

# 惑星大気突入飛行に伴う極超音速プラズマ流に関する研究

山田 剛治  
鳥取大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻

Study on Hypersonic Plasma Flows associated with Planetary Entry Flights

Gouji YAMADA  
Department of Mechanical and Aerospace Engineering  
Tottori University, Tottori, 680-8552 Japan  
E-mail: yamada@mech.tottori-u.ac.jp

**Abstract:** This paper introduces the study on hypersonic plasma flows associated with planetary entry flights. The study is aiming at improving the prediction accuracy of planetary entry flight environments by investigating the characteristics of hypersonic plasma flows behind shock waves generated in entry flight conditions. In the first part of this paper, one of the ground testing facility to simulate entry flight conditions is described. Then, a measurement technique for hypersonic plasma flows is described by introducing the measurement system developed at the test section of a shock tube. After that, spectroscopic data of CO<sub>2</sub>-N<sub>2</sub> plasma flows in an entry flight condition are shown to describe the thermochemical state in the plasma flows. Finally, the summary of this paper is presented.

**Key Words:** Planetary entry flight, CO<sub>2</sub>-N<sub>2</sub> plasma, Shock tube, Spectroscopy, Nonequilibrium thermochemistry

## 1. はじめに

近年、はやぶさミッションの成功を契機として様々な惑星探査計画が提案されている。特に二酸化炭素を主成分とする火星や金星への惑星探査が注目され世界各国で研究開発が活発に行われている<sup>[1-3]</sup>。これらの惑星探査ミッションではエアロキャプチャを用いた惑星軌道投入やエアロブレーキを用いた軌道遷移など高度な大気突入飛行技術の適用が計画されている。そこで将来計画される火星・金星探査ミッションを実現するための重要技術課題として大気突入飛行技術の向上が必要となる。ここで大気突入飛行時の飛行環境について説明する。探査機が惑星大気に突入飛行する際には、機体前方に離脱衝撃波が生成されるために厳しい熱空力環境にさらされる。特に衝撃層内は極めて高温となり、振動励起、解離、電離、再結合反応などが生じて気体分子は高温プラズマの状態になる。ここで探査機周りの流れの速度がプラズマ流中で生じる熱的緩和や化学反応の速度よりも著しく高いために、流れは強い熱化学的非平衡状態になる。この熱化学的非平衡状態は、探査機の熱空力環境に大きな影響を及ぼすために、機体の空力設計及び熱防御材料を開発するためには高精

度に予測できることが必要となる。現在、数値流体力学（CFD）を利用した流れ場の数値解析により、探査機の熱空力特性の評価が広く行われている。これまでの研究から極超音速プラズマ流中で生じる熱化学的非平衡過程を予測するために様々な解析モデルが開発され数値解析に広く適用されてきた。しかしながら数値解析による予測結果の精度は、適用する解析モデルに大きく依存するために、十分な検証を行いモデルの精度を向上させる必要がある。そこで本研究は、惑星大気突入飛行環境を模擬した地上試験により、CFDによる数値解析結果を多方面から検証することで解析モデルの予測精度向上を目指すものである。以下では、筆者が行ってきた研究成果の一例を紹介する。

## 2. 大気突入飛行環境を再現する地上設備

惑星大気突入飛行時の高温衝撃層環境は、衝撃波管により模擬することができ、国内外において駆動方式などにより様々なものが存在する<sup>[4-6]</sup>。本稿では、大気突入飛行環境を再現する衝撃波管の一例として、鳥取大学で開発した極超音速衝撃波管<sup>[7]</sup>について説明する。図1に極超音速衝撃波管の概要図を、図2に装置の写真を示す。本装置は全長

約7mの自由ピストン駆動型の衝撃波管であり、高圧空気貯気槽、圧縮管、低圧管、真空タンク及び自由ピストンから構成される。表1にそれぞれの仕様を示す。真空タンクを除く装置各部分は、ピストン駆動時に生じる衝撃から守るために可動式の台に設置されている。貯気槽には、高圧窒素が充填され、急開弁を開くことによりピストン背面に作用し、ピストンを駆動する。そしてピストンは、圧縮管に充填されたヘリウムを断熱的に圧縮し、高温・高圧の状態が生成される。図3に自由ピストンを示す。ピストンには、気密性の確保と圧縮管内壁との摩擦係数を低減するためにテフロン製のピストンリングが取り付けられている。圧縮管と低圧管の間には鉄製の隔膜が設置され、圧縮されたヘリウムにより破膜する。図4に破膜前と破膜後の隔膜を示す。隔膜表面には十字型の溝が設けられており、全体の厚みと溝深さにより破膜圧力が調整される。低圧管は44mmの矩形断面を有しており、不純物からの発光を低減するためにアルミニウム合金製となっている<sup>[8]</sup>。観測部は隔膜から2300mm下流に設置されており、この位置は平面衝撃波の形成距離が観測部直径の約40倍程度であることを考慮して決定した。また観測部壁面には、分光計測用に石英製観測窓が設置されている。圧縮管と低圧管は、メカニカルブースターポンプと油回転ポンプを用いて3.0Pa程度まで排気される。圧縮管端には、圧縮ヘリウムの圧力履歴を計測するために圧力センサーが取り付けられている。

観測部における衝撃波速度の計測を実施して、開発した衝撃波管の性能調査を行った結果を図5に示す。図中には比較対象として、過去に実施された火星探査ミッションのPathfinderとPhenixの大気突入飛行環境を示している<sup>[9]</sup>。これより、計測した衝撃波速度は、PathfinderとPhenixの突入速度よりも大きな値を示しているのがわかる。よって、本装置は典型的な火星大気突入飛行時の衝撃層環境を模擬できる性能を有している。

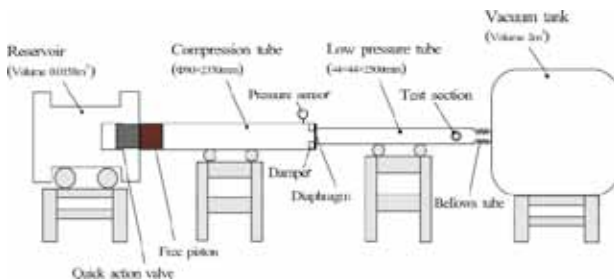


図1 極超音速衝撃波管の概要図

表1 装置各部の寸法

名称	断面	サイズ	材質
貯気槽	円形	Volume 0.0158 m <sup>3</sup>	SUS304
圧縮管	円形	φ50 × 2350 mm	STKM13A
低圧管	矩形	40 × 40 × 2500 mm	A6063
真空タンク	円形	Volume 2 m <sup>3</sup>	SUS304
ピストン	円形	φ49.7 × 80 mm	SUS304



図2 装置全体の写真



図3 自由ピストン



図4 隔膜（左：破膜前、右：破膜後）

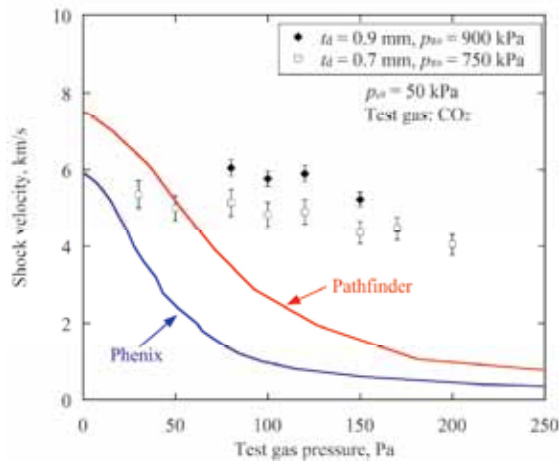


図5 衝撃波管の性能

### 3. 極超音速プラズマ流の計測手法

衝撃波管は、大気突入飛行時の衝撃層環境を模擬できるが、その反面現象が非常に速いために実験データを取得することが困難である。そこで衝撃波管を用いて高精度な実験データを取得するためには、高度な計測技術の開発が必要となる。本研究の計測対象は、衝撃波背後のプラズマ流からの発光現象である。この発光現象は、大気突入飛行時に探査機周りで生じ、探査機の空力特性や加熱率に影響を及ぼすために、特性解明が望まれている。図6に極超音速プラズマ流を計測するための光学計測システムの概要図を示す。2本のヘリウムネオンレーザーは、流れ方向に配置され観測部上方から垂直に通過させる。観測部通過後は、それぞれ別の光検出器に入射して、レーザー光強度をモニターする。衝撃波が観測部に到達すると、衝撃波面の密度勾配によりレーザー光が屈折するために、光検出器の出力値が変化する。よって観測部を通過する衝撃波の速度は、2本のレーザー間距離と出力変化の時間差により取得できる。

次に分光計測システムについて説明する。本計測システムは、著者が開発した極短時間多点分光計測システムであり、集光レンズ、ファイバアレイ、イメージング分光器、及びICCDカメラから構成されている。図7にファイバアレイと観測部計測位置の詳細を示す。観測部中心軸上の輻射光はファイバアレイの検出面に集光される。検出面には、10本のファイバ素子が1.0mm間隔で直線バンドルされている。よって、等倍になるように集光レンズを配置した場合、一度の計測で観測部中心軸上における輻射光を1.0mm間隔で取得で

きる。ファイバアレイで検出した輻射光は、分光器によりスペクトル成分に分散され、波長と空間位置の二次元のイメージとしてICCDカメラにより取得できる。図8にICCDカメラにより取得した二次元のイメージデータを示す。横軸は波長、縦軸は流れ方向の空間位置であり、スペクトル強度については、コンター表示となっている。また全輻射強度は、分光器の反対側の観測部に設置された、アバランシェ・フォトダイオード(APD)により計測され、出力信号は、ICCDカメラのトリガータイミングとして用いる。

最後に、計測スペクトルの衝撃波面からの位置の決定方法について説明する。図9に観測部におけるレーザー位置、スペクトル計測点及び衝撃波面間の位置関係の詳細を示す。スペクトル計測は衝撃波面が上流側のレーザーを通過後に開始する。ここで衝撃波面の到達は上流側のレーザーからの出力変化により検出する。ICCDカメラのトリガータイミングは、この出力変化をゼロ点として遅延パルス発生装置により遅れ時間を変化させることで制御する。図9より衝撃波面と上流側のレーザーとの相対位置は $L_1+L_2$ 、衝撃波速度 $V_{sh}$ と遅れ時間 $\Delta T$ より以下のように求まる。

$$L_1+L_2=V_{sh} \times \Delta T \quad (1)$$

よって、一番上流側の計測点の衝撃波面からの相対位置 $L_1$ は以下ようになる。

$$L_1=V_{sh} \times \Delta T - L_2 \quad (2)$$

以上から10点のスペクトル計測位置は1.0mm間隔で配置されているので、最終的にすべての計測位置の衝撃波面からの位置が取得できる。

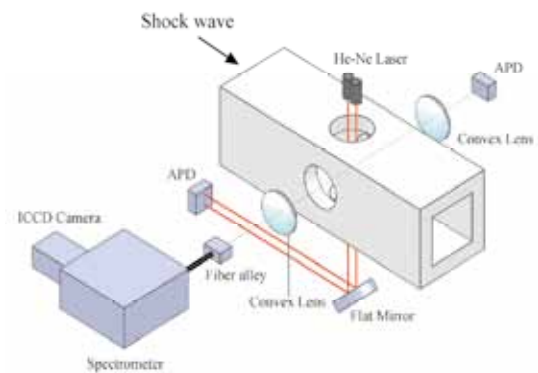


図6 光学計測システムの概要図

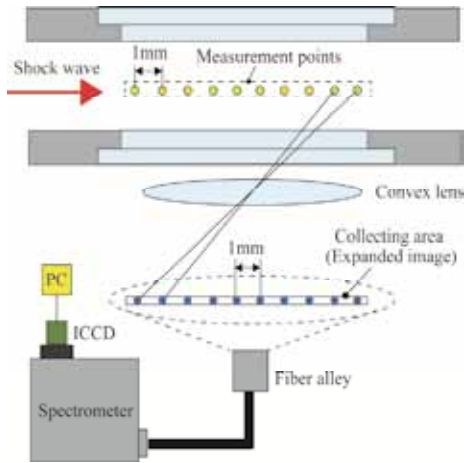


図7 極短時間多点分光計測システムの概要

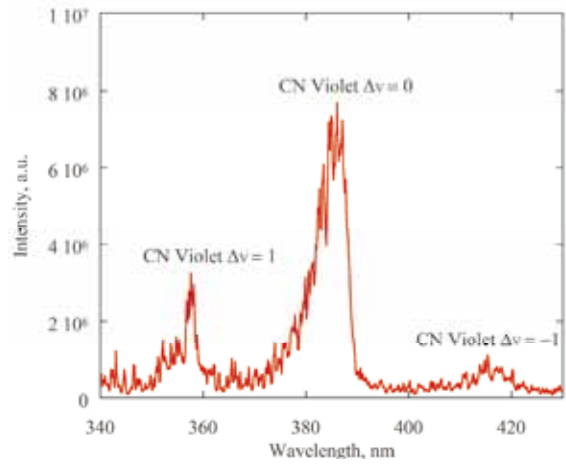


図10 衝撃波背後の発光スペクトル

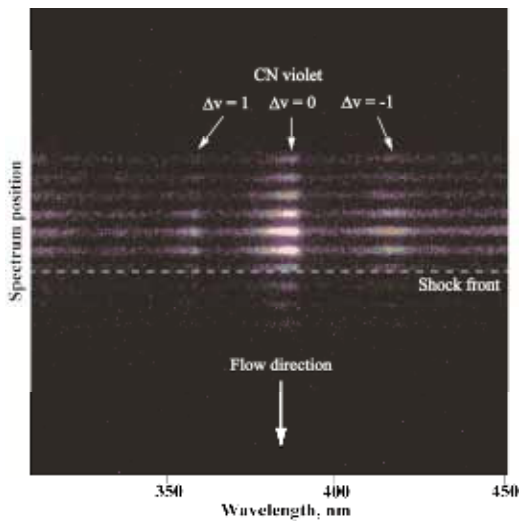


図8 スペクトル二次元イメージ

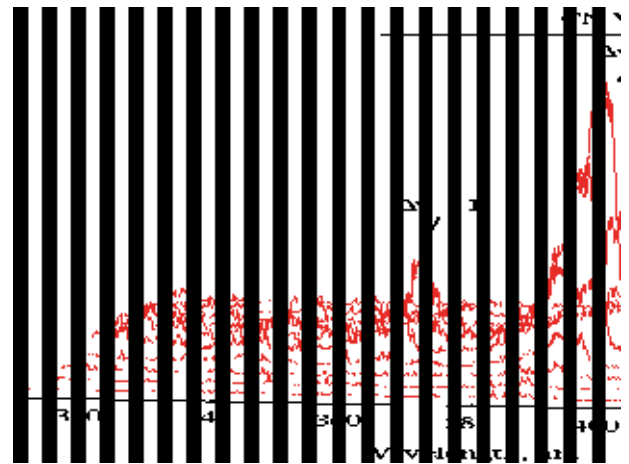


図11 スペクトル空間分布特性

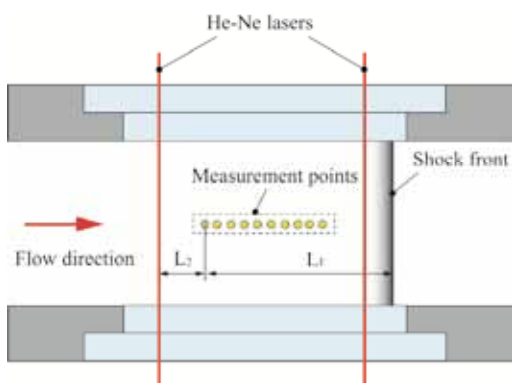


図9 レーザー、計測点及び衝撃波面の位置関係

#### 4. 極超音速プラズマ流の放射特性

火星大気を模擬した 70%CO<sub>2</sub>-30%N<sub>2</sub> 混合気体を試験気体として用い、衝撃波背後の輻射光を計測した結果について説明する。図 10 に衝撃波面から 3mm 後方位置で観測された計測スペクトルを示す。衝撃波速度は 5.26km/s、観測部圧力は 100Pa である。図より、CN 分子の電子遷移 CN Violet の主要なシーケンス  $\Delta v = -1, 0, 1$  が観測されている。特に  $\Delta v = 0$  の発光が最も支配的であることが分かる。この波長範囲においては、CN 分子以外の分子や原子からのスペクトルは見られない。図 11 に発光スペクトルの空間分布特性を示す。図中のスペクトル空間位置は衝撃波面からの距離となっている。発光強度は、衝撃波面直後から急激に増加して 2mm 付近でピークとなっている。よって

この領域においては、 $\text{CO}_2$  及び  $\text{N}_2$  分子の解離反応とそれに続く  $\text{CO}$  分子の解離反応が進行し、 $\text{CN}$  分子の生成反応が活発に生じていると考えられる。一方で波面から 2mm 後方領域においては、発光強度は緩やかに減少している。よってこの領域においては、生成された多数の  $\text{CN}$  分子の分解反応あるいは脱励起反応が生じていると考えられる。

## 5. 極超音速プラズマ流の熱化学特性

発光スペクトルの形状は、プラズマ中に存在する化学種の内部エネルギー状態を反映したものである。よって発光スペクトルを解析することで、プラズマ中の化学種及び内部エネルギー状態が明らかになる。そこで本研究では衝撃波背後の  $\text{CO}_2\text{-N}_2$  プラズマ流の熱化学特性を評価するために、輻射解析コード SPRADIAN2<sup>[10]</sup>を用いたスペクトルフィッティング法を適用して回転・振動温度の空間分布特性を取得した。ここでスペクトルフィッティング法の手順を簡単に説明する。最初に計測スペクトルからフィッティング対象となる化学種と選定する。本研究では、 $\text{CN}$  分子を化学種として選定した。次に、選定した化学種について、温度（並進温度、回転温度、振動温度、電子励起温度、電子温度）あるいは数密度をパラメータとして SPRADIAN2 を用いて理論スペクトルを計算してデータベースを作成する。ここでは、回転温度と振動温度をパラメータとして計算を行った。最後に、計測スペクトルとの残差が最も少ない理論スペクトルをデータベースから探すことで、計測スペクトルの温度及び数密度を取得する。図 12 にスペクトルフィッティング法による結果を示す。図より SPRADIAN2 により計算した理論スペクトルと計測スペクトルは非常に良く一致している。この時、回転温度と振動温度は等しく 7500K となる。図 13 に回転・振動温度の空間分布特性を示す。図中の実線と破線は、それぞれ CFD 解析より求めた回転温度と振動温度である。これより衝撃波面から 1mm と 2mm においては、振動温度が回転温度よりも低く振動非平衡状態にあるのが分かる。一方衝撃波面から 3mm においては、回転温度と振動温度が 7500K と等しくなり熱的平衡状態に達しているのが分かる。CFD 解析結果も同様に衝撃波直後で振動非平衡状態にあり、約 3mm において熱的平衡状態に達しているのが分かる。しかしながら、衝撃波直後の 1mm においては実験と計算の相違が大きく、熱的非平衡領域においては今後詳細な調査を行っていく予定である。

## 6. まとめ

本稿では、申請者が行っている極超音速プラズマ流に関する研究について紹介した。今後本研究を精力的に遂行し、惑星大気突入飛行環境の予測技術を飛躍的に向上させ、探査機の安全性や信頼性の向上及び大幅なコストダウンを実現して、将来の火星探査ミッションに貢献したいと考えている。

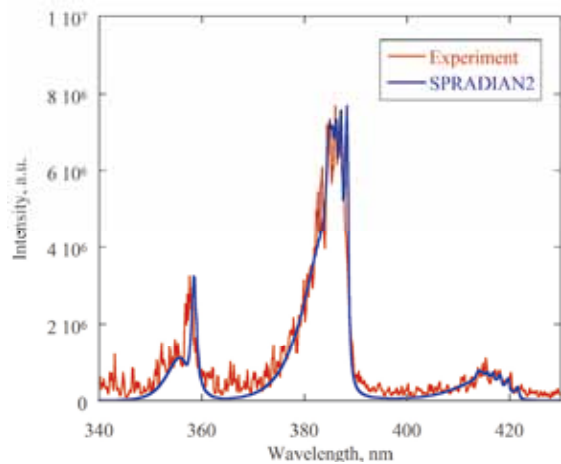


図 12 スペクトルフィッティング結果

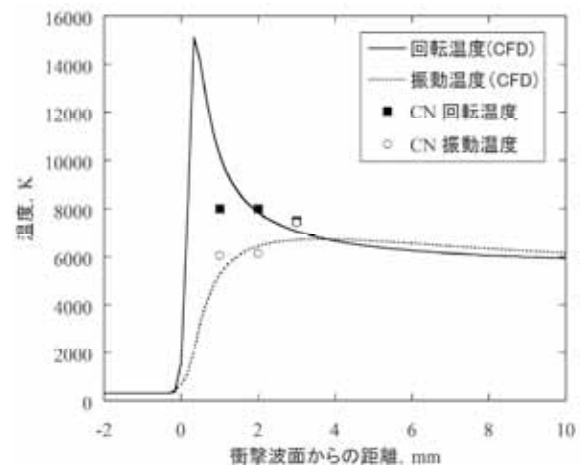


図 13 衝撃波背後の温度分布特性

## 参考文献

- [1] Vaughn, D., Miller, H. C., Griffin, B., James, B. F., and Munk, M. M. : A Comparative Study of Aerocapture Missions with a Mars Destination, AIAA-2005-4110, 2005.

- [2] Messina, P., Vennemann, D. : Current status of ESA's plans for Moon and Mars exploration, *Acta Astronautica*, Vol. 57, pp.156-160, 2005.
- [3] Lee, E. S., Park, C., and Chang, K. S. : Shock-Tube Determination of CN Formation Rate in a CO-N<sub>2</sub> Mixture, *Journal of Thermophysics and Heat transfer*, Vol. 21, pp.50-56, 2007.
- [4] Sharma, S. P., Park, C. : Operating Characteristics of a 60- and 10-cm Electric Arc-Driven Shock Tube – Part I: The Driver, *Journal of Thermophysics and Heat transfer*, Vol. 4, pp.259-265, 1990.
- [5] Rond, C., Boubert, P., Felio, J. M., and Chikhaoui, Aziz. : Radiation Measurements in a Shock Tube for Titan Mixtures, *Journal of Thermophysics and Heat transfer*, Vol. 21, pp.638-646, 2007.
- [6] Yamada, G., Suzuki, T., Takayanagi, H., and Fujita, K. : Development of Shock Tube for Ground Testing Reentry Aerothermodynamics, *Trans. JASASS*, Vol. 54, pp.51-61, 2011.
- [7] Yamada, G., Ago, S., Kubo, Y., Matsuno, T., and Kawazoe, H. : Development of a Shock Tube Facility for Nonequilibrium Radiation Studies in Mars Entry Flight Conditions, *Journal of Space Engineering*, Vol. 6, pp.28-43, 2013.
- [8] Park, C. : Review of Chemical –Kinetic Problems of Future NASA Missions, I: Earth Entries, *Journal of Thermophysics and Heat transfer*, Vol. 7, pp.385-398, 1993.
- [9] Edquist, K. T., Desai, P. N., and Schoenenberger, M. : Aerodynamics for the Mars Phoenix Entry Capsule, AIAA-2008-7219, 2008.
- [10] Fujita, K., Mizuno, M., Ishida, K., and Ito, T. : Spectroscopic Flow Evaluation in Inductively Coupled Plasma Wind Tunnel, *Journal of Thermophysics and Heat transfer*, Vol. 22, pp.685-694, 2008.

(受理 平成 26 年 11 月 7 日)