

VSL法を用いたOREX周りの非平衡流解析

大山 健一 *

Simulation of Nonequilibrium Flow around OREX Using VSL Method

by

Ken-ichi Ohyama

ABSTRACT

Viscous shock layer(VSL) method which is able to simulate nonequilibrium flows on catalytic walls was developed. In this study we estimated the effect of the wall catalycity on the surface heat transfer through the comparison between the results of the nonequilibrium flow simulation around OREX and its flight data.

1. はじめに

現在研究開発の行われている宇宙往還機の再突入極超音速飛行時における機体表面空力加熱率を高精度に予測することは、機体設計上必須である。これまで各種極超音速風試や平衡流解析が行われているが、実機極超音速飛行条件下での非平衡効果を含めた高エンタルピ流空力特性についての本格的な研究は未だ十分には行われていない。そのうちでも壁面触媒効果は空力加熱現象に非常に大きな影響を与えることが知られている¹⁾。そこで本研究では非平衡化学反応を考慮した極超音速空力／空力加熱解析手法を開発し、軌道再突入実験機(OREX)の飛行実験データと解析結果との比較を通じて壁面触媒特性の推定を試みた。

2. 解析手法

支配方程式には、多成分非平衡流に対する軸対

称Viscous Shock Layer方程式²⁾を用いた。また、解析気体は $N_2, O_2, N, O, NO, NO^+, e^-$ の7種7反応モデル及び O_2, O の2種2反応モデル²⁾とした。

境界条件は、衝撃波直後では化学種の濃度を一様流と同じ値としその他の状態量はRankine-Hugoniotの関係から決定される。壁面上では滑り無し条件、壁温はOREX飛行データより得られた壁面温度、化学種の濃度は壁面触媒効果を表す以下の式³⁾で決定される。

$$(\rho_i)_w k_{wi} = - \left[\rho D_i \frac{\partial c_i}{\partial y} \right]_w$$

ここで k_{wi} は化学種 i の触媒再結合速度定数、 D_i は拡散係数、 c_i は化学種 i の質量濃度、 ρ は密度を表す。

3. 解析結果

平成6年2月にH-II ロケット1号機で打ち上げられた軌道再突入実験機 (OREX) には温度計測センサの他に圧力センサ、静電プローブ等が装着されている。これらのセンサの配置を図4.1に示す。C/Cキャップ部における表面空力加熱率の値の推定は、C/Cキャップ内面の温度センサから得られた温度時間履歴データをもとに行なわれた。そのプロセスを図4.2に示す。

図4.3にOREXの淀み点における空力加熱率を飛行経路上の各点で解析した結果と飛行データの比較を示す。解析は、壁面の境界条件を完全触媒壁条件($kw=\infty$)あるいは完全非触媒壁条件($kw=0$)として行った。高度100km付近から45km付近の間で壁面状態の違いによる差がはっきりと現われている。特に空力加熱率が最大となる高度64km付近では壁面の触媒性の影響が顕著に現われており、触媒性の定量的評価が非常に重要であることがわかる。また混合気体モデルを2種モデルからより実際の状態に近い7種モデルへとすることで空力加熱率が9%程度低い値となることもわかる。

図4.4は高度64kmにおけるOREX機体表面上の空力加熱率分布を示したものである。飛行結果はやはり完全触媒壁と完全非触媒壁の間にある。空力加熱率が淀み点から離れるにしたがって減少していく様子が定性的に捕えられており、OREXのような鈍頭物体形状に対して本解析法は淀み点以外の領域に対しても有効であると言える。

図4.5は高度92kmと高度64kmでの淀み流線における衝撃層内部の温度分布である。高度64kmでは境界層をはっきりと確認することができるが、高度92kmでは境界層と外部流の区別がつきにくい。図4.6は高度92kmでの淀み流線における衝

撃層内部の酸素原子の質量分率の分布である。図は非平衡流解析結果から得られた酸素原子の分布と非平衡流解析結果の温度における平衡状態の酸素原子の分布を示す。平衡状態の原子の量と非平衡状態の原子の量はかなり違っており、この比較から流れが非常に強い非平衡流であることがわかる。

ここで飛行試験データより壁面の触媒性についての定量的評価を行うことを試みる。図4.7は高度64kmでの淀み点における空力加熱率を壁面の触媒率を変化させながら解析した結果である。高度64kmにおける飛行試験結果の加熱率は 412.8kw/m^2 であることから解析結果で同じ加熱率となる触媒率($kw=480.5\text{cm/sec}$)がこの流れ条件、壁の状態における触媒率と推定される。このような解析を飛行経路上の各点で行った結果を図4.8に示す。類似の耐熱材料を使用したスペースシャトルでの触媒率推定結果¹⁾とも比較的近く今回の触媒率の推定結果は概ね妥当であると思われる。飛行試験データの計測精度の問題や使用した化学モデルや解析手法によっても触媒率推定結果は変わり得るとの報告⁴⁾もあるが、今後同様の手法を用いて触媒率の推定を行うことにより非平衡効果について高精度に解析を行うことができる。

4. まとめ

極超音速非平衡流の空力/空力加熱率特性を高精度に解析するため壁面触媒効果を考慮した非平衡流解析手法を開発した。

この解析手法を用いてOREX周りの流れ場を解析し、飛行データと比較することにより解析モデルの妥当性及び壁面触媒性の影響を定量的に把握した。

参考文献

- 1) D.A.Stewart, J.V.Rakich and M.J.Lanfranco, "Catalytic Surface Effects Experiment on the Space Shuttle," AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics: Thermophysics of Atmospheric Entry, Vol.82,1982, pp.248-272.
- 2) E.W.Miner and C.H.Lewis, "Hypersonic Ionizing Air Viscous Shock-Layer Flows over Nonanalytic Blunt Bodies," NASA CR-2550,1975.
- 3) Carl D. Scott, "Wall Catalytic Recombination and Boundary Conditions in Nonequilibrium Hypersonic Flows with Applications," Advances in Hypersonics, Vol. 2, 1992, pp.176-250.
- 4) P.C.Ting and W.C.Rochelle, "Comparion of Viscous Shock Layer and Boundary Layer Reentry Heating Techniques for Orbiter Nose Cap," AIAA-86-1350,1986.

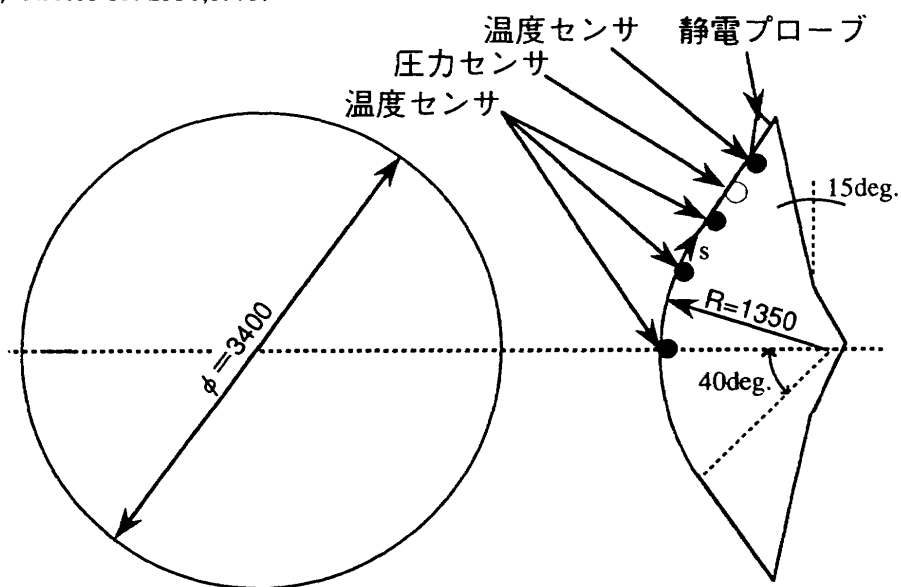


図4.1 OREX形状及びセンサ位置

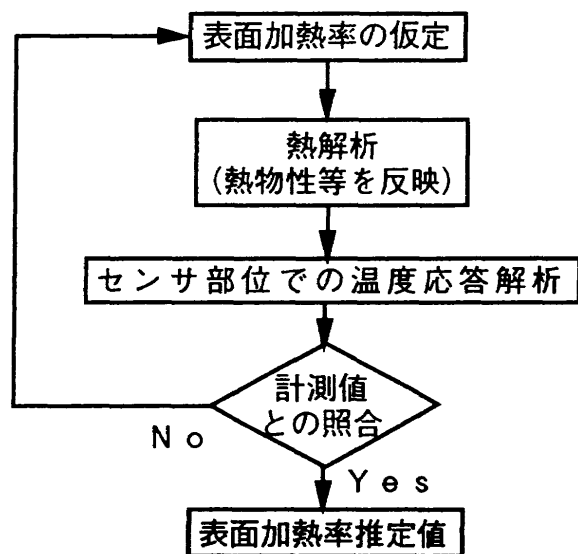


図4.2 空力加熱率の推定プロセス

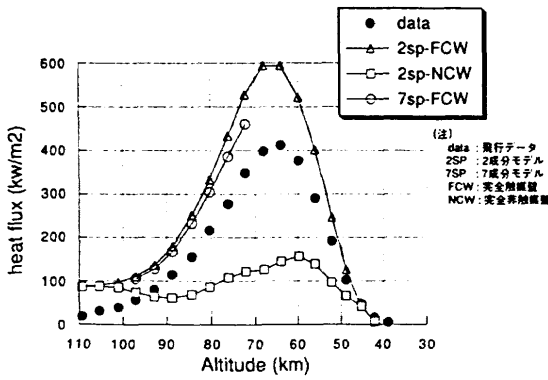


図 4.3 淀み点空力加熱率の飛行データと解析結果の比較

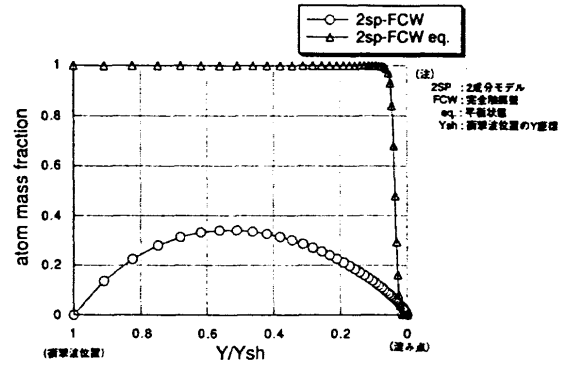


図 4.6 淀み流線上の酸素原子質量分率と平衡状態での質量分率 (高度 92km)

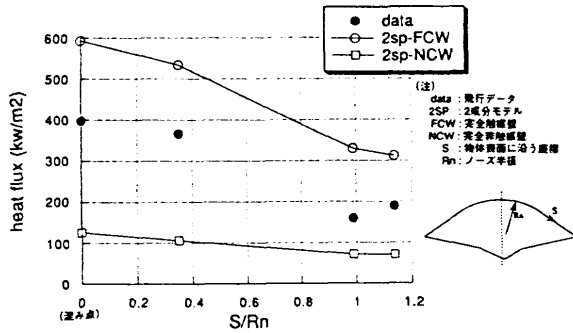


図 4.4 機体表面上の空力加熱率

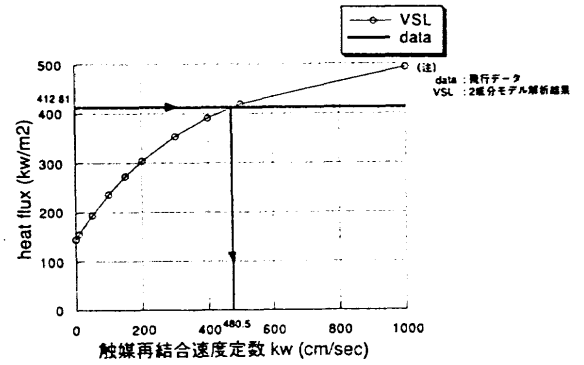


図 4.7 淀み点触媒率の推定法

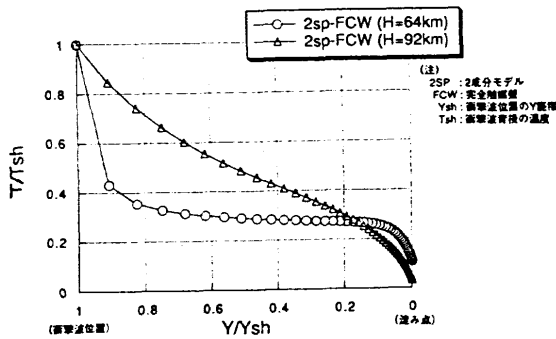


図 4.5 淀み流線上の温度分布 (高度64kmと高度92km)

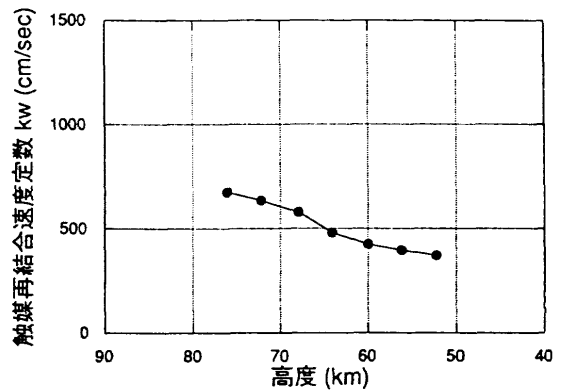


図 4.8 淀み点触媒率の推定結果