

令和 2 年 6 月 16 日現在

機関番号：82645  
研究種目：基盤研究(C)（一般）  
研究期間：2016～2019  
課題番号：16K06899  
研究課題名（和文）エアロシェル背面における赤外域放射強度モデルの構築  
  
研究課題名（英文）Study about IR radiation around Mars entry model  
  
研究代表者  
高柳 大樹（Takayanagi, Hiroki）  
  
国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究開発員  
  
研究者番号：70513422  
交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 3,700,000円

研究成果の概要（和文）：本研究では調布航空宇宙センターにおいて開発している高速膨張波管を用いて、火星大気突入機模型周りの赤外域放射強度分布計測を実施するとともに膨張波管試験気流における二酸化炭素数密度分布および温度分布を実施した。結果として、試験気流の温度が高くなると気流自体の赤外線発光強度が強くなってしまうため、気流条件を適切に選択することで模型周りの二酸化炭素発光強度分布を計測することができた。

#### 研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究では調布航空宇宙センターにおいて開発している高速膨張波管を用いて、火星大気突入機模型周りの赤外域放射強度分布計測を実施するとともに膨張波管試験気流における二酸化炭素数密度分布および温度分布を実施し、火星大気突入機周りの流れ場解析に取り組んだ。本研究の結果は我が国における将来の火星大気突入機開発に生かすことができる。

研究成果の概要（英文）：In this study, we performed infrared radiation intensity measurement around Mars entry capsule model with the expansion tube developed in JAXA Chofu space center. In addition, we evaluated the CO<sub>2</sub> number density and temperature distribution by IR radiation spectroscopy coupled with the radiation analysis code, SPRADIAN2. Finally, selected an appropriate test flow condition in order to avoid the IR radiation in the test flow, we could obtain the IR radiation intensity distribution around Mars entry model.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙流体力学

## 様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

### 1. 研究開始当初の背景

火星着陸探査を我が国で実現させるためにはロケットの打ち上げ能力及び開発予算の制約から質量を極力軽量化することが求められる。そのため、熱流束の大きい大気突入機前面と比較的小さい背面で異なる熱防護材を用いることが検討されている。(1) 高速で大気突入する宇宙機における熱流束においては対流加熱だけでなく輻射加熱も併せて考慮する必要がある。近年の研究において火星大気突入機背面における放射強度予測においては二酸化炭素分子からの回転振動励起モードによる赤外域放射輝度スペクトルが非常に重要であることが指摘されている。(2, 3) しかしながらカプセル後流の流れ場は渦を形成するとともに輻射が影響する複雑な流れ場であるためこれまでのところ後流の熱流束予測の解析結果については妥当性検証が不十分であるのが現状である。NASA ではエイムズ・リサーチセンターに設置されている衝撃波管 EAST を用いて真空紫外から中赤外域までの放射輝度スペクトル計測を実施している。(4, 5) 彼らの手法においては低速域の衝撃波管において取得した赤外域放射輝度スペクトルを用いて輻射連成数値解析コードの妥当性検証は行っている。背面の加熱率に関してはバリスティック・レンジを用いて背面の対流加熱を評価しようとする研究が球体模型を用いて報告されている(6)が、輻射加熱に関しては解析結果に依存している状況である。

### 2. 研究の目的

本研究では調布航空宇宙センターにおいて開発している高速衝撃波管 HVST を膨張波管モード HVET にて運用し、大気突入機模型周りの赤外域放射強度分布計測を実施するとともに膨張波管試験気流における赤外域放射強度スペクトル計測を行い、輻射解析コード SPRADIAN2 の結果と比較することによって試験気流における二酸化炭素数密度分布および温度分布を実施することによって膨張波管を用いた火星大気突入機周りの流れ場の解明に取り組む。

### 3. 研究の方法

#### (1) 膨張波管 HVET

本研究では、調布航空宇宙センターで開発している高速膨張波管 HVET<sup>(7)</sup>を用いて実験を行った。HVET の運用条件を Table 1 に示す。本研究においては気流条件における輻射強度の変化を評価するために2つの試験ケースにおいて実験を行った。

Table 1: Test condition 1 in HVET

<i>Gas condition</i>				
	Air Reservoir	Compression tube	High-pressure tube	Low-pressure tube
Gas	Dry Air	He	CO <sub>2</sub>	CO <sub>2</sub>
Pressure	500 kPa	44.5 kPa	(1) 3.0 kPa (2) 20.0kPa	(1) 30 Pa (2) 15 Pa
<i>Diaphragm</i>				
	Material	Thickness	Depth	Rupture pressure
1 <sup>st</sup> diaphragm	SPCC	2.0 mm	1.0 mm	6.0±0.1 MPa
2 <sup>nd</sup> diaphragm	Lumirror	12.0 um	-	(1) 0.65±0.09 MPa (2) 1.1±0.1 MPa
<i>Flow Condition</i>				
	Shock velocity	Test flow velocity	Test flow temperature	Test time
Theory	(1) 6.3 km/s (2) 5.5 km/s	(1) 5.9 km/s (2) 5.2 km/s	(1) 2,330 K (2) 1,060 K	(1) 120 us (2) 90 us
Experiment	(1) 5.3±0.1 km/s (2) 3.6±0.1 km/s	-	-	(1) 90 – 160 us

#### (2) 火星大気突入カプセル周りの放射強度分布計測

HVET 試験気流を用いて、火星大気突入機周りの放射強度分布計測を実施した。試験に用いた模型を Fig. 1 に示す。将来の火星大気突入機の 1/100 スケールモデルとし、前面側は淀み点の曲率が 6.5mm、半頂角 70 度の Sphere-cone 形状、背面側は半頂角 45 度のアルミニウム製である。前面と背面の間の肩部の曲率は 1mm とした。模型表面からの反射を避けるために黒色塗料にて塗装した。膨張波管気流に含まれるコンタミの影響で、模型は試験後に塗装がはがれ、表面が損傷してしまうため、毎回新しい模型を用いて計測を行った。赤外域放射強度分布については Fig. 2 に示すように焦点距離 200mm のシリコンレンズを用いて集光した赤外域放射強度分布を赤外線検出アレイ (Talktronics, Inc., IDS3110-InSb) を用いて計測した。赤外線検出アレイは液体窒素によって低温に保っている。

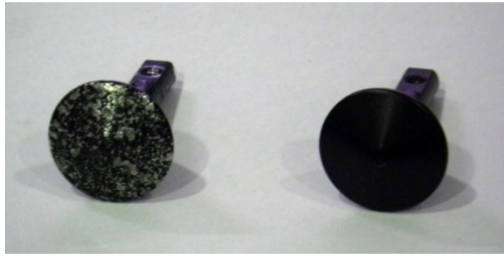


Fig. 1: Mars mission scaled model after (left) and before (right) the experiment.

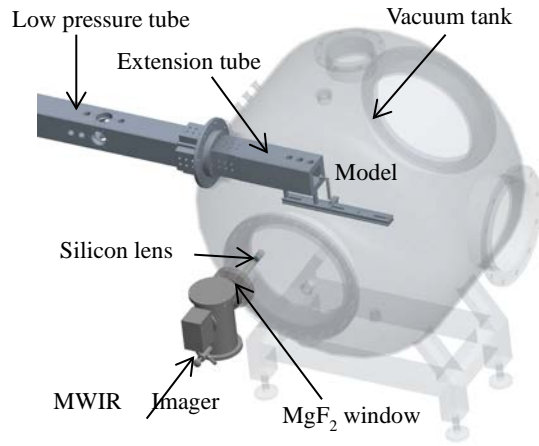


Fig. 2: Experimental setup for Spatial distribution measurement of IR radiation intensity.

### (3) HVET における試験気流および模型周り放射輝度スペクトル計測システム

試験気流の温度およびCO<sub>2</sub>の数密度を推定するために、HVET 試験気流の放射輝度スペクトル計測を実施するとともに赤外域放射強度の時間履歴を計測した。放射輝度スペクトル計測のためのセットアップを Fig. 3 に示す。気流からの赤外線放射は MgF<sub>2</sub> 窓を透過した後、球面ミラーによる集光光学系によって集光され、赤外分光器（分光計器, M10-TP）を介することで分光され、赤外線検出アレイを用いて赤外線放射輝度スペクトルを取得した。低波長域における倍波の影響を除去するために分光器の入射スリットの前方にハイパスフィルター（IR system Corporation, Ltd., LP-3000）を設置した。また大気中における水蒸気や二酸化炭素における吸収を避けるために分光器内と集光光学系、および I 管内は窒素ガスをパージしながら計測を行った。黒体炉（チノー製, BFT-S14）を用いて赤外域における絶対強度較正を実施した。

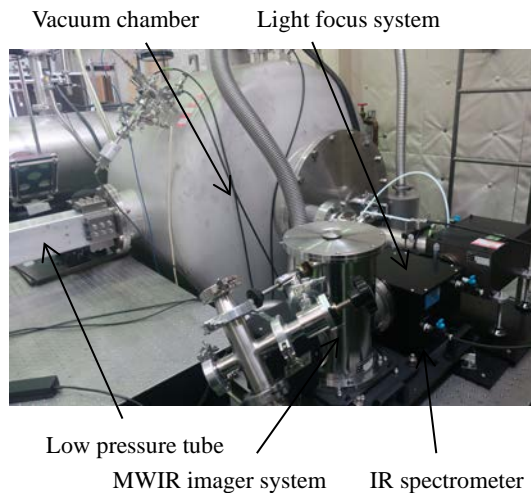


Fig. 3: Setup for spectral radiance measurement in HVET.

## 4. 研究成果

### (1) 火星大気突入カプセル周りの赤外線輻射強度分布計測

2つの試験気流条件における火星大気突入カプセル周りの赤外線輻射強度分布を取得すると Fig. 4 のようになった。本来、気流中に比べて衝撃層内で圧力および温度が高くなり、赤外域における放射が強くなるはずであり、Case(2)においては気流中に比べて衝撃層内で圧力および温度が高くなり、模型背面では徐々に温度が下がるために赤外域における放射が模型前面で強くなり、模型背面で弱くなる様子を確認することができた。一方で、Case(1)においては試験気流においてすでに赤外線が発光してしまっており、模型周りの赤外線輻射強度分布計測を実施することはできなかった。

### (2) 膨張波管試験気流における温度および数密度推定

Case (1) において模型周りで赤外線が全体的に発光している原因を確認するために、まず HVET 試験気流において得られた衝撃波からの距離に対する赤外域放射輝度スペクトルを Fig. 5 に示す。放射輝度スペクトルを 4.0 - 5.4μm の波長範囲で積算することで衝撃波からの距離に対する放射輝度を評価した結果を Fig. 6 に示す。InSb 光起電力素子を用いて計測した赤外域放射強度の時間履歴も Fig. 6 に併せて示す。衝撃波が到達した際に赤外域の放射が急激に大きくなり、その後は徐々に増加していくことがわかる。次に計測で得られた放射輝度スペクトルに対して、CO<sub>2</sub> のデータベースを更新した輻射解析コード SPRADIAN2<sup>(8)</sup>を用いたスペクトルマッチング法によって気流の温度および数密度推定を行った。なお、ここでは熱化学的非平衡性は考慮せず 1 温度としてフィッティングを行った。例として、d=610mm における放射輝度スペクトルに対して行ったフィッティング結果を Fig. 7 に、各放射輝度スペクトルに対してフィッティングをした結果得られた衝撃波到達時間からの温度履歴および数密度履歴を Fig. 8 に示す。山田らに

よって実施された輻射連成流体解析<sup>(9)</sup>によって得られた結果も Fig. 8 に併せて示す. 理想的には膨張波管では接触面背後の試験気流においては気流温度が低く保たれるはずだが, 推定された温度においては試験気流と思われる領域においても気流温度が下がらず, 結果として数密度も低いままになっていることが示唆された.

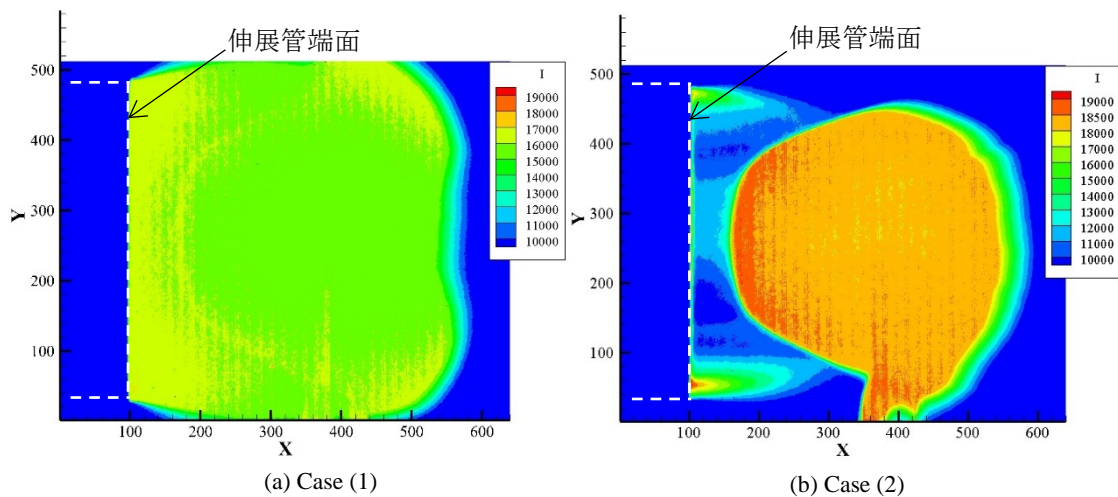


Fig. 4: Spatial distribution of measured IR radiation intensity around capsule model

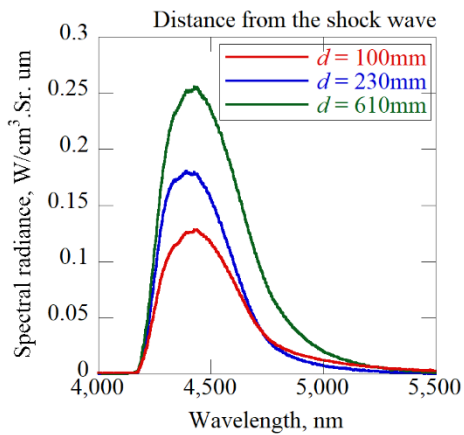


Fig. 5: Spectral radiance at several distances from the shock wave.

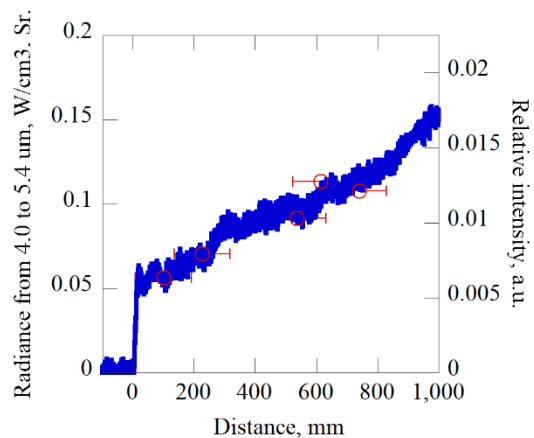


Fig. 6: Spectral radiance at several distances from the shock wave.

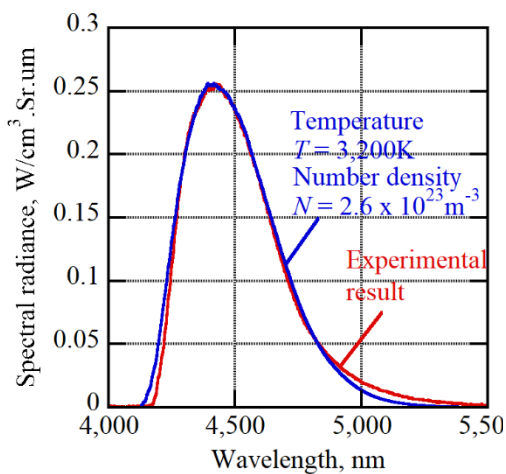


Fig. 7: An example of fitting result by SPRADIAN2 with measured IR spectral radiance ( $d = 610\text{mm}$ ).

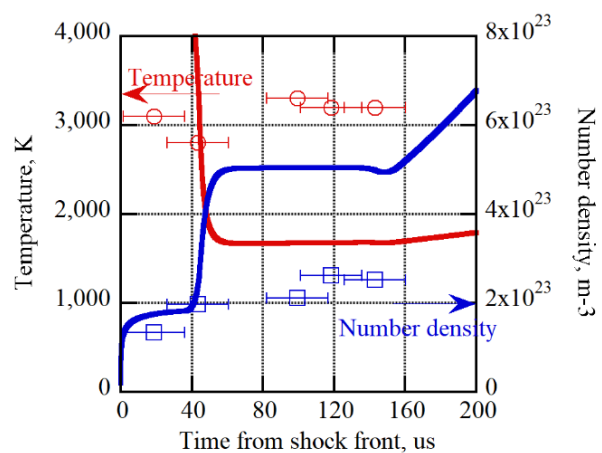


Fig. 8: Time histories of temperature and number density estimated by spectral fitting method (plots). Solid lines are the estimated ones by radiation coupled CFD method

<引用文献>

- (1) Fukuda, Y., Araya, T., Takahashi, Y., Yamada, K., and Koyanagi, J., "Experimental Estimation of Rear-side Heat Flux of Hayabusa Sample Return Capsule," *Aerospace Technology Japan, The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 18, pp.127-131, 2019. doi: 10.2322/astj.JSASS-D-18-00024.
- (2) Fujita, K., Matsuyama, S., Suzuki, T., "Prediction of Forebody and Aftbody Heat Transfer Rate for Mars Aerocapture Demonstrator," 43rd AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2012-3001.
- (3) Da Silva, M L., Beck, J., "Contribution of CO<sub>2</sub> IR Radiation to Martian Entries Radiative Wall Fluxes," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2011-135.
- (4) Cruden, B. A., Brandis, A. M., White, T. R., Mahzari, M., "Radiative Heating for MSL Entry: Verification of Simulations from Ground Test to Flight Data," 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida, AIAA 2015-1894.
- (5) Brandis, A. M., Saunders, D. A., Johnston, C., Cruden, B. A., White, T. R., "Radiative Heating on the After-Body of Martian Entry Vehicles," 45th AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2015-3111.
- (6) Wilder, M.C., Bogdanoff, D. W., and Saunders, D. A., "Heat Transfer Measurements on the Afterbody of Spheres in Hypersonic Free-Flight in Air and Carbon Dioxide," AIAA 2015-2966.
- (7) Takayanagi, H., Lemal, A., Nomura, S., and Fujita, K., "Measurements of Carbon Dioxide Nonequilibrium Infrared Radiation in Shocked and Expanded Flows," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 32, Issue 2, 2018. doi: 10.2514/1.T5200.
- (8) Dubuet, U., Lemal, A., Nomura, S., Takayanagi, H., Matsuyama, S., and Fujita, K., "Simulations of CO<sub>2</sub>-CO Infrared Radiation Measurements in Shock and Expansion-Tubes," AIAA Aviation 2019 Forum, AIAA2019-3015. doi: 10.2514/6.2019-3015.
- (9) Yamada, T., Adrien, L., Matsuyama, S., Nomura, S., Takayanagi, H., and Fujita, K., "Expansion tube numerical simulation for test flow prediction," *Symposium on Shock Waves in Japan*, 1A3-3, Kanagawa, Japan, 2017.

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計1件（うち査読付論文 1件／うち国際共著 0件／うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Takayanagi H., Lemal A., Nomura S., Fujita K.	4. 巻 32
2. 論文標題 Measurements of Carbon Dioxide Nonequilibrium Infrared Radiation in Shocked and Expanded Flows	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 Journal of Thermophysics and Heat Transfer	6. 最初と最後の頁 483 ~ 494
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.T5200	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計9件（うち招待講演 0件／うち国際学会 3件）

1. 発表者名 高柳大樹, 野村哲史, 藤田和央
2. 発表標題 膨張波管HVETにおける火星大気突入環境模擬
3. 学会等名 2019年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 Takayanagi, H., Dubuet, U., Nomura, S., and Fujita, K.
2. 発表標題 Experimental radiation measurement from CO2 flow in shock tube and expansion tube
3. 学会等名 The International Conference on Flight vehicles, Aerothermodynamics and Re- entry Missions and Engineering (FAR2019) (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 高柳大樹, 野村哲史, 藤田和央, 野村哲史, 藤田和央
2. 発表標題 衝撃波管二酸化炭素気流からの赤外線発光強度計測における誤差評価
3. 学会等名 第51回流体力学講演会/第37回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 高柳 大樹、野村 哲史、藤田 和央
2. 発表標題 調布JAXA膨張波管における火星大気突入環境模擬と赤外輻射計測技術の紹介
3. 学会等名 平成 30 年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 高柳大樹, 野村哲史, 藤田和央
2. 発表標題 二酸化炭素気流における赤外線発光分光計測
3. 学会等名 第62回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 高柳大樹, 野村哲史, 藤田和央
2. 発表標題 二酸化炭素気流中模型背面からの 赤外線発光分光計測
3. 学会等名 第50回流体力学講演会 / 第36回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 高柳大樹、アドリアンルマル、野村哲史、藤田和央
2. 発表標題 火星大気突入機における背面赤外線輻射強度計測
3. 学会等名 第48回流体力学講演会 / 第33回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2016年

1. 発表者名 Hiroki Takayanagi, Satoshi Nomura, Adrien Lemal, and Kazuhisa Fujita
2. 発表標題 Measurement of Carbon Dioxide Infrared Radiation in the Afterbody of a Mars entry Capsule
3. 学会等名 AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2017 (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Hiroki Takayanagi, Satoshi Nomura, Adrien Lemal, and Kazuhisa Fujita
2. 発表標題 Measurement of Carbon Dioxide Infrared Radiation in the Afterbody of a Mars entry Capsule
3. 学会等名 AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2017 (国際学会)
4. 発表年 2017年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

大気突入機の熱空力評価システムの高度化 <a href="http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/aerodynamic/aerothermodynamic/">http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/aerodynamic/aerothermodynamic/</a>
--

6. 研究組織		
氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考