

## 3次元再突入物体回りの反応流の計算

和田 安弘\* 小川 哲\* 石黒 登美子\*

### Computation of Three-Dimensional Chemically Reacting Flows around Re-Entry Vehicles

by

Yasuhiro WADA, Satoru OGAWA, and Tomiko ISHIGURO  
*National Aerospace Laboratory*

#### ABSTRACT

An upwind scheme is constructed by the use of the eigenvalues and eigenvectors of the convective Jacobian matrices for the general non-equilibrium gas-dynamic equations in generalized curvilinear coordinates. This method is applied to chemically reacting hypersonic flows around a hemi-sphere cylinder and a spaceplane. The results show a splendid shock capturing capability and robustness of our scheme, revealing some characteristics of high temperature effects.

#### 1. はじめに

スペースプレーン、HOPEなどの開発には、CFDが大きな役割を果たすのではないかと期待されている。それは、実在気体に存在する多くのパラメータを風洞実験で飛行条件に合致させることは非常に困難であるからでもある。ここでは、解離・電離反応を伴う三次元極超音速粘性流にTVDスキームを適用し、実在気体効果が衝撃波離脱距離、空力加熱等に与える影響を調べる。

#### 2. 基礎方程式

非平衡圧縮性流れの基礎方程式は、全質量・運動量・エネルギーと非平衡物理量の保存方程式から構成され、いろいろな非平衡物理モデルに対して一般的に次式で与えられる<sup>1)</sup>。

$$\frac{\partial q_k}{\partial t} + \frac{\partial F_k}{\partial x_k} = \frac{\partial Fv_k}{\partial x_k} + S \quad (1)$$

ここで

$$q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ E \\ f_1 \\ f_2 \\ \vdots \\ f_n \end{bmatrix}, \quad F_k = \begin{bmatrix} \rho u_k \\ \rho u_1 u_k + \delta_{1,k} p \\ \rho u_2 u_k + \delta_{2,k} p \\ \rho u_3 u_k + \delta_{3,k} p \\ (E+p)u_k \\ f_1 u_k \\ f_2 u_k \\ \vdots \\ f_n u_k \end{bmatrix}$$

$$S = (0, 0, 0, 0, 0, s_1, s_2, \dots, s_n)^t$$

$$E = e + \frac{\rho}{2} [u_1^2 + u_2^2 + u_3^2]$$

ここで $Fv$ は粘性流束ベクトル、 $e$ は内部エネルギーである。 $f_i$ は流れに沿って運ばれる非平衡効果を表す単位体積あたりの物理量で、化学的非平衡(化学反応)を考えるならば各化学種のモル濃度 $\rho z_i$ 、振動・電子的励起等の熱的非平衡を考慮するならば非平衡熱エネルギー $e_v$ である。さらにこの形で $k-\epsilon$ 等の乱流モデルも扱うことがで

\* 航空宇宙技術研究所

きる。また圧力  $p$  は完全気体のとき内部エネルギー  $e$  に比例し簡単に表すことができるが非平衡実在気体の場合には密度、内部エネルギー、非平衡物理量  $f_i$  の関数となる。ここでは一般的な形で

$$p = p(\rho, e, f_1, f_2, \dots, f_n) \quad (2)$$

と置いている。さらに基礎方程式を一般座標に変換し Thin-Layer 近似をしたものを以下の計算では用いた。また乱流モデルは入れていない。

### 3. 物理モデル

反応モデルとしては 7-Species モデルを用い、以下の化学反応を考慮する<sup>2)</sup>。

1.  $O_2 + M \rightleftharpoons O + O + M$ ,
2.  $N_2 + M \rightleftharpoons N + N + M$ ,
3.  $NO + M \rightleftharpoons N + O + M$ ,
4.  $O + NO \rightleftharpoons N + O_2$
5.  $O + N \rightleftharpoons N + NO$
6.  $O + N_2 \rightleftharpoons NO^+ + e^-$

ここで  $M$  は衝突第三体である。また今回は化学反応のみを考え、振動・電子的励起に関しては並進温度と平衡状態にあるものと仮定して比熱比は JANAF の表から並進温度の関数とした。

### 4. スキームについて

風上差分スキームを構成するために対流項のコピ行列 (空気力学行列  $P \equiv TAT^{-1}$ ) の固有値・固有ベクトルを求めた。それらは (1) の基礎方程式から出発しているため物理モデルによらず一般的なものになっている。その際、相反ベクトルを用いて演算回数を少なくするようにし、極超音速計算でも Non-MUSCL 型 TVD スキームが安定性を増すように  $T^{-1} \Delta q$  のオーダーが圧力になるよう固有ベクトルを選んだ。数値流束は一般化された Roe 近似リーマン解法を用いた。実在気体での Roe の平均には任意性があるがここでは<sup>3)</sup>の方法をわれわれの基礎方程式に適用した。Roe の近似リーマン解法の数値流束は次式で与えられる。

$$F_{LR} = \frac{1}{2} [F_L + F_R - \bar{T} | \bar{A} | \bar{T}^{-1} \Delta q] \quad (3)$$

ここではさらに Chakravarthy の Post-processing TVD スキーム<sup>4,5)</sup> で高精度化したものを使ってい

る。

非平衡粘性流れは、方程式系が非常に stiff なので安定性を確保するためにすべての項を陰的に扱うのが望ましい。化学反応の生成項は Point Implicit<sup>6)</sup> で常に陰的に扱った。対流項に関しては基本的には対角化 ADI 法を用いた。スキームの詳しい記述は<sup>7)</sup>を参照されたい。

## 5. 計算結果

以上の計算スキームを球頭円柱とスペースプレーン回りの極超音速 3 次元流れの問題に適用した。

### 5.1 球頭円柱まわりの流れ

これは実験に合わせた計算でその条件は以下の通りである。

物体形状：球頭円柱、半径 = 0.635 cm

一様流条件：

速度：5280 m/sec  $\doteq$  M 15

温度：293 K

密度： $7.8 \times 10^{-3}$  kg/m<sup>3</sup>

圧力：664 N/m<sup>2</sup>

レイノルズ数：13620 (代表長さは半径)

用いたグリッドは  $40 \times 35 \times 85$  点で最小メッシュ幅は  $1.0 \times 10^{-3}$  である。図 1 に対称面での温度分布を示す。上半分は完全気体、下は実在気体の結果である。実験<sup>8)</sup>による衝撃波位置もプロットしてある。衝撃波離脱距離は実在気体の計算が実験とよく一致し完全気体の計算では大きく見積ってしまふことがわかる。また実在気体では、比熱の増加、衝撃波後方での解離・電離の吸熱反応により温度分布も完全気体とかなり異なったものとなる。これは図 2 の対称軸に沿った温度変化を見ればよくわかる。壁条件は等温 1200 K 非触媒性としている。対称軸上での化学種のモル分率を図 3 に示すか、これは他の<sup>9,10)</sup>の計算結果とよく一致している。対称面に沿っての空力加熱を図 4 に示す。実在気体では吸熱反応のために加熱が小さくなるが、壁が完全触媒性であると仮定すると再結合反応の発熱により完全気体の計算に近くなる。またそのときの値は Detra-Kemp-Riddell の平衡流に対する経験式に近い。完全気体, Detra-Kemp

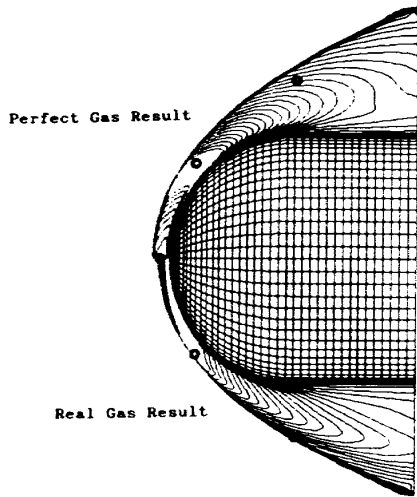


図1 球頭円柱対称面温度分布

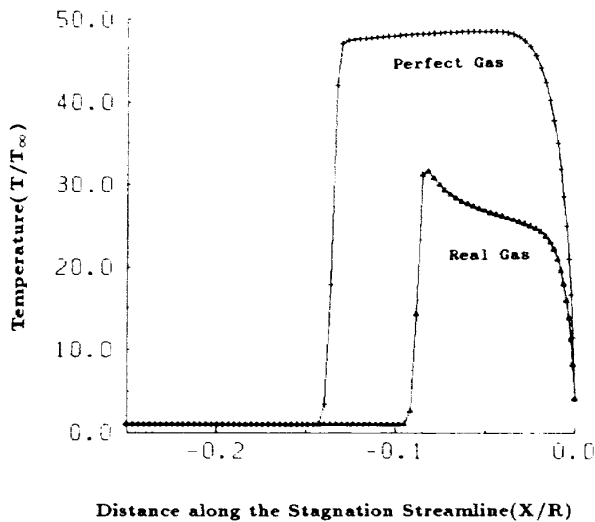


図2 球頭円柱対称軸上温度分布

-Riddellの平衡流，完全触媒性壁の实在気体，非触媒性壁の实在気体の淀み点での加熱率はそれぞれ31, 28, 27, 21 MW/m<sup>2</sup>であった。また壁条件はオイラー方程式に対するもの<sup>11)</sup>を粘性流に拡張し用いている。一般的に熱流束の計算はグリッド依存性が非常に強く，セルレイノルズ数  $Re_c$  で1のオーダーまで細かくメッシュを切らないと正しい値が得られないとの報告もある<sup>12)</sup>。そこで流入マッハ数8.03の2次元円柱の淀み点での空力加熱量をいろいろなグリッドに対して求めてみた。図5がその結果であるがこれより  $Re_c$  は約100以下であればよいことがわかる。上記3次元の計算の  $Re_c$  は約10なので，この条件を満たしている。このように熱流束計算の解像度が比較的良好なのは，

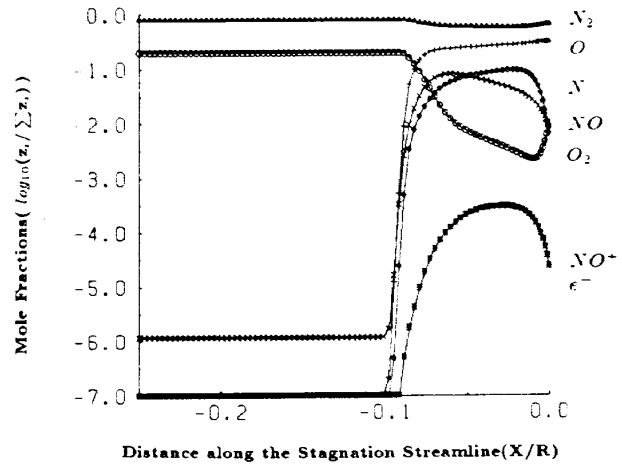


図3 球頭円柱対称軸上モル分率分布

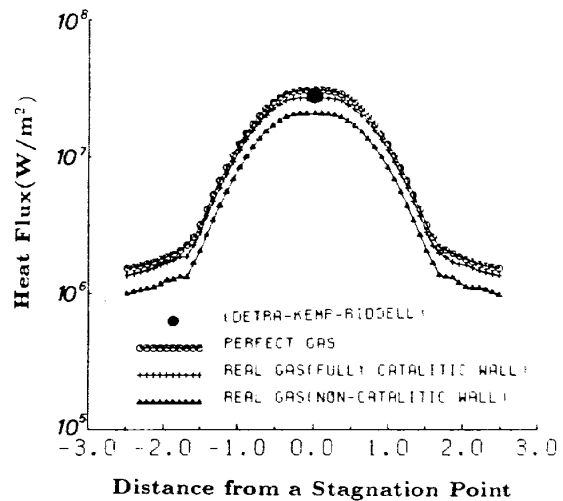


図4 球頭円柱対称面表面空力加熱分布

壁表面での物理量までTVD数値流束で決定して，Roeの方法の特性が境界層内（一種の接触不連続面）で非常によいからであろう。また，壁に垂直な方向の数値流束に関しては線形波にエントロピー条件を満たすための粘性はいっさい加えていない。

## 5.2 スペースプレーン回りの反応流

さらにNAL第0次形状スペースプレーンまわりの流れの計算を行った。計算条件を以下に示す。

全長：77m

飛行条件

高度：35km

速度：4655m/sec  $\approx$  M15

温度：236.5K

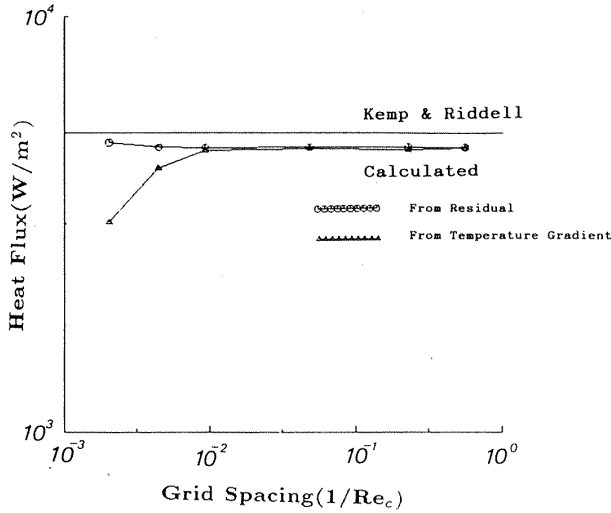


図5 熱流束のグリッド幅依存性

密度： $8.4 \times 10^{-3} \text{ kg/m}^3$

迎角： $4^\circ$

レイノルズ数： $1.9 \times 10^8$  (代表長さは全長)

これはスクラムエンジンで上昇するときの最終段階に相当するが、比較的低高度の密度の高いところを極超音速で飛行するために非常に大きなレイノルズ数になり球頭円柱回りの計算に比べると難しい計算となっている。用いたグリッドは $60 \times 45 \times 65$ で最小メッシュ幅は $1.0 \times 10^{-6}$ である。壁は1200 Kで等温とし非触媒性を仮定した。圧力分布を図6に示すが、機体から発生した衝撃波が主翼と干渉して圧力が上昇している。図7, 8に完全気体の計算との比較を示す。球頭円柱と同じように実在気体では衝撃波位置が物体に近付き、70% chord 回りのピッチングモーメントは7.2%実在気体の方が大きくなっている。一方、酸素原子は金属を劣化させるのでその分布は設計上重要である。図9, 10にそのモル分率の分布を示す。機首近傍で発生した酸素原子は側面での高圧部に押されて機体の上部と下部に集中し、上部では剥離渦のために再び機体後方で広がっている。図11のオイルフロー図から酸素原子は流れに沿って運ばれているのかわかる。ただし、剥離位置に関しては層流の仮定と格子点の不足により必ずしも十分な信頼性はないと考える。淀み点での空力加熱率は実在気体で1.8MW、完全気体で2.2MWであった。機首を半径0.5mの球形としてDetra-Kemp-Riddellの式から計算した値は2.3MWであり機首近

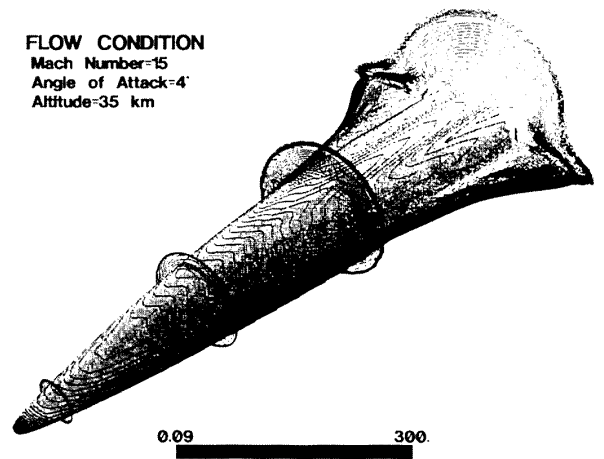


図6 スペースプレーン圧力分布

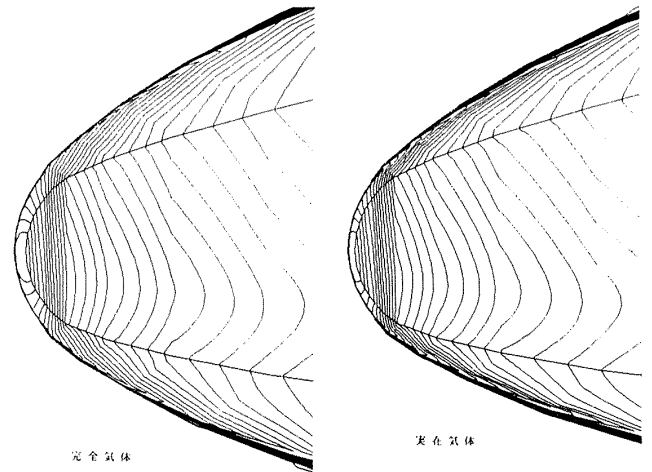


図7 スペースプレーン機首近傍圧力分布

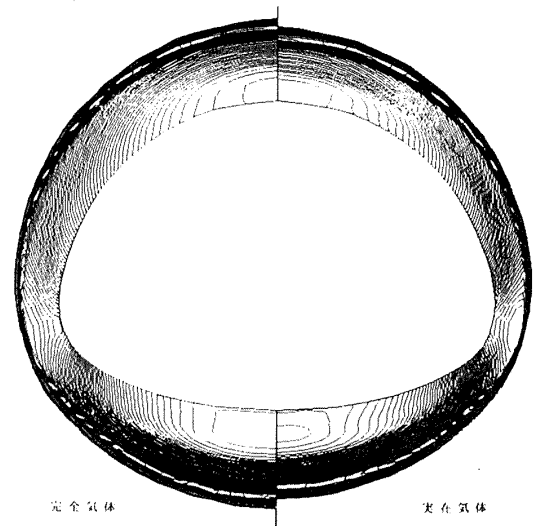


図8 スペースプレーン10% Chord 位置圧力分布

傍に限っていえば定量的に正しい解を得ているものと考えられる。これらの加熱率はSpace-Shuttle再突入時の最大加熱率よりも1桁大きい、これ

FLOW CONDITION  
Mach Number=15  
Angle of Attack=4°  
Altitude=35 km

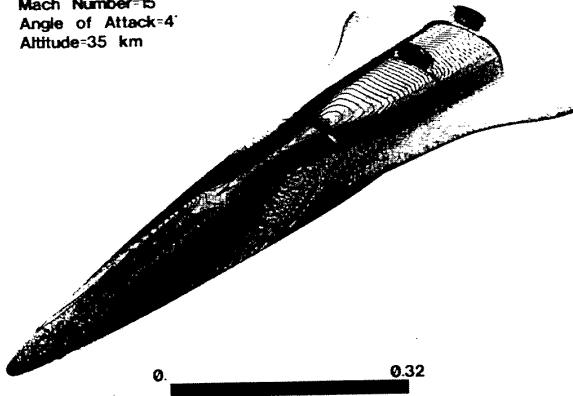


図9 スペースプレーン酸素原子モル分率分布

は主に密度の大きなところを飛行することによる。さらに機首半径を小さくすれば抵抗の減少、酸素原子生成の減少が期待できるがその場合には Active-Cooling を考える必要がある。また完全気体と実在気体で淀み点での加熱率には、球頭円柱の場合ほど差がないが、これは、流れが平衡に近く非触媒性の壁にもかかわらず解離した原子が壁近傍で再結合してしまっているからであろう。タイムステップ・格子点あたりの計算時間はVP 200 で約  $30 \mu\text{sec}$  であり完全気体の計算に比べると約3倍程度であろう。また、約15時間で収束解を得ている。

## 6. おわりに

今回は化学的非平衡だけを考慮したが、さらに2温度モデルや乱流モデル等を組み込むことによりモデルによる解の依存性を調べ、より広いレンジでの計算を行っていく予定である。

## 参考文献

- 1) Y. Wada, etc., AIAA Paper 88-3596CP.
- 2) S. Swaminathan, etc., J. Spacecraft Nov. - Dec. 1984, pp. 521-527.
- 3) Y. Liu and M. Vinokur, AIAA Paper 89-0201.

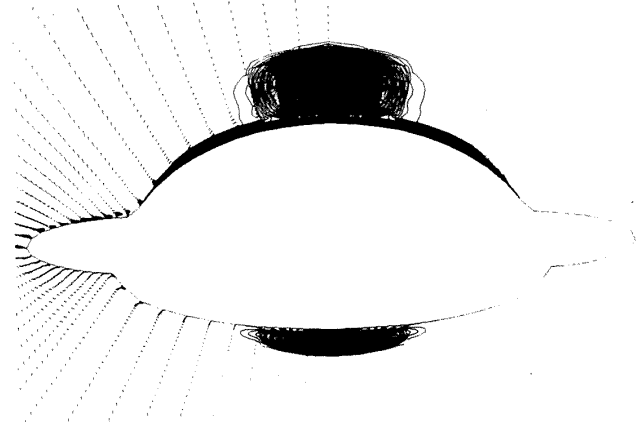


図10 スペースプレーン酸素原子モル分率分布 (70% Chord 位置)

FLOW CONDITION  
Mach Number=15  
Angle of Attack=4°  
Altitude=35 km

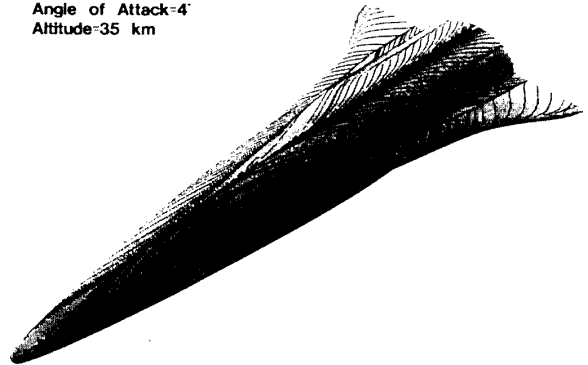


図11 スペースプレーンオイルフロー

- 4) Chakravarthy, AIAA Paper 85-0363.
- 5) Takakura, etc., AIAA Paper 87-1151CP.
- 6) T.R.A. Bussing, etc., AIAA Paper 85-0331.
- 7) Y. Wada to Appear.
- 8) R.K. Lobb, "Experimental Measurement of Shock Distance on Spheres Fired in Air at Hypervelocities, ed. W.C. Nelson, Pergamon Press, MacMillan Co., New York, 1964.
- 9) G.V. Candler, etc., AIAA Paper 88-511.
- 10) G.A. Molvik, etc., AIAA Paper 89-199.
- 11) Y. Wada, etc., NAL SP-9.
- 12) G.H. Klopfer, etc., AIAA Paper 88-0233.

