

空力設計ツールとしての極超音速流計算コードの開発

中尾 雅 弘* 藤 井 孝 藏**

Code Development for Hypersonic Real-gas Flow Simulations Toward the Design of Space Vehicles

by

Masahiro NAKAO

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

Kozo FUJII

The Institute of Space and Astronautical Science

ABSTRACT

Hypersonic flows over simple 3-D bodies and a practical plane are simulated using a real-gas Navier-Stokes code under an equilibrium air assumption. This code is based on 3-D upwind flux splitting scheme with generalized Roe's Riemann solver. The real-gas effect is incorporated using the VEG (Variable Equivalent Gamma) method. The equivalent gamma and other thermodynamic properties are calculated using empirical curve fits of equilibrium air.

Numerical simulations are conducted for flow fields around a spherical blunt body, a hemisphere, as simple configurations, and HOPE (H-II orbiting plane: Japanese spaceplane) as a practical plane configuration. Flow conditions are Mach numbers of 7.72 for hemisphere, 15.0 for the blunt bodies and HOPE. Computed pressure and density distributions are presented. results for simple configuration case is compared with experimental data for the code validation.

1. ま え が き

宇宙往還機やスペースプレーン等の開発が進められるにつれ、極超音速域での空力性能や空力加熱特性を精度良く推算する設計ツールに対する要求が強まっている。しかしながら、マッハ数15という極超音速域では従来の遷音速計算コードはそのままでは用いることができない。これは極超音速流れの場合物体前方に発生する強い衝撃波と、その後方の数千度という高温領域での空気の解離等の現象が生じるためである。現在これらの課題を解決すべく、各国で極超音速空力計算コードが

開発されつつあるがそのほとんどは研究レベルであり設計ツールとしては十分な効率を有しているとはいえない。本稿では現在進めつつある設計ツールとしての極超音速流計算コード開発段階の一成果として、3次元実機形状に対する計算が極超音速で可能となったのでその結果について報告する。

2. 計 算 手 法

計算手法の概要を以下に示す。

コード：3次元極超音速 Navier-Stokes コード

(1) スキーム：Roe の近似リーマン解法を用いた風上差分法¹⁾

(2) 高精度化：MUSCL 法¹⁾

* 三菱重工業株

** 宇宙科学研究所

- (3) 時間積分：陽解法および LU-ADI 法²⁾
 (4) 実在気体効果：平衡気体の曲線近似³⁾を用いた VEG (Variable Equivalent Gamma)⁴⁾ 法

3. 実在気体効果導入法

一般に流れが熱的、化学的に平衡である場合には、ある状態量（例えば圧力）は他の 2 つの状態量（例えば、内部エネルギー ϵ と密度 ρ ）の関数として表される。すなわち

$$P = P(\epsilon, \rho) \quad (1)$$

上の式は一般には簡単な関数としては表せないが、完全気体の場合は特別で以下のような式で表される。

$$P = \rho \epsilon (\gamma - 1) \quad (2)$$

そこで平衡気体の場合も上の関係式が成り立つと仮定する。ただし、この際、比熱比 γ は定数ではなく内部エネルギーと密度の関数と考える。すなわち等価な比熱比 $\hat{\gamma}$ (Equivalent Gamma) を導入することにより、圧力 P を以下の形に仮定する。

$$P = \rho \epsilon (\hat{\gamma} - 1) \quad (3)$$

ただし、

$$\hat{\gamma} = \hat{\gamma}(\epsilon, \rho) \quad (4)$$

なお $\hat{\gamma}$ は平衡気体の統計に基づく解析値の曲線近似で与えられる。ここで注意しなければならないことはこの $\hat{\gamma}$ は実際の比熱比とは異なることである。この $\hat{\gamma}$ は平衡気体のある状態における圧力と密度、そして内部エネルギーより(3)を用いて逆算した値と考えればよい。

つぎに Roe の近似リーマン解法に実在気体効果を導入する。簡単のために一次元のオイラー方程式を考えると

$$Q_t + F_x = 0 \quad (5)$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ e \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ (e + P)u \end{bmatrix} \quad (6)$$

ここで

- ρ : 密度
 u : 速度
 e : エネルギー

P : 圧力

上式を時間と空間方式に離散化すると

$$Q^{n+1} - Q^n = -(\Delta t / \Delta x) (\tilde{F}_{j+1/2} - \tilde{F}_{j-1/2}) \quad (7)$$

ここで \tilde{F} は数値流束で Roe の近似リーマン解法を用いると

$$\tilde{F}_{j+1/2} = (1/2) (\tilde{F}_L + \tilde{F}_R - |A| \Delta Q) \quad (8)$$

ここで

$$A = R^{-1} \Lambda R \quad \Delta Q = Q_R - Q_L \\ |A| \Delta Q = R |A| R^{-1} \Delta Q \quad (9)$$

さらに Roe の Average を用いるとコラムベクトル $R^{-1} \Delta Q$ は以下ようになる。

$$R^{-1} \Delta Q = (a_1, a_2, a_3)^T \quad (10)$$

ただし

$$a_{1,2} = (\Delta P \pm \rho a \Delta u) / (2a^2) \\ a_3 = (a^2 \Delta \rho - \Delta P) / (a^2)$$

また a は音速である。さて上式を計算するためには音速 a と圧力の微係数 ΔP を求める必要がある。 a は密度と内部エネルギーより平衡気体の曲線近似で求められる。一方圧力の微係数は以下のように求められる。

一般に平衡気体では(1)式より

$$\Delta P = \left. \frac{\partial P}{\partial \rho} \right|_{\epsilon} \Delta \rho + \left. \frac{\partial P}{\partial \epsilon} \right|_{\rho} \Delta \epsilon \quad (11)$$

ここで式(3)を用いると

$$\Delta P = \epsilon \left. \frac{\partial \hat{\gamma}}{\partial \rho} \right|_{\epsilon} \Delta \rho + \left\{ (\hat{\gamma} - 1) + \left. \frac{\partial \hat{\gamma}}{\partial \epsilon} \right|_{\rho} \right\} \Delta \epsilon \quad (12)$$

この式をみると等価比熱比 $\hat{\gamma}$ の微係数が表れているがこの $\hat{\gamma}$ は密度や内部エネルギーがオーダ変化をしても高々 1~1.4 の範囲でしか変化しない。したがって、これらの微係数は十分小さいと考えると式(12)は簡単になり

$$\Delta P \approx (\hat{\gamma} - 1) \Delta \epsilon \quad (13)$$

と表される。この式を用いると(10)式を計算することが可能となり、実在気体に対する Roe の近似リーマン解法が構築される。

4. 計算結果

ここでは 3 次元単純形状の例としてよく用いられる鈍頭物体に対する計算結果を示す。計算条件は以下のようなものである。

$$M_\infty = 15.0, \alpha = 20.0^\circ, \rho_\infty = 0.002 \text{ kg/m}^3, \\ P_\infty = 170.0 \text{ N/m}^2, T_\infty = 295 \text{ K}$$

図1は計算に用いた格子であり、格子点数は77,531(61×31×41)である。図2は物体まわりの密度分布を表しており(a)は実在気体効果を導入したもの、(b)は完全気体の仮定で計算をおこなったものである。実在気体では完全気体に比べて衝撃波の離脱距離が短くなっていることがわかる。また、図3は実在気体の物体表面上の温度分布を表したものである。

つぎにコードの検証のために実験データとの比較を行う。対象は半球で実験条件は以下のとおりである。

$$M_\infty = 7.72, \rho_\infty = 0.006 \text{ kg/m}^3, T_\infty = 1253 \text{ K}, \\ P_\infty = 2258 \text{ N/m}^2, \text{Re} = 3.6 \times 10^6$$

半球を用いた極超音速風洞試験は Miller らによって Langley で行われ⁵⁾、衝撃波の離脱位置が計測されている。図4は半球まわりの計算格子を表している。格子点数は58,621(61×31×31)点である。図5は半球まわりの圧力分布で離脱衝撃波の位置を Miller らの計測結果と比較している。この図をみると計算結果と実験結果は非常によい一致を示していることがわかる。

最後に実機形状の計算ケースとしてHOPEに対する結果を示す。計算条件は以下のとおりである。

$$M_\infty = 15.0, \alpha = 30.0^\circ, \rho_\infty = 0.003 \text{ kg/m}^3, \\ P_\infty = 42 \text{ N/m}^2, T_\infty = 46 \text{ K}, \text{Re} = 1.3 \times 10^6$$

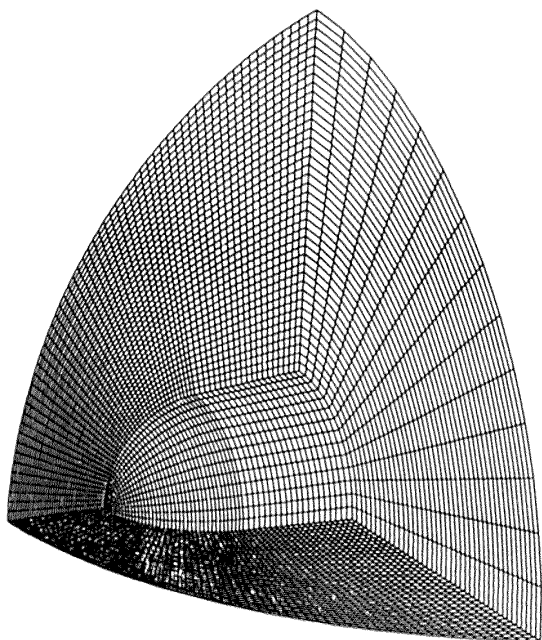
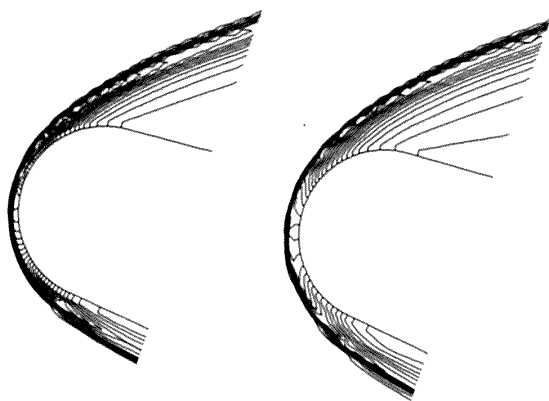


図1 鈍頭物体まわりの計算格子



(a) 実在気体 (b) 完全気体

図2 鈍頭物体まわりの密度分布

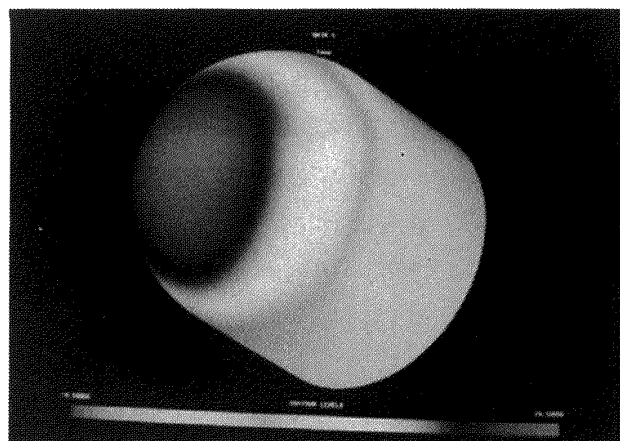


図3 表面上温度分布

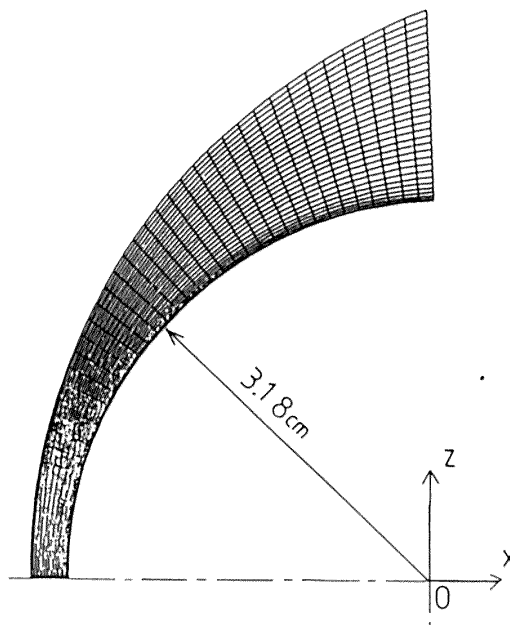


図4 半球まわりの計算格子

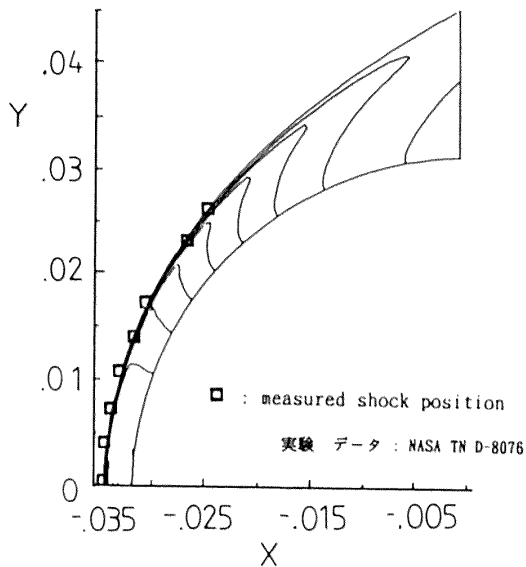


図5 半球まわりの圧力分布
(実験値との比較)

図6は HOPE まわりの計算格子で格子点数は289,275(95×87×35)点である。図7は機体まわりの圧力分布を示している。計算時間は宇宙研のスーパーコンピュータ FACOM VP-200を用いて約15時間であり、現在設計に用いられている遷音速のコード(2~3時間)と較べると5~7倍かかり実用的とはいえない。しかしながらコード自体の効率を考えると1格子、1ステップあたりの計算時間は約38 μ secで遷音速のコードの2倍程度である。これは実機形状の場合、物体と強い衝撃波との複雑な干渉が起こり、これが計算を不安定化するため時間ステップを大きく取ることができず、したがって計算ステップ数が大幅に増加し、結果的にはトータルの計算時間が長くなってしまいうためである。今後このコードを実用化するにはこの不安定化の問題を克服することが課題である。

5. ま と め

3次元実機形状が計算できる極超音速 NS コードを開発した。実在気体効果は平衡流の曲線近似による VEG 法を用いた。単純鈍頭や HOPE 等の3次元形状に対して計算を行い実験値と比較した結果、良く合っていることがわかった。実機計算の場合は安定性が良くないため計算効率としてはまだ改良の余地がある。今後はコードの効率化とともに実験値との比較を進め精度検証も行う予定

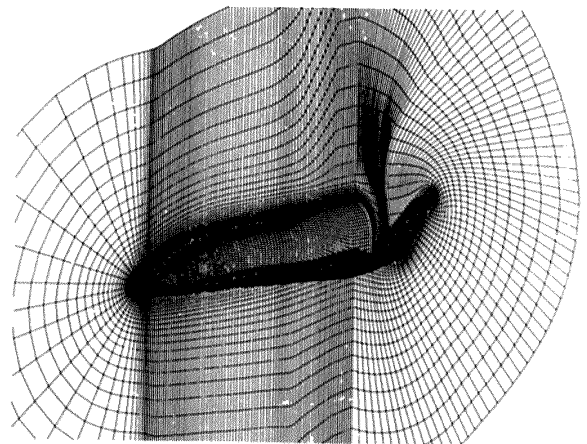


図6 HOPE まわりの計算格子

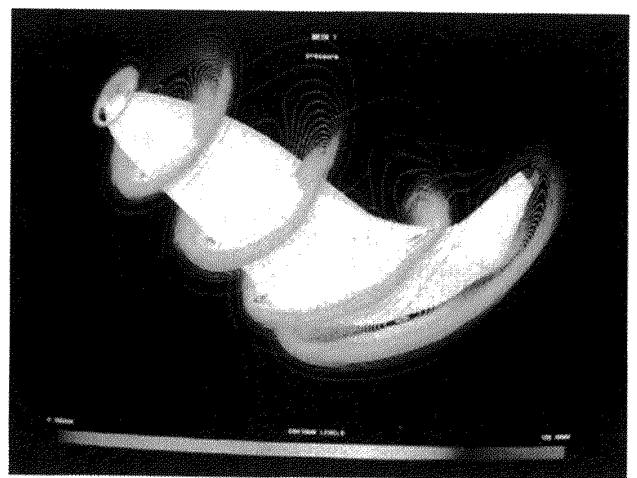


図7 HOPE まわりの圧力分布

である。

6. 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の形状を提供いただいたことに厚くお礼を申し上げます。

7. 参考文献

- 1) Yee, H.C. "A Class of High-Resolution Explicit and Implicit Shock-Capturing Methods," NASA TM-101088, February, 1989.
- 2) Fujii, K. and Obayashi, S., "High-Resolution Upwind Scheme for Vortical Flow Simulations," AIAA Journal of Aircraft, Vol. 26, No. 12, December 1989, pp. 1123-1129.
- 3) Srinivasan, S., Tannehill, J.C., and Weilmuenster, K.J., "Simplified Curve Fits

- for the Thermodynamic Properties of Equilibrium Air," NASA RP-1181, 1987.
- 4) Grossman, B. and Walters, R.W., "An Analysis of Flux-Split Algorithms for Euler's Equations with Real Gases", AIAA-87-1117, 1987.
- 5) Miller, C.G. III, "A Comparison of Measured and Predicted Sphere Shock Shapes in Hypersonic-Flows with Density Ratios from 4 to 19," NASA TND-8076, 1975.

