

## 科学研究費助成事業（学術研究助成基金助成金）研究成果報告書

平成25年6月7日現在

機関番号：15101

研究種目：若手研究（B）

研究期間：2011～2012

課題番号：23760770

研究課題名（和文） 二酸化炭素大気突入飛行体まわりで生じる熱化学的非平衡過程の予測精度向上

研究課題名（英文） Improvement of prediction accuracy for thermochemical nonequilibrium processes around vehicles entering in carbon dioxide atmosphere

研究代表者

山田 剛治（YAMADA GOUJI）

鳥取大学・大学院工学研究科・助教

研究者番号：90588831

研究成果の概要（和文）：火星大気突入飛行環境を再現できる極超音速衝撃波管を開発し、衝撃波背後の熱化学的非平衡過程について調査した。新たに構築した極短時間多点分光計測システムを適用することにより衝撃波背後の輻射スペクトルの空間分布特性を高精度に取得することができた。また輻射解析コードを利用した CAMS 法により計測スペクトルから温度の空間分布特性を取得することに成功した。

研究成果の概要（英文）：Hypersonic shock tube simulating Mars entry flight conditions was newly developed to investigate the thermochemical nonequilibrium phenomena behind a shock wave. The newly developed multipoint spectroscopic measurement system enables us to obtain the spatial profile of radiation spectra behind a shock wave. The spatial profile of temperatures can be obtained by applying the CAMS (Computer aided molecular spectroscopy) method using the radiation analysis code.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
交付決定額	3,500,000	1,050,000	4,550,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：火星大気突入、衝撃波、二酸化炭素プラズマ、分光、熱化学的非平衡過程

## 1. 研究開始当初の背景

近年火星への様々な惑星探査ミッションが世界各国で計画され、研究開発が活発に行われている。そこでミッションを成功させ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あげられる。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して空力加熱が生じる。この空力加熱から探査機を守るために、信頼性の高い熱防御システムの開発が必要になる。大気突入飛行時の空力加熱は飛行体まわりで生じる熱的緩和過程や解離、電離、再結合反応における非平衡現象に強い影響を受けるため、熱防

御システムの設計を行うためには熱化学的非平衡過程を正確に予測する必要がある。これまでの研究において将来の火星への大気突入ミッションを検討するために、二酸化炭素大気突入時に生じる熱化学過程についていくつかの研究がなされ、熱化学的非平衡過程を予測する熱化学モデルが開発された。しかしながら検証に利用できる既存の実験データが非常に少なく、またデータのばらつきが大きいためモデルの検証は十分に行われていない。そのためモデルに含まれる不確実性が大きく、熱防御システムの設計に用いた場合、開発コストの増加及び機

体の安全性・信頼性の低下を引き起こす要因となる。そこで二酸化炭素大気突入条件を模擬した実験により熱化学的非平衡モデルの検証・改善を行い、モデルの予測精度を向上させることは重要である。

本研究の成果は、熱防御システムの開発コスト削減と機体の安全性・信頼性の向上に貢献できる。

## 2. 研究の目的

本研究は、実験的なアプローチを中心として、CO<sub>2</sub>の熱化学的非平衡モデルの検証・改善を行い、モデルの予測精度を向上させることを目的とする。具体的な研究目標は以下のとおりである。

(1) 先進的光学計測を用いて熱化学的非平衡領域の高精度なデータを取得する。

(2) 取得した実験データにより従来の熱化学的非平衡モデルの検証・改善を行い、モデルの予測精度を向上する。

## 3. 研究の方法

アークプラズマ風洞を用いた予備試験により光学計測システムの構築とCO<sub>2</sub>プラズマの発光分光計測を行った。また火星大気突入環境を模擬する極超音速衝撃波管を開発して、衝撃波背後の熱化学的非平衡領域の輻射光を測定した。そして取得結果をCFD解析結果と比較することで、CO<sub>2</sub>の熱化学的非平衡モデルを検証した。

## 4. 研究成果

### (1) アークプラズマ風洞による予備試験

光学計測手法の構築とCO<sub>2</sub>プラズマの熱化学特性を調べる目的でアークプラズマ風洞を用いた予備試験を実施した。図1に構築した多点分光計測システムの概要図を示す。本システムは集光レンズ、ファイバアレイ、イメージング分光器から構成される。激み流線上のプラズマ流からの発光は集光レンズによって光ファイバ集光面に集光される。集光面上には10本のファイバアレイが1mm間隔で一列に配置されている。よってファイバアレイを流れに平行に配置し、観測点の像が1対1になるように集光レンズを配置することにより、1度の計測で1mm間隔のスペクトル空間分布特性が取得できる。

またCO<sub>2</sub>及びCO<sub>2</sub>-N<sub>2</sub>混合気体を試験気体として用いて発光分光計測を実施し、プラズマ中で主要な化学種や反応特性が明らかになった。さらに新しい温度評価手法として面積強度法を提案して、C<sub>2</sub>及びCN分子に適用してプラズマ中の回転・振動温度の空間分布特性を取得することに成功している。図2にC<sub>2</sub>分子の回転・振動温度の空間分布特性を示す。

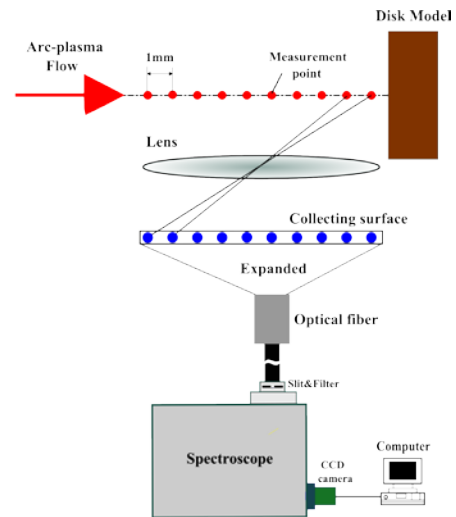


図1 多点分光計測システムの概要図

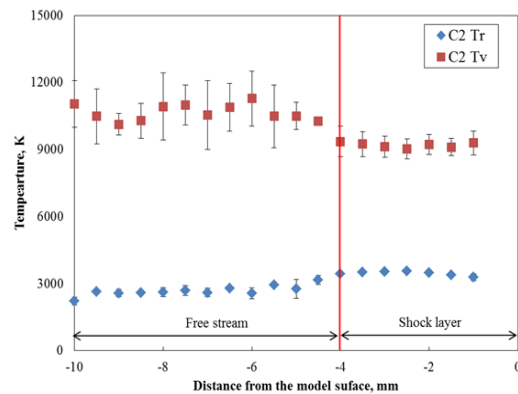


図2 温度の空間分布特性

### (2) 極超音速衝撃波管の開発

火星大気突入プローブの飛行環境を再現するためには、突入速度に相当する衝撃波速度を実現できる衝撃波管が必要になる。そこで本研究では、自由ピストン駆動型の極超音速衝撃波管を開発した。図3に本装置で計測した衝撃波速度と観測部圧力の関係を示す。また図中には代表的な火星大気突入プローブの飛行速度も示している。図より本衝撃波管は火星大気突入プローブの飛行環境を再現できる性能を有しており、目的としている衝撃波管を開発することができた。

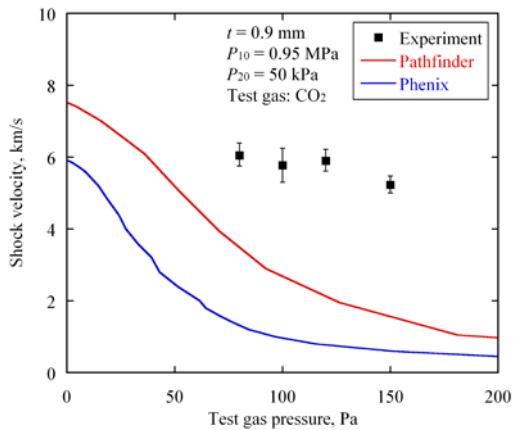


図3 衝撃波管性能マップ

(3) 衝撃波背後の熱化学的非平衡領域の極短時間多点分光計測

衝撃波管観測部に、2本のHe-Neレーザとアバランシェフォトダイオードからなるダブルレーザーシュリーレンシステム(DLS)とゲート付ICCDカメラを用いた極短時間多点分光計測システムを構築した。これらの計測システムを用いて、CO<sub>2</sub>-N<sub>2</sub>混合気体中に発生させた秒速5.26km/sの衝撃波背後の輻射光の計測を行った。これより衝撃波背後の輻射スペクトルを±0.5mmの空間解像度で取得することに成功している。図4に取得したスペクトル空間分布特性の一例を示す。取得したスペクトルデータは輻射解析コードSPRADIAN2を用いたCAMS法により解析して、回転・振動温度データが取得できる。このように衝撃波背後の温度変化が正確に取得できるようになり、温度データは熱化学的非平衡モデル検証のために貴重なデータとなる。

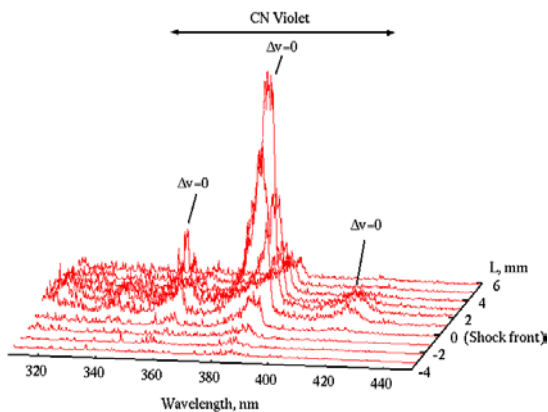


図4 衝撃波背後のスペクトル空間分布特性  
(試験気体: CO<sub>2</sub>-N<sub>2</sub>, 衝撃波速度: 5.26km/s)

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計5件)

- (1) Yamada, G., Kawazoe, H., Suemura, H., Matsuno, T., Obayashi, S., “Development of a Sensitivity-Adjustable Three-Component Force Balance and Its Application to Wind Tunnel Testing,” *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol. 8, No. 2, 2013, pp. 1-10, 査読あり  
DOI: 10.1299/jfst.8.x
- (2) Yamada, G., Takayanagi, H., Suzuki, T., and Fujita, K., “Numerical analysis on the nonequilibrium phenomena of the electronic excitation process behind hypersonic shock waves,” *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 56, No. 2, 2013, pp. 63-69, 査読あり
- (3) Yamada, G., Ago, S., Matsuno, T., and Kawazoe, H., “Development of a Hypersonic Shock Tube for Planetary Entry Aerothermodynamics,” *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 146, 2013, pp. 597-604, 査読あり
- (4) Yamada, G., Takayanagi, H., Suzuki, T., and Fujita, K., Analysis of Shock Layer Radiation from the Vacuum-Ultraviolet to Near-Infrared Regions, *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 55, No. 1, 2012, pp. 60 - 67 査読あり
- (5) Yamada, G., Takayanagi, H., Suzuki, T., and Fujita, K., Shock Layer Radiation Analysis using a Hypervelocity Shock Tube (HVST), *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 55, No. 1, 2012, pp. 37 - 43, 査読あり

[学会発表] (計16件)

- ① 山田剛治, 大蔭慎吾, 松野隆, 川添博光, バンドヘッド強度比を用いた二酸化炭素アークプラズマ流の温度評価, 日本航空宇宙学会 第44期年会講演会, C09, 東京, 2013年4月18日
- ② 山田剛治, 久保優斗, 吾郷祥太, 松野隆, 川添博光, 極超音速衝撃波背後の非平衡輻射光の多点分光計測, 平成24年度衝撃波シンポジウム, 北九州, 2013年3月13日
- ③ 鶴ノ口孝雄, 山田剛治, 青山省吾, 松野隆, 川添博光, 鈴木直洋, 藤井孝蔵, カナードを有する展開型惑星探査航空機の高速度空力特性, 平成24年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2012年12月14日
- ④ 大蔭信吾, 西田弦気, 山田剛治, 松野隆, 川添博光, 中空電極型アーク加熱風洞によるCO<sub>2</sub>プラズマ流の分光測定, 日本機

- 械学会 流体工学部門講演会, 京都, 2012年 11 月 17 日
- ⑤ Yamada, G., Ago, S., Kubo, Y., Matsuno, T., and Kawazoe, H., Experimental and Numerical Study on Shock Layer Radiation for Planetary Entry Flights, 5<sup>th</sup> Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics (Integration 2012), Chofu, Japan, Oct. 5 (2012)
- ⑥ Ago, S., Yamada, G., Kubo, Y., Matsuno, T., Kawazoe, H., Obayashi, S., Shock Tube Study for Electron Behavior in the Shock Layer, Ninth International Conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, Sep. 20 (2012)
- ⑦ 山田剛治, 大蔦信吾, 西田弦気, 松野隆, 川添博光, 中空電極型アーク加熱風洞による二酸化炭素プラズマ流の分光測定, 日本流体力学学会 年会 2012, 高知, 2012年 9 月 17 日
- ⑧ Yamada, G., Ago, S., Matsuno, T., and Kawazoe, H., Development of a Hypersonic Shock Tube for Planetary Entry Aerothermodynamics, 13<sup>th</sup> International Space Conference of Pacific-basin Societies (ISCOPS), Kyoto, Japan, May 16 (2012).
- ⑨ 山田剛治, 大蔦信吾, 松野隆, 川添博光, 二酸化炭素アークプラズマ流の発光特性, 平成 23 年度衝撃波シンポジウム, 柏, 2012年 3 月 7 日
- ⑩ 吾郷祥太, 山田剛治, 松野隆, 川添博光, 惑星大気突入飛行技術向上を目的とした極超音速衝撃波管の開発, 日本機械学会中国四国支部 第 42 回学生員卒業研究発表講演会, 東広島, 2012年 3 月 7 日
- ⑪ Yamada, G., Otsuta, S., Matsuno, T., and Kawazoe, H., “Characteristics of Arc-Heated Plasma Flow for Martian Atmosphere,” AIAA Paper 2012-0363, 50th Aerospace Science Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, Tennessee, USA, Jan. 9 (2012).
- ⑫ 山田剛治, 妻鹿義治, 松野隆, 川添博光, 鈴木直洋, 藤井孝蔵, 展開翼を持つ超音速無人探査機の空力性能について, 平成 23 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2011年 12 月 20 日
- ⑬ Yamada, G., Ago, S., Otsuta, S., Matsuno, T., Kawazoe, H., Obayashi, S., Effect of Electron Behavior in front of Shock Wave on Thermo-Chemical Process Behind the Shock Wave, Eighth International Symposium on Flow Dynamics, Nov. 5, Sendai, Japan (2011).
- ⑭ 山田剛治, 大蔦慎吾, 松野隆, 川添博光, CO<sub>2</sub>-N<sub>2</sub>混合気体を用いたアーク加熱プラズマ流の分光計測, 日本流体力学学会 年会 2011, 八王子, 2011年 9 月 7 日
- ⑮ 山田剛治, 妻鹿義治, 松野隆, 川添博光, 表面波プラズマの気流特性と材料改質への応用, 日本流体力学学会年会 2011, 八王子, 2011年 9 月 7 日
- ⑯ Yamada, G., Otsuta, S., Matsuno, T., and Kawazoe, H., “Spectroscopic analysis of carbon dioxide plasma in a 10.5 kW arc-heated wind tunnel,” 28<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, 2011-e-15, Ginowan, Okinawa, June 9 (2011).

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

山田 剛治 (YAMADA GOUJI)

鳥取大学・大学院工学研究科・助教

研究者番号: 90588831