

惑星大気突入飛行環境評価技術と熱防御評価技術の向上

Technology Improvement in Assessment of Planetary Entry Environments and Prediction of Thermal Protection System Performance

総合技術研究本部 空気力学研究グループ 主任研究員 藤田和央
Kazuhisa Fujita, Senior Researcher, Aerodynamics Research Group, IAT

総合技術研究本部 計算科学研究グループ プロジェクト研究員 松山新吾
Shingo Matsuyama, Project Researcher, Computational Science Research Group, IAT

総合技術研究本部 計算科学研究グループ 招聘研究員 鈴木俊之
Toshiyuki Suzuki, Invited Researcher, Computational Science Research Group, IAT

総合技術研究本部 空気力学研究グループ プロジェクト研究員 松川 豊
Yutaka Matsukawa, Project Researcher, Aerodynamics Research Group, IAT

Abstract

Comprehensive researches on high-enthalpy flows and associated thermal protection technologies have been conducted in Aerodynamic Research Group, IAT, in cooperation with other research groups in JAXA. In this article, an overview and the current status of two major research programs, improvement of assessment technologies of the planetary entry environments, and development of advanced prediction techniques of thermal protection system performance, are presented.

1. はじめに

JAXA長期ビジョンでは、地球型・木星型の惑星探査を始め、有人飛行に関わる再突入技術の研究など、高度な大気突入技術が必要となるミッションが謳われている。地球再突入技術は、OREXからALFREXに至る一連のHOPEプロジェクトにおいて、飛行環境評価、熱防御システム(TPS)評価技術向上が計られ高い水準に達した^[1]。またMUSES-Cミッションのサンプルリターンカプセルの開発において、超高速再突入評価技術の高度化が計られた^[2]。しかしHOPE-Xプロジェクトの中止とサンプルリターンカプセル開発終了に伴い、研究の原動力は急速に失われつつある。

このような現状に対するため総合技術研究本部では、これまで培われた技術を継承し発展させることを目的とし、空気力学研究グループを中核とした組織横断的な研究会(高エンタルピ流研究会)を発足し、平成16年度から高エンタルピ流とTPSに関わる総合的な研究開発プログラムを推進している。本稿ではそのプログラムの中で、特に惑星大気突入環境の評価技術向上プログラムと熱防御システム評価技術向上プログラムに焦点をあて、その概要と現状を紹介する。

2. 地球型惑星大気突入評価技術

地球型惑星大気突入環境の評価技術はOREXやMUSES-C開発から継続的に改善され、金星や火星へと応用範囲を拡大する形で発展している。以下に金星気球ミッションをリファレンスミッションとして評価技術改善の研究を紹介する。

2.1 金星気球ミッション

高エンタルピ研究会では宇宙科学研究本部と共同研究で次期惑星探査の一候補として金星気球ミッション実現性の検討を行っている^[3]。このミッションは世界で初めて金星の雲の下(高度60km以下)に気球を長期間滞在させて諸々の計測を行うものである。気球は突入カプセルに収納されて再突入環境を通過した後放出され、周囲の高温大気と熱交換の結果、内包する水の蒸気圧により膨張する水蒸気気球である。これはシステムを簡易化し重量を低減させるための措置であるが、逆にカプセルの熱設計は厳しくなり、より正確な加熱環境及びTPS性能の評価が必要となる。

2.2 評価技術

金星ミッションを含め地球型惑星突入評価技術を向上するため、これまでMUSES-Cカプセルなど地球再突入カプセルの空力加熱環境・熱防御システムの評価のために開発してきたCFDコードを火星、金星突入環境(大気はCO₂, N₂, Arなど)へも拡張し、CFRP系TPSのアブレーション現象を含む、強い非平衡流れの解析コードを開発している^[4]。本コードはH, C, N, O, Ar, H₂, C₂, N₂, O₂, CH, NH, OH, CN, CO, NO, H₂O, C₂H, C₂H₂, C₃, CO₂, e, H⁺, C⁺, N⁺, O⁺, Ar⁺, N₂⁺, O₂⁺, CO⁺, NO⁺, Ar₂⁺の31化学種を考慮した二温度モデルを採用しており、惑星大気や飛行環境に応じて適切な化学種の組み合わせを選択できる汎用コード

となっている。

また輻射エネルギー輸送が卓越する環境に対応するために、輻射解析コードSPRADIAN2⁵⁾を改善して化学種を追加し、また輻射連成解析を可能にするなど、地球型惑星の大気突入環境に適用できる総合的な評価パッケージを開発している。一例として金星カプセルの飛行環境評価においては、H, C, N, O及びそのイオンの線スペクトルと連続スペクトル、及びH₂, C₂, N₂, CH, OH, CN, CO, NO, C₃, N₂⁺, CO⁺の分子バンドスペクトルによる放射・吸収を考慮して、流れ場における輻射エネルギー輸送を考慮した解析が可能となっている。技術的詳細は文献[4]を参照されたい。

2.3 解析結果例－金星カプセル

以下に示すのは、先述した金星気球ミッションの突入カプセルの飛行環境評価に応用した例である。解析は、最大加熱率が得られると予想される、高度 89.4 km (圧力 45.2 Pa, 温度 173.8 K), 対地飛行速度 10.62 km/s で淀み点周りについて行った。カプセルは半径 0.4 m の半球とし、流れは軸対象であると仮定した。

Figure 1 に示したのは淀み点流線に沿った温度 (並進－回転モードと振動－電子モード) 及び主要な化学種の分布を、輻射エネルギー輸送を考慮した場合 (radiation-coupled) としない場合 (uncoupled) で比較したものである。強い温度非平衡が衝撃波背後に見出されるが、中間の領域では流れ場はほぼ局所平衡に近い。但し、非平衡領域での CO の乖離速度係数は、後述する輻射加熱率に大きな影響を有している。輻射エネルギー輸送により衝撃層内の温度は僅かに低下し衝撃層離脱距離も小さくなる。

Figure 2 は淀み点で観測される衝撃層からの輻射スペクトルである。金星気球ミッションでは輻射加熱の方が対流加熱よりも大きい。輻射の大部分はCおよびOの線スペクトルから構成される。一方TPSの熱分解ガスに含まれるH, H₂, COは壁面近傍で輻射を吸収し、淀み点輻射加熱率の低減に寄与している。Table 1 に淀み点加熱率の予測値を示す。金星カプセルの場合は輻射エネルギー輸送が流れ場と強く結合しているため、流れ場単独の解析結果から輻射加熱率を計算する非連成解析 (Table 1 のuncoupled) では加熱率を過大評価してしまう。現行のCOの乖離速度には不確実性が内在しており、Table 1 からは輻射加熱率がこの反応速度に高い感度を示すことが分かる。このことから現在、分子動力学的解析と実験による重要な反応モデルの改善など、評価モデルの精度向上を図る試みをおこなっている⁶⁾。

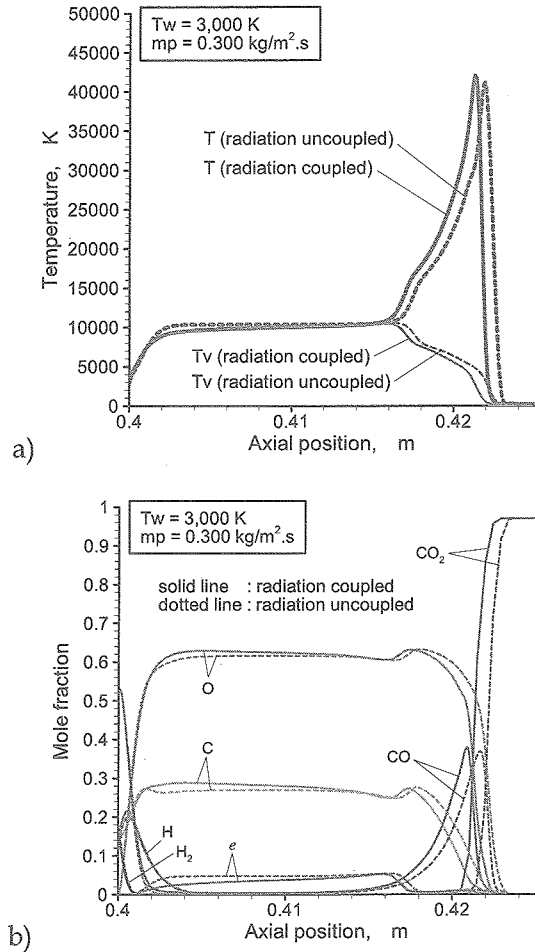


Fig.1 : Distribution of a) temperatures and b) chemical compositions along stagnation-point streamline for Venusian entry at peak-heating point ($V = 10.6 \text{ km/s}$, Alt. = 89.4 km).

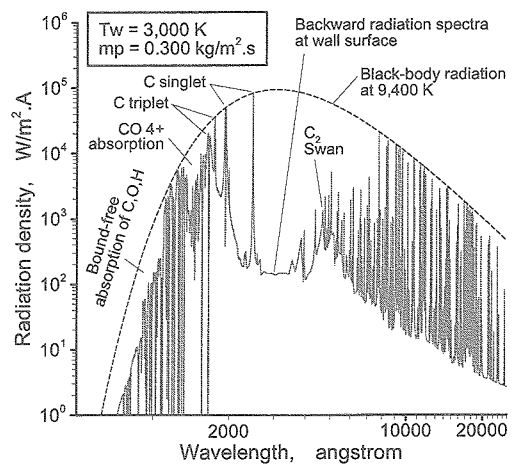


Fig.2 : Radiative energy spectrum transferred to stagnation point at peak-heating point (radiation coupled).

Table 1 : Convective and radiative heat transfer rates (qc and qr , respectively) at stagnation point at peak-heating point (in MW/m^2).

	uncoupled		coupled	
	qc	qr	qc	qr
Nominal case	4.6	11.2	5.4	8.1
CO dissociation rate $\div 4$	4.6	17.5	6.0	12.0

3. 木星型惑星突入環境評価技術

3.1 評価技術

木星型惑星の探査プローブは非常に高速度で大気突入するため過酷な空力加熱に曝され、唯一の飛行データ（米国のガリレオプローブ）によれば、最大熱流束は $300MW/m^2$ にも達する。このような過酷な空力加熱環境からプローブを守るためには、プローブ重量の大部分をTPSに割り当てることになり、TPS重量を正確に評価することが重要となる。そこで将来の木星型惑星探査ミッションに備えるため、木星大気突入環境評価技術の高度化を行なっている。

これまでに木星型惑星の大気の主成分である水素・ヘリウムとアブレーションによって生じた炭素系化学種の合計 25 化学種を考慮し、熱化学平衡を仮定したシミュレーションコードを構築し、ガリレオプローブに応用している^[7]。木星突入では輻射加熱が空力加熱の大半を占め、輻射によるエネルギー輸送が顕著であるため、流れ場と輻射場を密に連成した解析が必要不可欠である。しかしSPRADIANやNEQAIRといった遷移過程を詳細に計算する輻射コードは計算コストが大きく、密な連成解析には不向きであため、上記の詳細な輻射コードによって吸収係数をあらかじめテーブル化しておき、流体計算ではそのテーブルを参照するという手法で計算時間の大幅な短縮を図っている^[8]。

3.2 解析結果例ーガリレオプローブ

上記の技法によりガリレオプローブの木星突入軌道に沿った一連の解析を行い、飛行データをよい精度で再現できることを確認した^[7]。Figure 3 は加熱率が最大となる高度 130kmの飛行条件における、よどみ点流線に沿った温度および化学種の分布である。衝撃波背後の平衡温度は 16000K に達する。壁面近傍にはアブレーションによって生じた炭素系の化学種、特に C_2 , C_3 , CO といった分子が大量に分布していることがわかる。

Figure 4 によどみ点へ入射する輻射強度スペク

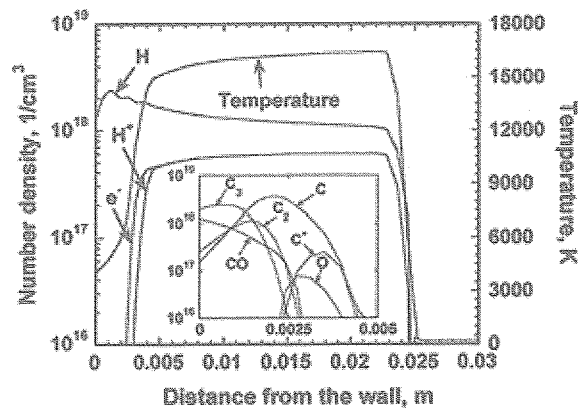


Fig.3 : Distribution of temperature and chemical compositions along stagnation-point streamline for Jovian entry at peak-heating point (Galileo probe).

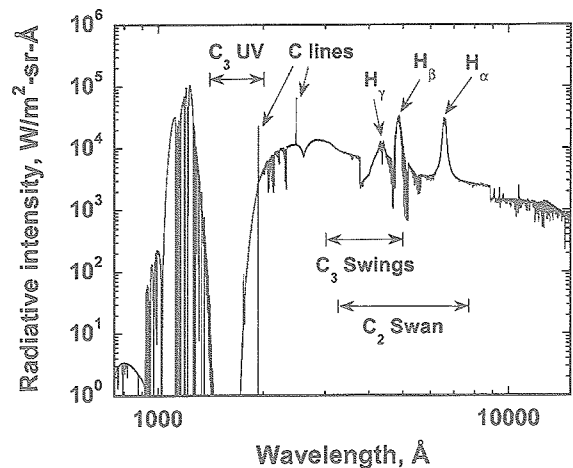


Fig.4 : Radiative energy spectrum transferred to stagnation point at peak-heating point.

トルを示す。よどみ点への加熱は輻射加熱が大半を占め、このケースでは $234MW/m^2$ に達した。カプセル壁面への輻射加熱の大部分は、衝撃層内部で乖離した水素原子から放射される線スペクトルと連続スペクトルによる。波長 1400\AA 付近で輻射強度が大きく減少しているのは、壁面近傍に存在する C_3 が輻射を吸収するためである。このことからわかるように、カプセル壁面への輻射加熱量は、炭素系化学種の輻射吸収の程度に大きく影響される。壁面近傍の炭素系化学種の分布は熱化学モデルや乱流モデルに影響されるため、今後更なる検討が必要である。また、輻射モデルの精度が空力加熱の評価に大きく影響するため、分光データベースの精度を高めていく必要もあると考えられる。

4. アブレータ TPS 評価技術

4.1 気流と TPS 熱化学応答の連成解析技術

極めて過酷な空力加熱環境ではアブレータ TPS が唯一の熱防御手法であり、その性能を正確に評価することは重要である。本プログラムでは、アブレーションを伴う空力加熱環境を正確に予測し、適切なアブレータ厚み分布を与えることができる数値計算手法の開発を行っている。アブレーションを含む空力加熱現象は非常に複雑であり、流れ場とアブレータの熱応答は相互に強く作用し合う。従ってアブレーションを伴う空力加熱環境を正確に予測するためには、アブレータの熱応答とアブレータ周りの流れ場を同時に考慮する必要がある。そのため熱・化学非平衡流れ場を解く CFD コードとアブレータの熱応答を解く SCMA2 コード^[9]を連成することにより問題の解決を図る。具体的な数値計算手法及び連成手法は文献^[10]に示されている。

4.2 解析結果例

上記連成解析手法を用いてアーク風洞加熱試験環境下のアブレータ熱応答の再現を試みた結果を以下に示す。Figure 5 は加熱開始から 30 秒後のアブレータの等温度線図（上）と等密度線図（下）である。加熱開始後、アブレータ壁面付近の温度が上昇し時間とともに内部に熱が伝導していく様子を示している。また温度の上昇とともにアブレータの熱分解が進行し、壁面付近の高温領域では樹脂が完全に熱分解し炭化層を形成している。更にアブレータ表面では酸化反応や昇華反応による壁面の損耗が生じるため、30 秒後の表面形状は初期の形状に比べて変化している。

加熱前の初期表面形状と 30 秒後の表面形状を

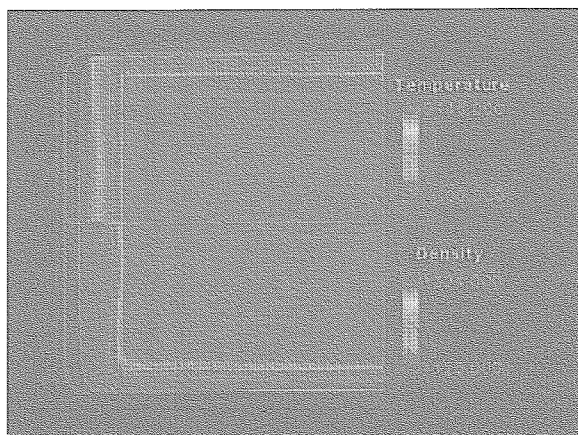


Fig.5 : Equi-temperature (above) and -density contours (below) computed at 30 sec. after exposure to arc-heater flow.

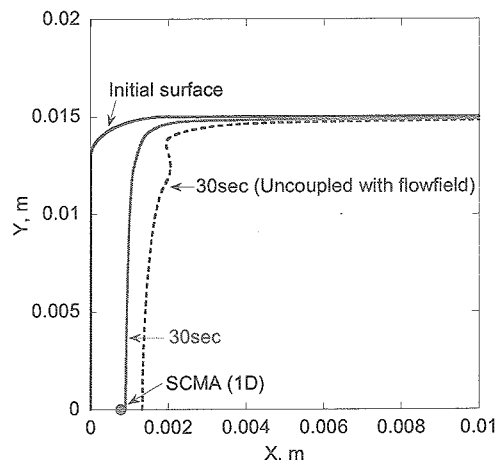


Fig.6 : Comparison between initial and final shape of ablator after 30 sec. exposure.

Fig. 6 に示す。これら 2 つの実線で囲まれた領域は 30 秒間の加熱により損耗したことを表している。特によどみ点における損耗量は従来用いられている 1 次元解析結果とよく一致している。また連成解析を行わず、時刻 0 秒時の加熱率分布を用いてアブレータの熱応答のみを解いて得られた 30 秒後の表面形状も合わせて示す。この場合よどみ点においては 1 次元解析結果を大きく上回り、更にアブレータ試験片肩部においても異常な形状変化をした様子が見られる。これはアブレーションによって絶えず変化する流れ場の情報がアブレータ熱応答解析に全く反映されていないことによって生じた非現実的な解であり、アブレーションを伴う空力加熱現象とアブレータ熱応答を予測するためには流れ場と熱応答を同時に考慮する必要があることを示した一例である。

参考文献

- [1] Shirouzu, M. et al, AIAA Paper 2004-2426.
- [2] Inatani, Y. et al, ISAS Report SP-17 (2004).
- [3] Yamada, T. et al, "Venus Entry Capsule and Balloon Observation," ARVS32-38, 4th International Symposium on Atmospheric Reentry Vehicles and Systems (2005).
- [4] Fujita, K. et al, JTHT, Vol.20, No.3, pp.507-516.
- [5] Fujita, K. et al, AIAA Paper 2005-0173.
- [6] Matsukawa, Y. et al, AIAA Paper 2006-3422.
- [7] Matsuyama, S. et al, JTHT, Vol.19, No.1, 2005, pp.28-35.
- [8] Matsuyama, S. et al, (accepted for publication in JTHT).
- [9] Suzuki, T. et al, AIAA Paper 2004-0341.
- [10] Suzuki, T. et al, JTHT, Vol. 16, No. 1, 2002.