

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 28 年 6 月 10 日現在

機関番号：82645

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2014～2015

課題番号：26820375

研究課題名(和文) 衝撃風洞気流検定及び空力加熱率計測システムの開発

研究課題名(英文) Test flow evaluation in shock wind tunnel and Development of heat flux sensor

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・研究開発部門・研究員

研究者番号：70513422

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,900,000円

研究成果の概要(和文)：衝撃風洞の試験気体衝撃層内における金属種を含む発光スペクトルを同定するために分光定数データベースを更新し、スペクトル解析コードSPRADIANのアップデートを実施した。その結果、衝撃層内の温度および、各金属原子の数密度を定量的な評価が可能となり、温度は7500K、不純物である鉄などの数密度は試験気体である酸素原子などの数密度よりも二桁低いことが明らかになった。また高速応答の同軸構造熱電対を用いて加熱率計測用プローブを製作し、膨張波管において妥当性検証試験を実施した。温度変化から加熱率を求めると5MW/m²程度であった。今後はノイズ対策を施すことで計測可能領域の拡大に取り組んでいく。

研究成果の概要(英文)：In order to evaluate radiation intensity spectrum from shock layer in shock wind tunnel test flow, radiation analysis code, SPRADIAN 2, was updated to simulate the atomic lines of metallic species. The number density of metallic impurities are found to be more than two orders of magnitude lower than those of atomic oxygen and nitrogen. The temperature is approximately estimated at 7500K. The radiative heat flux is 22.5MW/m² with the emissivity of unity. In addition, a heat flux sensor with coaxial thermocouple has been made and tested in hypervelocity expansion tube. Heat flux was estimated as about 5MW/m² by temperature increase. Applied velocity region will be improved by protection against noise.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙流体力学

1. 研究開始当初の背景

はやぶサの後継機やHTV-R, 次期火星探査ミッション, 木星トロヤ群探査・サンプルリターンや彗星表面サンプルリターンなど今後地球や惑星への大気突入を伴うミッションが様々提案されている. 特に火星探査については2020年代の打ち上げを目指し, JAXAを中心とした研究グループにおいて精力的に研究が行われている. これらのミッションにおいては大気突入時の飛翔体へ流入する過酷な空力加熱をできるだけ正確に予測し, 熱防御材の重量を低減することが求められている. そこで近年, JAXA角田宇宙センターにおいて開発されてきた高温衝撃風洞(HIEST)を用いて空力加熱率計測試験が実施されている. その中で総圧が50MPa, 総エンタルピが20MJ/kgのような高圧・高エンタルピ条件下での実験においては数値計算コードで予測される2.5倍程度もの空力加熱率になってしまう異常加熱現象が報告されている(参考文献1). 同様の報告は海外の衝撃風洞においてもなされており, 原因解明のために気流のモデル化, 模型表面での化学反応などに着目して研究が行われているが(参考文献2, 3)輻射と流れ場が相互に影響しあう複雑な流れ場であるためこれまでのところ原因解明には至っていない.

2. 研究の目的

そこで本研究ではそこで本研究ではこれまで申請者が高エンタルピ風洞において培ってきた分光技術を衝撃風洞気流に適用し, 励起準位原子数密度分布, 並進温度分布を分光学的に取得し輻射連成数値流体解析の結果を融合することによって輻射と流れ場が相互に影響しあう複雑な流れ場である衝撃風洞気流を多角的に検定するとともに異常加熱現象の原因を解明し, さらには本装置における熱流束計測手法の提案を行うことを目的として研究を行った.

3. 研究の方法

(1) 高温衝撃風洞(HIEST)における発光分光計測

本研究では発光分光法を用いて JAXA 角田宇宙センターにおいて開発されてきた高温衝撃風洞(HIEST)の気流診断を行った.

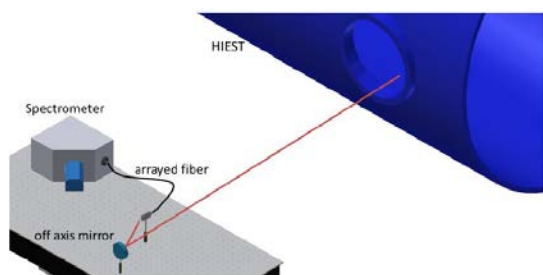


図1 発光分光法のための光学系

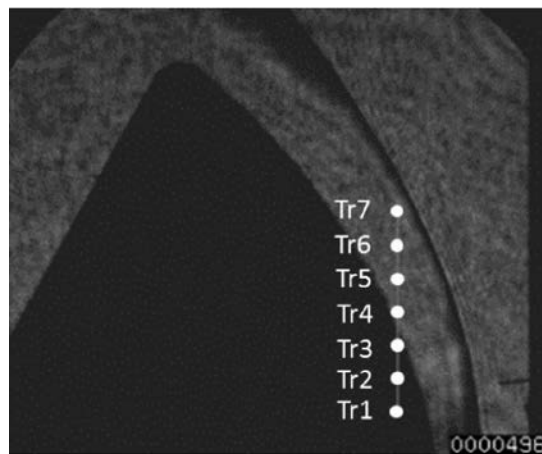


図2 衝撃層内の発光分光計測位置

図1に実験系を, 図2にシュリーレン画像における計測点を示す. 撃相内の発光は軸外楕円鏡によって集光され, 光ファイバーを介して分光器に導入され, 各計測点における発光スペクトルを7点同時に計測した. 発光強度は事前に各計測位置に設置したタングステンリボンランプによって校正した. 取得タイミングは第2隔膜の淀み圧を用いてトリガーをかけて調整した.

(2) 膨張波管における熱流束計測

熱流束計測手法の検証を行うため, 調布航空宇宙センターで開発している高速膨張波管を用いて実験を行った. 本膨張波管は高速衝撃波管(HVST)構造をとともにしており, 第2隔膜を金属膜からルミラー膜へと変更し, 試験気体を高圧管に充填することによって運用する. 熱化学平衡を仮定して推定した本試験における気流条件をまとめると表1のようになる.

表1 試験気流条件

Initial conditions	
Rupture pressure at first diaphragm	10.5 MPa
High pressure tube	10 kPa
Low pressure tube	50 Pa
Flow conditions	
Shock velocity (measured)	6.0 km/s
Flow velocity (estimated)	5.3 km/s
Pitot pressure (estimated)	710 kPa
Flow temperature (estimated)	1900 K

本研究では高速応答の同軸構造熱電対を用いて加熱率計測用プローブを製作した. 高速応答性を確保するためには熱伝達の方角に対して金属管の接点を微小に保つことが重要であり, 一般にはフィルム蒸着式または同軸構造式が用いられるがここでは堅牢性が優れている同軸構造式を選択した. 計測は図3で示すような直径25mmの半球模型上の淀み点にて実施した.



図3 熱流束計測プローブ

4. 研究成果

(1) 高温衝撃風洞(HIEST)におけるスペクトル解析

高温衝撃風洞において得られた発光スペクトルを図4に示す。

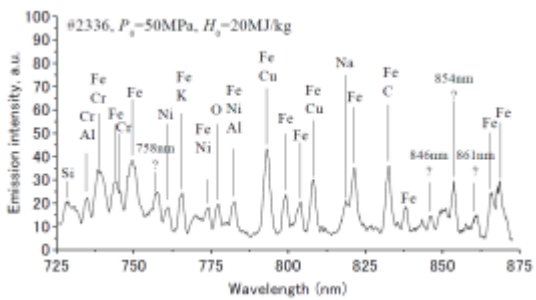


図4 高温衝撃風洞(HIEST)の衝撃層内からの発光スペクトル

研究開始当初は、不明な発光種からの多数の原子線が複雑に重なり合う発光スペクトルの解析が困難であり、発光種の同定が困難であった。しかし、分光定数データベースを幅広く参考することにより、また、同様の風洞における分光計測に関する文献調査を注意深く行うことにより、図4に示すようにほぼすべての原子線の同定に成功した。不純物として含まれる鉄や銅などの金属線が多数確認され、それらの発光強度が試験気体である空気の発光強度を上回っていることが明らかになった。さらに、発光種の同定結果を反映させ、スペクトル解析コード SPRADIAN のアップデートを実施した。SPRADIAN は大気圏突入時のカプセル近傍の放射加熱評価のために開発されたツールであったが、本研究では、風洞気流中に含まれる金属不純物由来の放射加熱を評価すべく、分光データの拡充を試みた。その結果、衝撃層内の温度および、各金属原子の数密度を定量的な評価が可能となり、計測点において、温度は7500K、不純物である鉄などの数密度は試験気体である酸素原子などの数密度よりも二桁低いことが明らかになった。先ほどの計測スペクトルと解析コードで求められた放射スペクトルを図5に示す。さらに、その物理量を衝撃層内の代表値として用い、放射加熱率を単純な tangent slab モデルで求めると、吸収率1であった場合、加熱率は22.5Mw/m²であると求められた。この値は、実験結果と

比較すると2倍に過大評価されている。実際は、熱流束センサーの吸収率は、表面の酸化状態などにより0.8から0.1程度の値をとっていると考えられ、計算結果はおおよそ妥当な値を示していると考ええる。

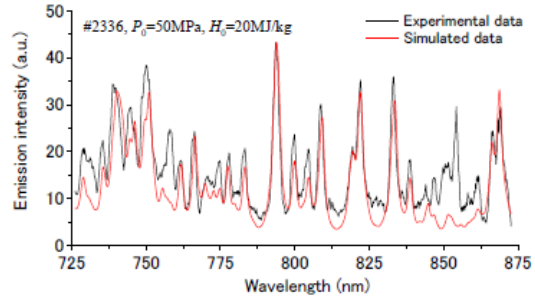


図5 高温衝撃風洞(HIEST)の衝撃層内からの発光スペクトルと放射解析コード SPRADIAN によるスペクトル同定結果

(2) 膨張波管における熱流束計測

HVETにおける加熱率計測結果を図6に示す。温度変化から加熱率を求めるとおよそ5MW/m²程度であった。現状では、気流速度が速い条件ではノイズの影響で温度が性格に測定できない問題がある。今後はノイズ対策を施すことで計測可能領域の拡大に取り組んでいく。

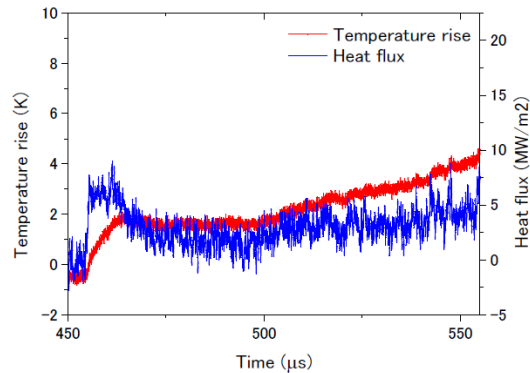


図6 HVET における温度及び熱流速の時間履歴

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 0 件)

[学会発表] (計 13 件)

- ① 高柳大樹, 野村哲史, Adien Lemal, 藤田和央: 二酸化炭素衝撃波背後の赤外線発光スペクトル計測, 平成27年度衝撃波シンポジウム, 熊本大学, 熊本県熊本市, 2016年3月7日。
- ② 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央: 膨張波管における加熱率および圧力分布計測, 平成27年度衝撃波シンポジウム, 熊本大学, 熊本県熊本市, 2016年3月7日。
- ③ 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央: 膨張波

- 管における模型周りの圧力および加熱率計測, 平成 27 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所, 神奈川県相模原市, 2015 年 12 月 10 日.
- ④ 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央: Heat Flux Measurements in Expansion Tube for Martian Entry, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-e-21, Kobe Convention Center, Hyogo, Japan, 2015 年 7 月 8 日.
- ⑤ 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央: 膨張波管の特性評価と熱流束計測, 第 47 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, 1E01, 東京大学, 東京都目黒区, 2015 年 7 月 2 日.
- ⑥ 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央, 丹野英幸: Radiative Heat Flux from Metallic Species in Free Piston Shock Tunnel HIEST, AIAA 2015-2514, Aviation 2015, Dallas, Texas, 2015 年 6 月 22 日.
- ⑦ 西村沙也香, 高柳大樹, 野村哲史, 藤田和央, 松井信: 衝撃波速度の高速度化と衝撃波背後の分光計測, 1A1-4, 平成 26 年度衝撃波シンポジウム, ホテル天坊, 群馬県渋川市, 2015 年 3 月 11 日.
- ⑧ 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央: 火星大気突入環境を模擬した膨張波管における熱流束計測, 平成 26 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所, 神奈川県相模原市, 2014 年 12 月 18 日.
- ⑨ 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央, 丹野英幸: 衝撃風洞 HIEST における金属由来の輻射加熱率計算, 平成 26 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所, 神奈川県相模原市, 2014 年 12 月 18 日.
- ⑩ 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央, 丹野英幸: 衝撃風洞における金属種輻射の加熱率計測への影響, 第 46 回流体力学講演会/第 32 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 弘前文化センター, 青森県弘前市, 2014 年 7 月 3 日.
- ⑪ 高柳大樹, 藤田和央: 将来のサンプルリターンミッションのための高速衝撃波管における発光分光計測, 第 46 回流体力学講演会/第 32 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 弘前文化センター, 青森県弘前市, 2014 年 7 月 3 日.
- ⑫ 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央, 丹野英幸, 小室智幸, 伊藤勝宏: Spectroscopic Investigation on Anomalous Heating in Free Piston Shock Tunnel HIEST, AIAA 2014-2545, 11th AIAA-ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, Hyatt Regency Atlanta, Atlanta, Georgia, 2014 年 6 月 16 日.
- ⑬ 高柳大樹, 藤田和央, 石田広之, 山田和彦, 安部隆士: Radiation intensity measurement in VUV wavelength region behind strong shock wave for future

sample, AIAA 2014-2965, 11th AIAA-ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, Hyatt Regency Atlanta, Atlanta, Georgia, 2014 年 6 月 16 日.

[その他]
ホームページ等
「大気突入機の熱空力評価システムの高度化」
<http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/aerodynamic/aerothermodynamic/>

6. 研究組織

(1) 研究代表者

高柳 大樹 (TAKAYANAGI, Hiroki)
宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・第二研究ユニット・研究員
研究者番号: 70513422

(2) 連携研究者

野村 哲史 (NOMURA, Satoshi)
宇宙航空研究開発機構・航空部門・空力技術研究ユニット・研究員
研究者番号: 80709361

藤田 和央 (FUJITA, Kazuhisa)
宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・第 2 研究ユニット・主幹研究員
研究者番号: 90281584