の成分を計算するプログラムを作成，さらに流れ場解析に関しては等温壁境界条件を導入したコードで機体表面の空力加熱率を計算した。空力加熱率分布に関しては，Calspanで実施した風洞試験データと比較を行った結果，胴体対称面では合っていたが，主翼前縁等は差異が生じており，今後さらに検討が必要と考える。

7. 謝 辞

本発表にあたって，宇宙開発事業団のご厚意により，HOPEの形状データ及び，委託業務で得られたCalspanでの風洞試験データを使用させて頂いたことに対し厚くお礼を申し上げます。

8. 参考文献

- 1) 中尾，藤井；空力設計ツールとしての極超音速流計算コードの開発，第9回航空機計算空気力学シンポジウム論文集，航空宇宙技術研究所，SP-16，1991.

- 2) Nakao, M. and Fujii, K., "Code Development for Hypersonic Real-gas Flow Simulations Toward the Design of Space Vehicles," 4th ISCFD, 1991.
- 3) Nakao, M. and Fujii, K., "Numerical Analysis of Hypersonic Real-gas Flows over Space Vehicles," iPAC-Gifu, 1991.
- 4) Srinivasan, S., Tannehill, J. C. and Weilmuenster, K. J., "Simplified Curve Fits for the Thermodynamic Properties of Equilibrium Air," NASA RP-1181, 1987.
- 5) Srinivasan, S. and Tannehill, J. C., "Simplified Curve Fits for the Transport Properties of Equilibrium Air," NASA CR-178411, 1987.
- 6) Prabhu, R. K. and Erickson, W. D., "A Rapid Method for the Computation of Equilibrium Chemical Composition of Air to 15000 K," NASA TP-2792, 1988.