

# 再突入物体背面への輻射熱伝達の推算

村上 桂一（航空宇宙技術研究所）

## Evaluation of Radiative Heat Transfer on the Back Surface of Reentry Body

By

Keiichi Murakami (NAL)

### Abstract

The convective and radiative heat transfer rates are calculated over a super-orbital-velocity reentry body which resembles the MUSES-C reentry capsule at an altitude 60 km and at a flight speed 12 km/sec. Thermally and chemically nonequilibrium 11-species air is considered, using the Park two-temperature model and the Yos formula for transport coefficients. Chemical species number densities and temperature distributions are obtained, solving Navier-Stokes equations and the vibrational-electronic energy conservation equation, where a Harten-Yee-type second-order upwind TVD scheme is used.

### 1. はじめに

大気圏再突入カプセル周囲の流れの模式図<sup>1)</sup>を図1に示す。本研究では特に背面への熱伝達に注目した。物体を過ぎる流れは膨張することによって気流温度が下がるので、対流熱伝達は全面に比べて少ない。しかし、図1に示されるように物体後方にまわりこんだ流れが衝突して再圧縮領域が生じ、流れの強さによっては大きな空間に高温領域が分布すると予想される。また、物体を覆う弓状衝撃波後方も高温領域である。完全気体を仮定した場合の計算結果から得られた温度分布を図2に示す。物体前方の衝撃波層内では、70,000Kにも達するが、図2では、25,000K以上の領域は赤で示されている。この図から、先に予想された再圧縮領域と物体を覆う衝撃波層が高温であり、物体前方の高温領域より大きな体積を占めることが解る。これらの領域は物体背面に接してはいないが、そこからの輻射加熱による背面への熱伝達を推算することは、実機熱防護設計に必要不可欠である。

しかし、上述の予想は完全気体を仮定した場合であり、実在気体効果を考慮した数値計算を行う必要がある。そこで、これまでに開発された熱的・化学的非平衡流解析コードを用いた一連の研究成果<sup>2), 3)</sup>に基づき、MUSES-C 再突入カプセルを模擬した超軌道速度再突入物体背面の対流・輻射熱伝達の推算を行った。高度 60km、飛行速度 12km/sec の再突入条件において、背面広域流を含む物体周囲の熱的・化学的非平衡流を、ベクトル並列計算機により高精度で解かれる数値解析コードで計算した結果から、背面の対流・輻射熱伝達を求めた。

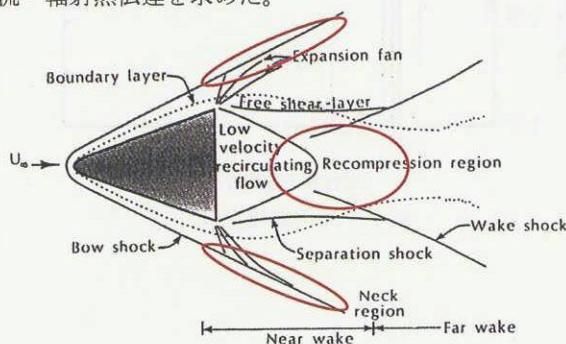


図1 再突入物体周囲の流れの模式図

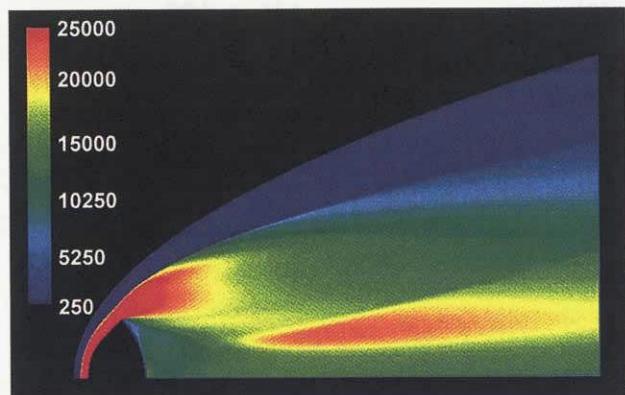


図2 完全気体を仮定した場合の温度分布

### 2. 計算方法

#### 2-1 概要

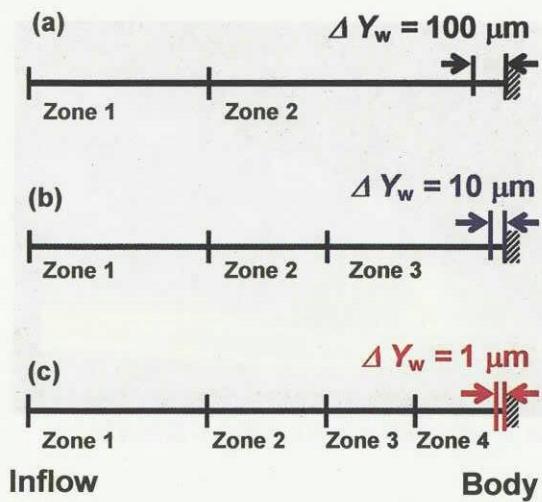
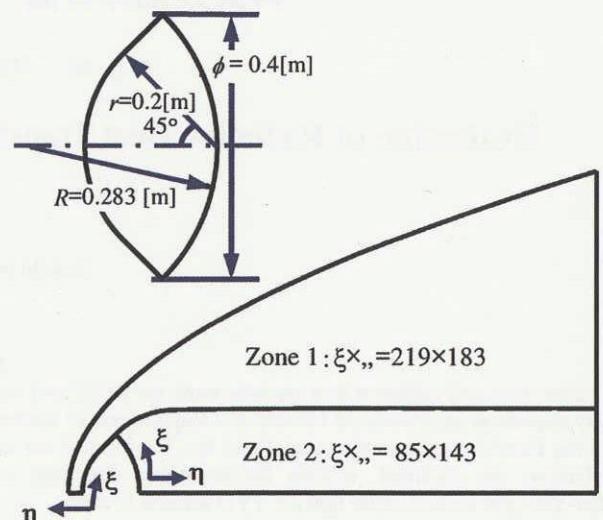
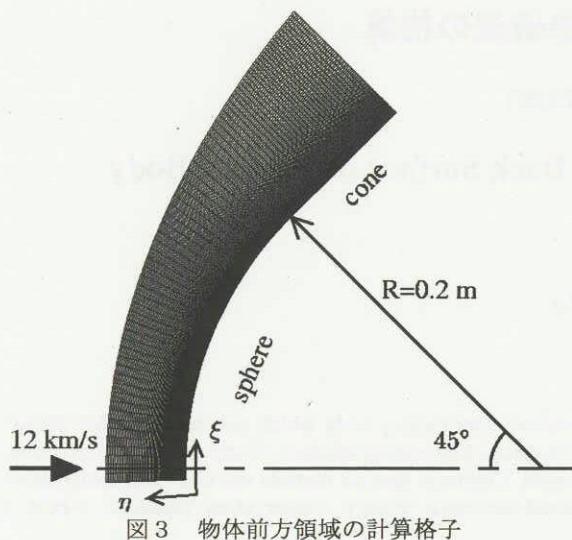
外力と輻射の影響を無視した N-S 方程式に、振動・電子エネルギー保存式を組み込んだ軸対称円筒座標での基礎方程式を、一般座標系に変換して支配方程式とした。化学反応モデルには、Park の 2 温度 11 化学種 17 反応モデル<sup>4)</sup>を用いた。対流項の計算には、Harten-Yee の Non-MUSCL-type second-order upwind TVD scheme に、Liu-Vinokur の一般化された Roe 平均を用いた。輸送係数には 2 温度モデルに対応した Yos の式を用いた。

支配方程式を解く為に、計算の安定性を考えて、時間分割法を導入した。更に、生成項の硬直性を考慮して、種の保存式に対し部分陰解法を用いた。

詳細は文献 2)、3) を参照されたい。

#### 2-2 計算格子

物体表面の対流熱伝達を数値計算で再現する場合、表面近傍の格子間隔に注意しなければならない事が多くの研究者から指摘されている。そこで、本研究では、対流熱伝達の算結果の格子依存性を調べるために、図3に示される計算格子を用いて、図4に示した3ケースの最小格子間隔の計算結果を比較した。



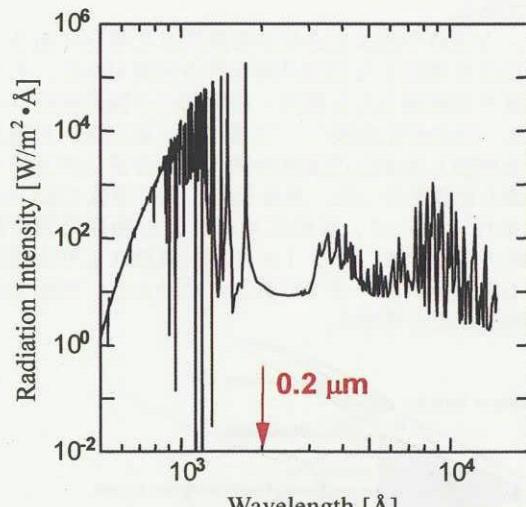
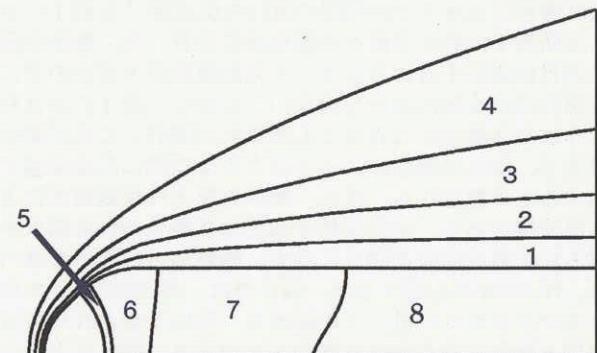
### 2-3 計算領域分割

図4の(a)から(c)に示されるように、最小格子幅を10分の1に設定する度に計算領域の分割数を増やし、ベクトル並列計算機で計算することによって、計算時間の短縮を図ると同時に、流れ場に最適なパラメータ設定を可能としている。即ち、境界層を含む計算領域ではエントロピー補正係数を小さく与え、衝撃波を含む計算領域では大きく与える事によって、計算の安定性と解の精度を維持している<sup>2)</sup>。

同様の理由から、ベースフローを含む計算でも、図5に示される再突入物体周囲の計算領域を、図6のように8分割し、境界層を含む領域1と2及びベースフロー部5から8でエントロピー補正係数を小さく与え人工粘性を抑えて計算した。

### 2-4 辐射熱伝達の計算

物体前方激み点での波長に対する輻射強度分布を図7に示す。この図から解るように、本計算条件での物体表面への輻射熱伝達の計算には、真空紫外域をより正確に扱う事が必要であり、それが可能なSPRADIAN<sup>5)</sup>を用いて、ポストプロセスとして、非平衡流の振動温度分布及び各化学種分布を入力値として行われた。



### 3. 計算結果

#### 3-1 再突入条件

計算条件として、MUSES-C 計画<sup>6)</sup>で想定されている超軌道速度再突入条件を設定した。即ち、高度 60km、飛行速度 12km/sec、上流温度 250K、上流圧力 20Pa とした。また、等温壁を仮定し、壁温は前方表面で 1,500K、背面で 1,000K に固定した。

#### 3-2 エントロピー補正係数の影響

図 8 に適切なエントロピー補正係数の温度境界層への影響を示す。図 8 の横軸は境界層内の物体からの距離を表しており、黒の実線は、対称軸近傍のカーバンクル現象を抑えるのに十分な人工粘性を全計算領域に与えて計算した結果である。一方、赤の実線は、計算領域を分割した後、境界層を含む領域で十分小さいエントロピー補正係数を与えた場合である。後者のほうが壁近傍の温度勾配が大きく、前者の計算方法では、対流熱伝達を過少評価してしまうことは明らかである。

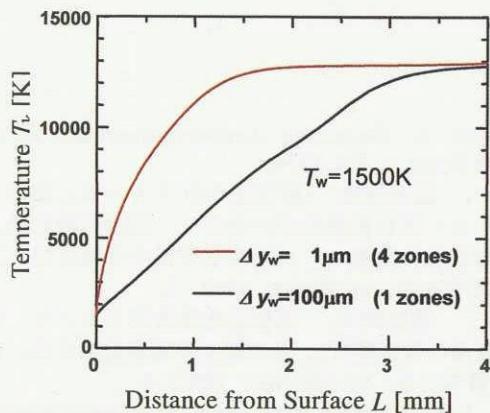


図 8 温度境界層へのエントロピー補正係数の影響

#### 3-3 物体前面への対流・輻射熱伝達

物体前面への対流熱伝達分布の計算結果を図 9 に示す。この図から、本計算条件及び計算法では、物体隣接格子間隔が 100 μm でも温度境界層の解像度として不十分であることが解る。十分細かい格子で計算した結果、対流熱伝達の最大値は、前面激み点で 7.5MW/m<sup>2</sup> と推算された。

前方の輻射熱伝達を SPRADIAN によって計算した結果、激み点で 2MW/m<sup>2</sup> と推算され、本計算対象の形状・大きさ・再突入条件では対流熱伝達を上回るほどではないと予想される。

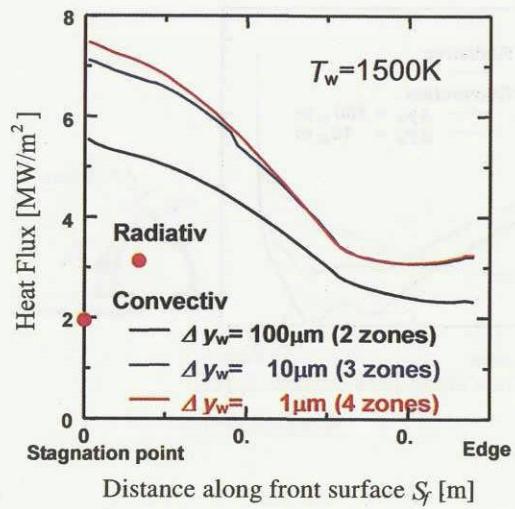


図 9 物体前面の熱伝達分布

#### 3-4 物体背面への対流・輻射熱伝達

図 10 に輻射熱伝達に大きく寄与する振動温度分布の計算結果を示す。この図から、再突入物体後方領域で振動温度が 8,000K 以上の高温となる領域は、物体を覆う衝撃波層のみである事が分かる。この事から、背面上の輻射熱伝達は衝撃波層に近い面で最大となることが予測できる。

図 11 に、再突入物体背面への熱伝達分布の計算結果を示す。背面上の熱伝達の最大値は、対流熱伝達が 3.5 MW/m<sup>2</sup>、輻射熱伝達が 0.31 MW/m<sup>2</sup> になり、どちらも物体の Edge 付近で生じる事が判明した。ここでも物体前面と同様に、対流熱伝達の格子依存性が顕著に現れている。

図 11 に示される物体を覆う衝撃波断面（図 11 中の  $\xi = 5$  line）内の各化学種放射強度分布を図 12 に示す。図 12 (a)、(b) から、窒素原子の束縛 - 束縛遷移からの寄与が最も大きいことが解る。

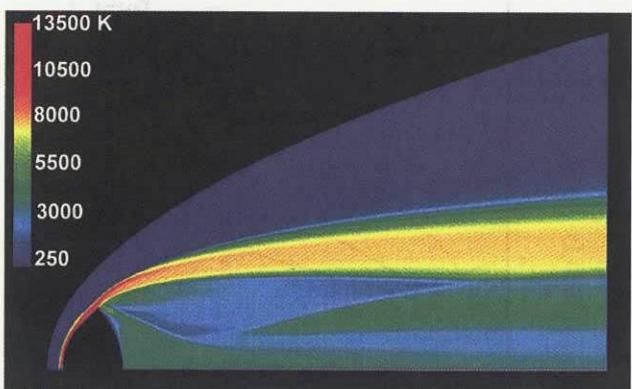


図 10 振動温度分布

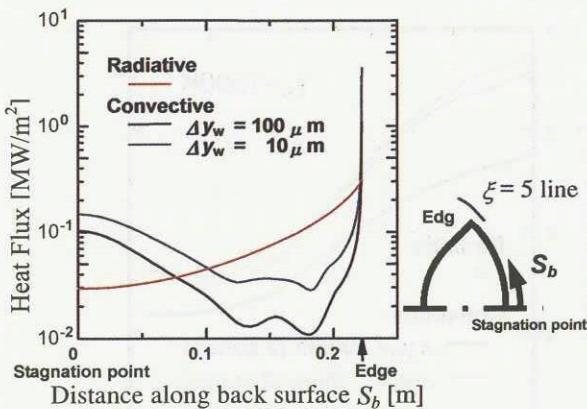


図 1.1 背面熱伝達分布

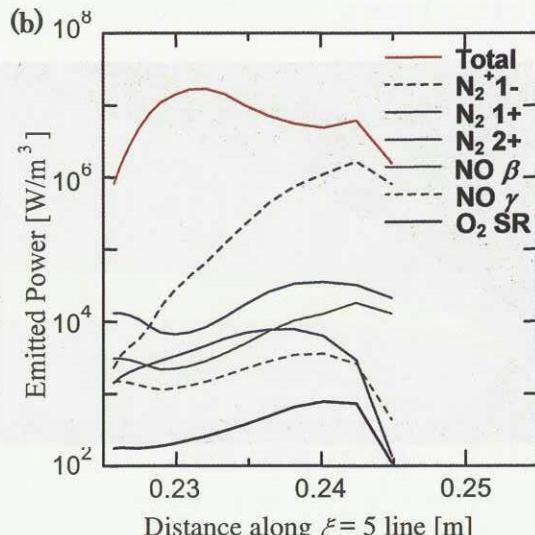
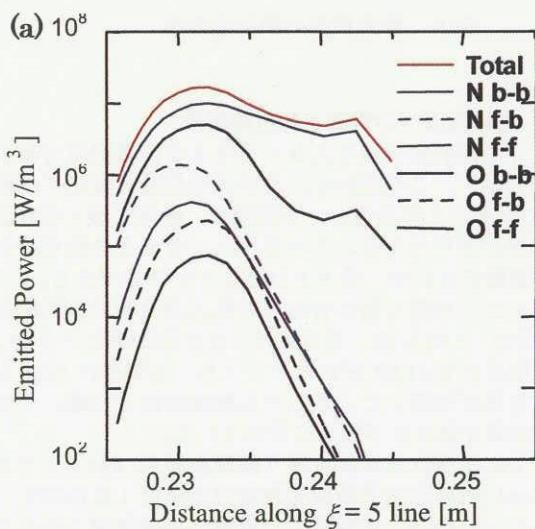


図 1.2 衝撃波層内の放射強度分布

#### 4. まとめ

超軌道速度再突入物体への対流・輻射熱伝達の推算を行った。高度 60km、飛行速度 12km/sec の再突入条件において、背面広域流を含む物体周囲の熱的・化学的非平衡流を、ベクトル並列計算機により高精度で解かれる数値解析コードで計算した結果から、前面・背面上の対流・輻射熱伝達を求めた。

対流熱伝達の格子依存性を調べたところ、本計算手法及び計算条件の下では、温度境界層に対して十分な解像度を得るにはミクロン単位の最小格子間隔が必要であることが解った。物体前面への対流・輻射熱伝達の最大値は、それぞれ、 $2\text{MW}/\text{m}^2$  及び  $7.5\text{MW}/\text{m}^2$  であると推算された。

再突入物体背面への輻射熱伝達は、物体を覆う弓状衝撃波後方の衝撃波層からの輻射寄与によって、圧倒的に支配される事が解った。その最大値は、対流熱伝達が  $3.5\text{MW}/\text{m}^2$ 、輻射熱伝達が  $0.31\text{MW}/\text{m}^2$  と推算され、どちらも物体の Edge 付近で生じる事が判明した。

これらの結果は、導入している物理モデルに大きく依存すると考えられるので、今後、実機や実験データと比較し、定量的信頼性を検証する必要があることに注意しなければならない。

#### 参考文献

- 1) Bertin John J., *Hypersonic Aerothermodynamics*, AIAA Education Series, p. 322, 1994.
- 2) 村上桂一, 藤原俊隆, 「超音速 TVD スキームにおけるエントロピー補正係数設定の効率化 - 飛行試験結果及び他計算法との比較 -」, 日本航空宇宙学会論文集, 第 48 卷, 第 554 号, pp. 61-66, 2000. 3.
- 3) 村上桂一, 藤原俊隆, 「超軌道速度再突入カプセル前方衝撃波層の数値解析」, 日本航空宇宙学会論文集, 第 48 卷, 第 557 号, pp. 155-160, 2000. 6.
- 4) Park, C., *Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics*, John Wiley & Sons, New York, pp. 255-328, 1990.
- 5) Fujita, K. and Abe, T., SPRADIAN, Structured Package for Radiation Analysis: Theory and Application, ISAS Report No. 669, 1997.
- 6) 宇宙科学研究所小惑星探査ワーキンググループ, 「小惑星探査計画 (MUSES-C) 提案書」, pp. 288-326, 1995.