

H-13 2次元軸対称OREX回りの非平衡流の計算

松本 崇* 山内 豊誠** 越岡 康弘* 清島 哲*

Numerical Calculation of Non-equilibrium Flow
around two-dimensional axisymmetric OREX

by

Takashi MATSUMOTO Yasuhiro KOSHIOKA
Satosi KIYOSHIMA
Fuji Heavy Industries Co., Ltd

Toyosei YAMAUCHI
Subaru Research Center Co., Ltd

abstract

A two dimensional Axisymmetric hypersonic flow around OREX, that consist of Non-equilibrium laminar flow, was solved numerically. Roe's flux difference splitting upwind technique was adopted to solve the hypersonic flow that contains strong shock stably. To treat dissociating-recombining gas phenomena, Park's 5-species model was utilized. The numerical result shows Non-equilibrium gas phenomena behind the strong shock clearly.

1. はじめに

近年の計算手法の発達、計算機能力向上により解離、再結合等の現象含む極超音速流れの解析が可能となり、スペースシャトルの飛行試験データ、高エンタルピー風洞(ストーカーチューブ等)による実験データとの比較が盛んに行われている。

我が国でも、本年2月に行われたH-II/OREXによる軌道再突入実験により、貴重な飛行データが得られた。これらのデータと数値解析結果との比較により解析技術の向上、物理現象の理解がなされることが期待される。

今回のワークショップでは、5 speciesモデルを用いた非平衡化学反応流計算コードを開発し、2次元軸対称ナビエーストックス方程式によるOREX回りの流れの数値シミュレーションを実施したので報告する。

2. 数値計算手法

基礎方程式は、各化学種の保存式を加えた、2次元軸対称ナビエーストックス方程式である。

以下に計算手法の概略を示す。

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{H}{r} + S$$

$$E = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E \\ \rho_i \end{pmatrix} \quad F = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u + p \\ \rho uv \\ (E+p)u \\ \rho_i u \end{pmatrix} \quad G_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x \\ \rho_i D_i \frac{\partial X_i}{\partial y} \end{pmatrix}$$

$$H = \begin{pmatrix} -\rho u \\ -\rho u^2 + \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ -\rho uv + \tau_{xy} \\ -(E+p)u + u\tau_{yy} + v\tau_{xy} + q_y \\ \rho_i u + \rho_i D_i \frac{\partial X_i}{\partial y} \end{pmatrix} \quad S = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ w_i \end{pmatrix}$$

G、G_vは同様

* 富士重工株式会社
** 株式会社スバル研究所

$$E = \sum \rho_i h_i - p + \frac{\rho}{2}(u^2 + v^2) \quad p = \sum \rho_i R_i T$$

以下に計算手法の概略を示す。

- (1) スキーム： Roeの近似リーマン解法⁽¹⁾を用いたFDS風上差分法
- (2) 高次精度化は、Chakravarthy-Osherタイプの流束制限関数⁽²⁾で行っている。
- (3) 時間積分は陽解法（ルンゲクッタ）でおこなっている。
- (4) 化学反応モデルは以下のような、Parkの5 Species、12反応モデルを用いた。⁽³⁾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と仮定した、1温度モデルを使用した。

- 1) $O_2 + M \rightleftharpoons O + O + M$ (O_2, N_2, O, N, NO)
- 2) $N_2 + M \rightleftharpoons N + N + M$ (O_2, N_2, O, N, NO)
- 3) $N_2 + O \rightleftharpoons NO + N$
- 4) $NO + O \rightleftharpoons O_2 + N$

- (5) 実在気体効果については、各化学種の定圧比熱比をJANAF table より温度の3次関数とした。

$$C_{ps} = a_{11} + a_{21}T + a_{31}T^2 + a_{41}T^3$$

- (6) 輸送係数については、以下のように扱った。

1. 粘性係数⁽⁴⁾

各化学種の粘性係数：Blottner&Johnsonの理論式

混合気体の粘性係数：Wilkeの公式

$$\mu_s = 0.1 \exp[(A_s \ln T + B_s) \ln T + B_s]$$

$$\mu = \sum_s \frac{X_s \mu_s}{\phi_s}$$

$$X_s = Z_s / \sum_i Z$$

$$\phi_s = \sum_i X_i \left[1 + \sqrt{\frac{\mu_s}{\mu_i} \left(\frac{M_i}{M_s} \right)^{1/4}} \right] \left[\sqrt{8} \sqrt{1 + \frac{M_s}{M_i}} \right]$$

ここで、M：分子量
Z：モル分率

2. 熱伝導係数⁽⁴⁾

各化学種の熱伝導係数：Euckenの公式

混合気体の熱伝導係数：Wilkeの公式

$$\lambda_s = \mu_s R \left(C_{ps} + \frac{5}{4} \right)$$

$$\lambda = \sum_s \frac{X_s \lambda_s}{\phi_s}$$

- (7) 拡散係数は、Leeの理論に基づきシュミット数は5とした。

$$D_s = \sum_i Z_i \left[(1 - Z_s M_i) (1 / (1 - X_s)) \right] D$$

$$D = (\mu / S_c \rho)$$

- (8) 化学反応による生成項の取り扱い、各格子点ごとに陽解法を用いて行い、反応時間が流れの時間と一致した時点で終了。または、反応が流れの時間内に平衡に達した場合に終了するものとした。
- (9) 今回使用したプログラムは、スイッチングにより完全気体、Equivalent Gamma、多成分完全気体、JANAFによる多成分実在気体、及び非平衡化学反応流の計算が可能としている。
- (10) 計算格子は図1に示す様な81×51であり、壁面近傍のセルレイノルズ数は、約1である。

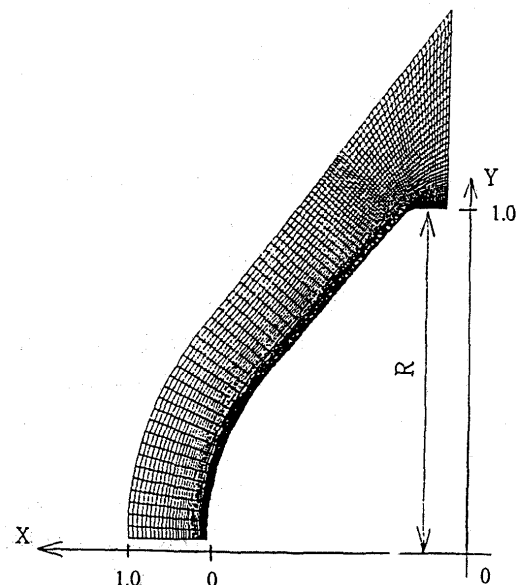


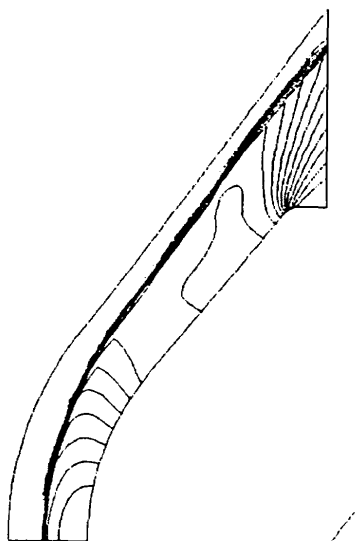
図1 計算格子

3. 計算結果

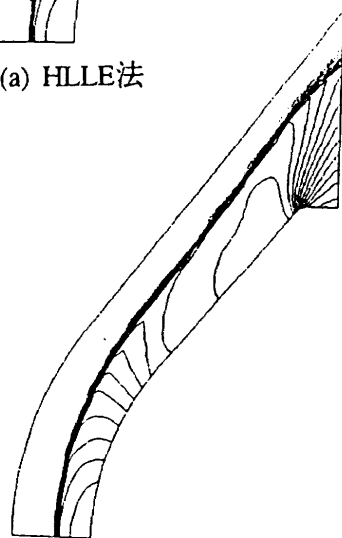
3.1 カーバンクルへの対処

今回のワークショップの課題である極超音速における鈍頭物体回りの流れでは、カーバンクルを如何に回避するかが問題である。通常Roeスキームでは、膨張圧縮の激しい場所では、数値的な振動現象（カーバンクル）を生じ物理現象を正確に捕えられなかった。そこで、カーバンクル現象を回避する方法として、HLLE法⁽⁴⁾が上げられるが、数値粘性が大きく、境界層の解像度が悪くなる。このため、今回の計算ではShock fix法⁽⁵⁾により対処することとした。図2に等圧線図を示す。

(a)及び(b)は、それぞれ、HLLE法、Shock fix法である。図3は淀み点流線上の温度分布である。ここでの計算は完全気体である。計算条件は課題Aで2次精度で行った。図3より、両手法では、衝撃波の離脱距離、及び温度勾配が異なっていることが解る。HLLE法は、淀み点付近で数値粘性を含むもので、ナビエーストークス方程式による粘性解析を実施する際、境界層の現象を捕えるには、注意が必要であると思われる。



(a) HLLE法



(b) Shock fix法

図2 等圧線図

$$T_{\infty} = 251K$$

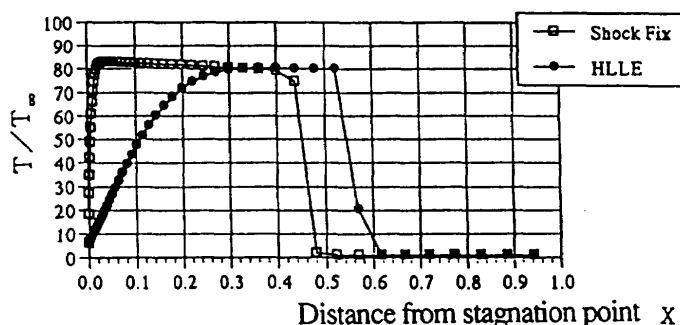


図3 淀み点流線上の温度分布

3.2 非平衡流の計算結果

前述のShock fix法を用いてN-S方程式を計算した。課題Aの計算結果について述べる。今回の計算では5 Speciesの計算であるので、電子密度分布は、算出できない。図4、5、6、7、8、および9は、それぞれ等圧線図、等温線図、淀み点流線上の温度分布、表面空力加熱分布、表面圧力分布、および質量分率である。なお、温度分布には、成分分離の完全気体 ($O_2 = 21\%$, $N_2 = 79\%$)、実在気体効果 ($O_2 = 21\%$, $N_2 = 79\%$) の計算結果も併記した。

図6より、気体モデルによる、衝撃波の位置の違いを捕えている。また、実在気体、非平衡流について、衝撃波後方での解離などの吸熱反応による温度変化を捕えていることが分かる。

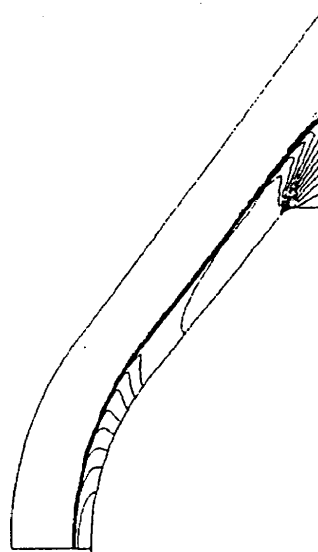


図4 等圧線図

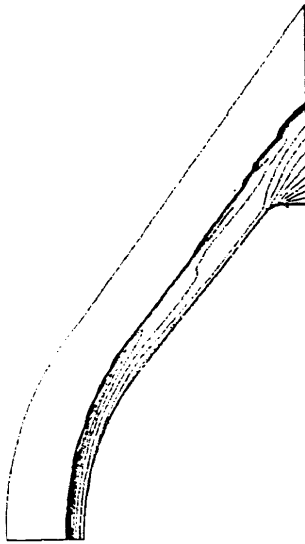


図5 等温線図

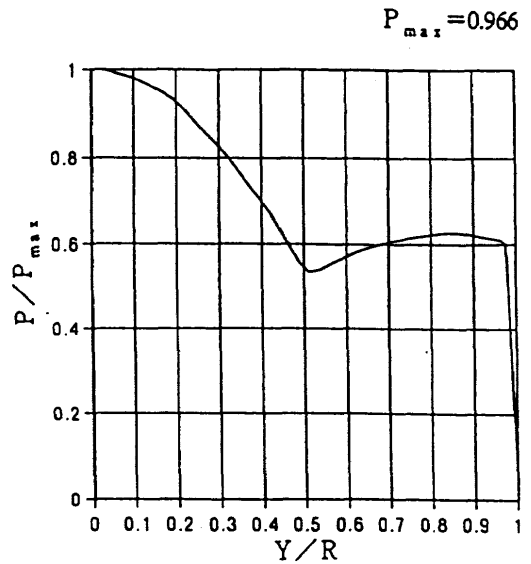


図8 表面圧力分布

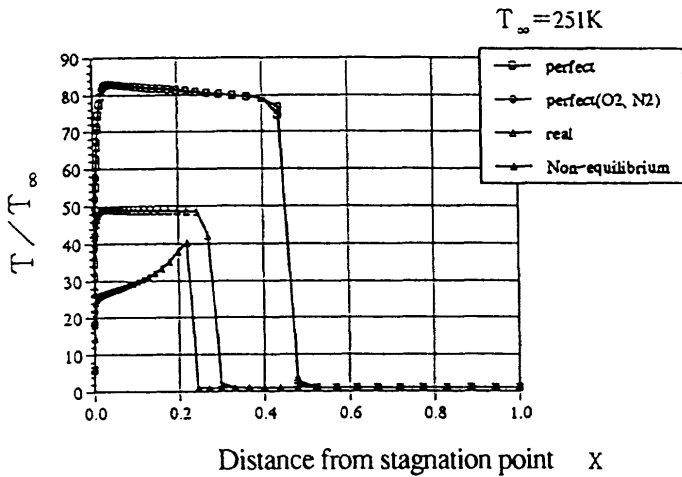


図6 淀み点流線上の温度分布

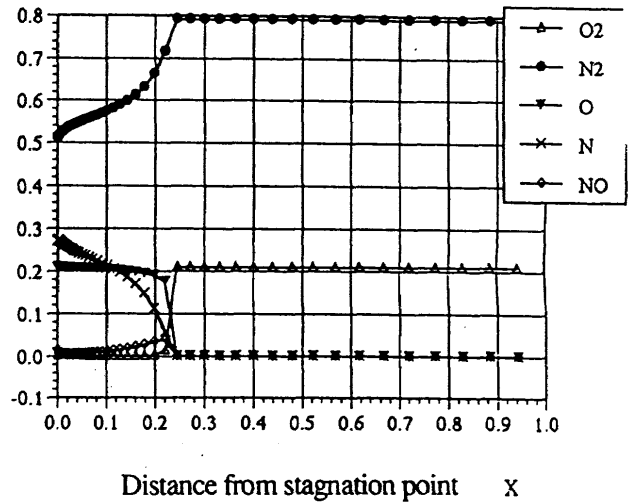


図9 質量分率

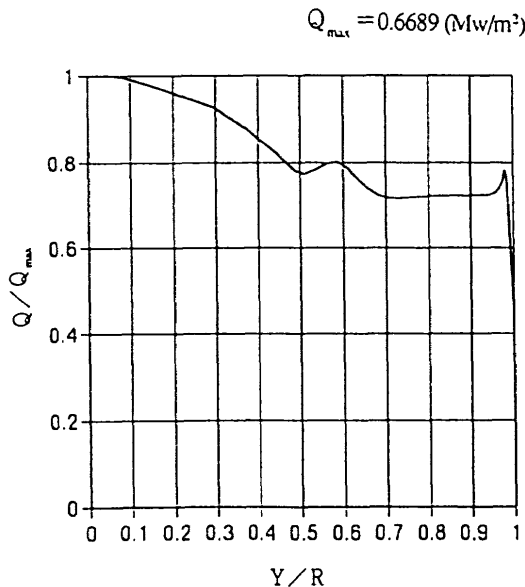


図7 表面空力加熱分布

4. まとめ

O R E X 回りの非平衡化学反応流について、5 Species、1 温度モデルを用いて計算を行い、良好な結果を得た。

今後の課題として、7 Speciesモデル、および2 温度モデルへの拡張、計算時間の効率化等を行っていく予定である。

参考文献

- (1) AIAA-89-0201, Y.Liu and M.Vinokur
- (2) AIAA-86-0363, Chakravarthy,S,R et al.
- (3) J.Spacecraft&Rockets,Vol.28, No.1, 1991, PP.31; C.Park et al.
- (4) AIAA-88-0511, G.V.Candler et al.
- (5) AIAA-94-0083, Yasuhiro WADA