

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成25年 4月26日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究（B）

研究期間：2010～2012

課題番号：22360363

研究課題名（和文）極短時間真空紫外分光と量子化学解析の融合による輻射連成複雑系流れ場のモデル化

研究課題名（英文）Radiation Coupled Complex Flow Field Modeling by Integration of ultrafast VUV spectroscopy and quantum chemical analysis

研究代表者

藤田 和央（FUJITA KAZUHISA）

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・研究開発本部・主幹研究員

研究者番号：90281584

研究成果の概要（和文）：

輻射連成複雑系流れ場のモデル化を目指し高速衝撃波管を対象として火星模擬ガス中の強い衝撃波背後における真空紫外から近赤外までの放射強度について実験的、解析的研究を行った。紫外から近赤外領域においては極短時間イメージング分光法、多点同時計測、および高S/N極短時間分光を駆使したスペクトル空間分布計測と衝撃波位置へのマッピングを行い、衝撃波背後の放射強度スペクトル空間分布同時計測を実現した。

研究成果の概要（英文）：

Experimental and simulated study about the radiation behind strong shock wave in Mars simulant gas in a Hyper Velocity Shock Tube to analyze radiation coupled complex flow field modeling. Emission intensity profiles distributions from VUV to NIR region are achieved by ultrafast imaging spectroscopy, multipoint simultaneous measurement and high S/N ultrafast spectroscopy.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
22年度	7,600,000	2,280,000	9,880,000
23年度	4,700,000	1,410,000	6,110,000
24年度	2,000,000	600,000	2,600,000
年度			
年度			
総計	14,300,000	4,290,000	18,590,000

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：航空宇宙流体力学，非平衡気体力学

1. 研究開始当初の背景

近年、宇宙航空研究開発機構(JAXA)を中心とする国内の惑星科学コミュニティにおいて、火星、金星等を対象とした次期惑星探査が検討されている。次期惑星探査では、従来実現できなかった高度な科学ミッションを実現するために、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によって探査機のミッション機器重量を増加すること、また空気力を利用した大気突入システムの誘導制御により着陸機を

地理学的に重要な目標地点へ高い精度で着地させることなど、高度な極超音速空力技術が要求されている。これらの空力技術を実現するためには、宇宙機周りの複雑な流れ場を解明し、宇宙機の空力特性や空力加熱率を高精度で予測できる解析モデルの開発が必要不可欠である。

しかし現状では解析モデルの飛行環境予測精度が、上記の極超音速空力技術を実現するために十分とは言えない。現在の予測精度が十分でないのは宇宙機周りの流れの速度

が熱的緩和や化学反応の速度よりも著しく高く、流れが強い非平衡状態にあり、幾つかの重要な熱化学過程が明らかになっていないためである。このような課題を解決するため申請者は「大気突入システムに必要な高精度飛行環境予測モデルの研究開発」を計画し、過去には惑星サンプルリターン機の地球大気再突入環境を対象として、主要成分である N_2 分子の熱的緩和、解離反応の高精度モデルを開発することなど成果を上げてきた (H18~20 基盤研究 B)。

一方、惑星探査においては、大気の主成分が異なること、地球より高い大気突入速度が不可避であるために非平衡性が強くなることなどから、地球の場合と大きく様相が異なり、十分な理解が進んでいない。近年もっとも探査の機運が高まっている火星、金星については大気の主成分である CO_2 が高温衝撃層で解離して CO や C が生じ、高い解離エネルギーを有する CO の解離反応が衝撃層の振る舞いに強い影響を与えること、 CO の 4th positive バンドスペクトルが真空紫外で強い放射・吸収を有し、輻射エネルギー輸送と流れ場が強い相互作用を持つ複雑系流れ場となることが定性的に明らかになっている。しかし、これらの重要な過程の定量的モデル化に関する研究の多くは 1960~70 年代に行われたものであり、実験的困難さに加え計測技術が現在のレベルよりも劣っていたなどの理由から十分な精度の結果が得られているとは言い難い。

このような背景から、本研究では「大気突入システムに必要な高精度飛行環境予測モデルの研究開発」の全体計画の中で過去に取り組んできた地球大気突入飛行環境予測モデルの研究成果を発展させ、特に過酷な惑星大気突入で重要となる「輻射エネルギー輸送が顕著となる超高エンタルピ流れ場」の解明を目的とし、探査の緊急性の高い火星や金星を具体的な対象とした実験的、解析的研究を行う。

2. 研究の目的

火星や金星への過酷な大気突入における衝撃層では高い解離エネルギーを有する CO の熱的緩和、解離反応が衝撃層の熱化学過程に強い影響を与え CO や C の強い放射・吸収スペクトルが真空紫外領域に現れ、輻射輸送と流れ場が強い相互作用を持つ複雑な流れ場となる。このような複雑系流れ場を正確にモデル化するために本研究ではまず①分光実験と量子化学解析による CO 分子の熱的緩和・解離緩和を微視的レベルで明らかにし高精度モデルを提案する。次に②極短時間真空紫外分光と輻射解析により CO や C の真空紫外領域における発光・吸収過程を明らかにし、真空紫外領域における輻射エネルギー輸送

過程のモデル化を行う。複雑系流れ場では全ての過程は密接に連成しているため独立に取り扱うだけでは不十分である。そこで③衝撃波実験と輻射・流れ場連成解析を融合した手法により、熱的緩和、化学反応、輸送過程間の相互作用を明らかにし、最後に④輻射輸送と流れ場が強い相互作用を持つ複雑系流れ場の高精度モデル化を達成する。

3. 研究の方法

(1) 高速衝撃波管の改良

本研究では過去の科研費を用いた研究 (H18~20 基盤研究 B など) において開発された高速衝撃波管に必要な装置を追加・修正することで実験装置を構成した。まず、試験気体を従来の地球大気から火星大気を用いた二酸化炭素、窒素混合ガスに変更することに伴い、排気装置に修正を加えた。二酸化炭素の解離過程で生成される一酸化炭素は毒性が強く、また同時に生成されるカーボン微粒子が粉塵爆発を誘発する可能性があるため、オイルフリーで排気能力が高く、かつ排気密閉性の高い特殊なターボ分子ポンプを導入した。本装置は一酸化炭素を取り扱う上で必要不可欠であるだけでなく、真空紫外分光を行う上で雰囲気圧力を下げ試験気体の純度を上げるという点からも不可欠であった。

(2) 可視光領域発光強度スペクトルの取得と輻射解析コード SPRADIAN 連成流れ場解析

(1) で改良された装置を用いて火星模擬ガスを試験気体として衝撃波管を運用し、衝撃波背後の可視光発光強度スペクトルを計測する。ここではまず、これまでに培われた①ダブルレーザーシュリーレン法による衝撃波速度、測定位置計測、②極短時間イメージング分光法、③多点同時計測、および④高 S/N 極短時間分光を駆使したスペクトル空間分布の計測と衝撃波位置へのマッピングを行った。一方、数値解析においては輻射解析コード SPRADIAN2 を融合した流れ場解析を行い、気流の温度、数密度を推定した。

(3) 極短時間真空紫外分光による真空紫外スペクトルの計測

真空紫外領域の CO および C からの発光強度スペクトルを取得した。高波長分解能でスペクトルを取得するために高分散の真空紫外分光器を用いた。真空紫外分光では分光器内及び発光ガスから分光器へ接続される光路のすべてを真空排気する必要があるため、小型の真空排気装置を併せて用い、衝撃波管観測部へ接続した。

真空紫外分光で重要かつ困難なことは絶対強度をいかにして正確に校正するかとい

う点である。これを実現するために本研究ではサイクロトロンにより重水素ランプ発光の絶対強度を計測しておき、この重水素ランプを校正用光源として真空紫外分光システム全系の量子効率を校正しておく。また衝撃層と真空紫外分光器への光路間には真空紫外分光用のMgF2窓(透過波長>115nm)を設ける。このようにすることで真空紫外分光器を安定かつ高信頼性で使用することが可能となった。計測において衝撃波到達時間をダブルレーザーシュリーレン法により感知し、適切な遅延の後に真空紫外用ICCDカメラのゲートを100ns開放することにより衝撃波背後の狙った位置における発光強度スペクトルを取得した。

4. 研究成果

(1) 可視光領域発光強度スペクトルの取得と輻射解析コードSPRADIAN連成流れ場解析

圧力 1.0Torr, 速度 7.0km/s における300~440nm領域で取得した各位置における発光強度スペクトルを図1に示す。340~430nmにおいてはCNバンドの発光が支配的である。衝撃波背後において急激に発光強度が増大

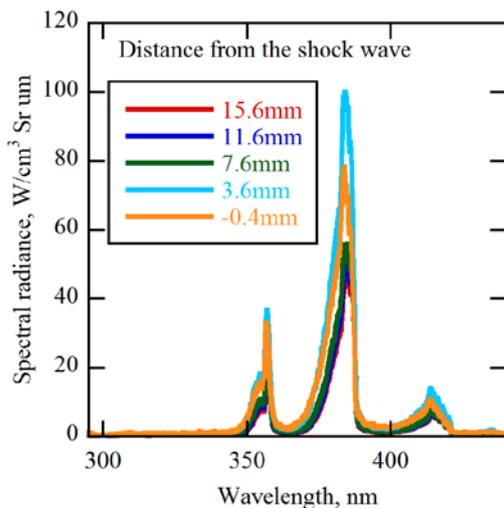


図1 Measured spectral profiles at each distance from the shock wave.

し、その後平衡に達する様子を取得することができた。各波長領域に対して同様の実験を実施し、紫外から近赤外領域における熱化学的平衡領域における発光強度スペクトルを取得すると図2のようになった。440~580nmにおいてはC2 swanバンド、近赤外領域においては酸素原子スペクトルからの発光が支配的であり、実験結果と数値計算結果はよい一致を示した。

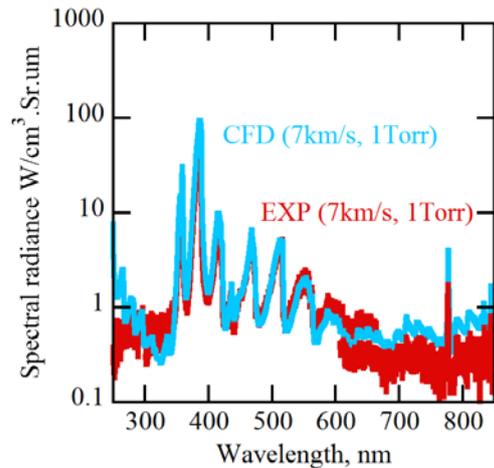


図2 Composite measured and simulated spectral radiance in thermochemical equilibrium region at around 7km/s, 1Torr.

HVST, NASA Ames Research Centerで開発されているEAST, 数値計算で得られた340~430nm領域のCN violetバンドの放射輝度を比較すると図3のようになった。

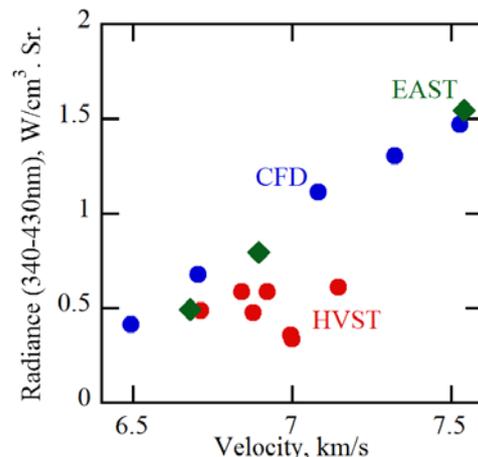


図3 Radiance intensities integrated from 340 to 430nm at around 7km/s, 1Torr obtained in HVST, EAST, and CFD results.

HVSTの結果はEASTの結果とオーダーでは一致しているものの速度が変化しても発光強度がそれほど変化していない結果となっているため、今後、計測システムの誤差について詳細に検討していく。また数値計算結果は実験結果に比べると若干大きい値を示している。これは数値計算においては平衡温度を若干高く見積もられていることが原因と考えており、今後、改善を行っていく。

同様に圧力 0.1Torr, 速度 8.5km/s におけるUV~NIR領域で取得した発光強度スペクトルを図4に示す。本条件においては我々の

計測システムでは熱化学平衡領域は見られなかった。また本実験条件においては酸素原子に加え炭素原子からの発光も見られている。

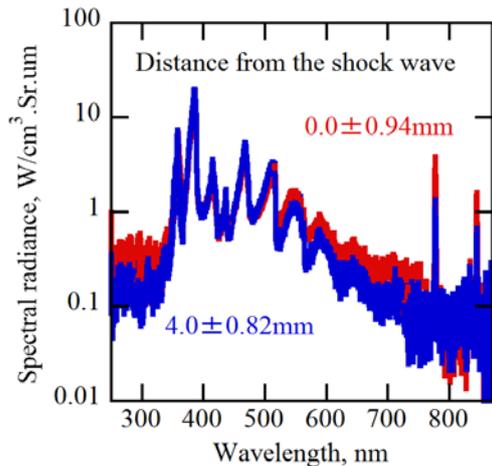


図 4 Composite measured spectral radiance at around 8.5 km/s, 0.1 Torr.

(2) 極短時間真空紫外分光による真空紫外スペクトルの計測
 圧力 1.0 Torr、速度 7.0 km/s における真空紫外域で取得した熱化学的平衡領域における発光強度スペクトルを図 5 に示す。

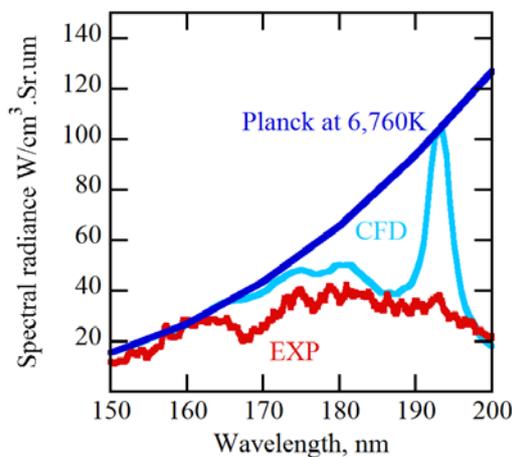


図 5 Measured and simulated spectral radiance in VUV region from CO 4th positive band around 7 km/s, 1.0 Torr. Planck curve calculated with the simulated thermochemical equilibrium temperature by CFD calculation is also shown.

この波長域においては CO(4+) の分子バンドが支配的である。図 5 には CFD コードを用いて計算した数密度を元に SPRADIAN で求めた解析結果と CFD コードから得られた平衡

温度での Planck カーブを併せて示した。170 nm 以下においては自己吸収の影響が大きいため Planck カーブとよく一致することがわかる。数値計算から求めたスペクトルにおいては 193 nm 付近に C 原子からの発光が見られているが、実験結果では観察されなかった。同様の傾向が UV 領域で見られているため、今後 CFD コードの解析を行っていくとともに異なる実験条件における比較を行っていく。そこで CO 4th positive バンドの 140 ~ 165 nm のプロファイルをプランクカーブでフィッティングすることによって各速度における気流の平衡温度を推定すると図 6 のようになった。実験結果から求めた平衡温度は計算結果より 1 ~ 5% 程度低くなるという結果が得られた。

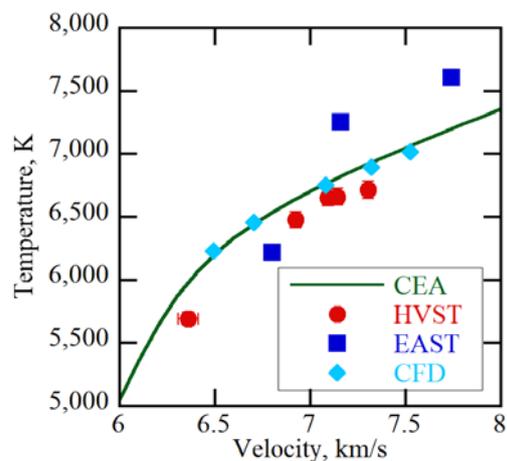


図 6 Comparison between the experimental and simulated equilibrium temperature at 133.3 Pa.

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 9 件)

- (1) Suzuki, T., Fujita, K., Yamada, T., Inatani, Y., and Ishii, N., Numerical Reconstruction of HAYABUSA Sample Return Capsule Flight Environments, Journal of Spacecraft and Rockets, to be published.
- (2) Suzuki, T., Fujita, K., Sakai, T., Okuyama, K., Kato, S., and Nishio, S., Post-Test Sample Analysis of A Low Density Ablator Using Arcjet, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 10, ists-28, p.P3_21-Pe_30, 2012.
- (3) Sakai, T., Okuyama, K., Kobayashi, Y.,

- Tomita, M., Suzuki, T., Fujita, K., Kato, S., and Nishio, S., Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol.10, ists-28, p.P3_21-Pe_30, 2012.
- (4) Yamada, G., Takayanagi, H., Suzuki, T., and Fujita, K., Numerical Analysis on Nonequilibrium Phenomena of Electronic Excitation Process behind a Hypersonic Shock Wave, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vo.56, No.2, pp.63-69, 2012.
- (5) Abe, S., Fujita, K., Kakinami, Y., Iiyama, O., Kurosaki, H., Shoemaker, M. A., Shiba, Y., Ueda, M., and Suzuki, M., Near-Ultraviolet and Visible Spectroscopy of HAYABUSA Spacecraft Re-entry, Publications of the Astronomical Society of Japan, Vol.63, No.5, pp1011-1021, 2011.
- (6) Yamada, G., Takayanagi, H., Suzuki, T., and Fujita, K., Analysis of Shock Layer Radiation from Vacuum-Ultraviolet to Near-Infrared Region, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.55, No.1, pp.60-67, 2012.
- (7) Yamada, G., Takayanagi, H., Suzuki, T., and Fujita, K., Shock Layer Radiation Analysis Using a Hyper Velocity Shock Tube (HVST), Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.55, No.1, pp.37-43, 2012.
- (8) Miyaji, K., Machida, K., Fujita, K., and Sawai, S., Tail-wing Flutter Analysis of a Balloon-based Operation Vehicle for Microgravity Experiments, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.55, No.6, pp.333-340, 2012.
- (9) Yamada, G., Suzuki, T., Takayanagi, H., and Fujita, K., Development of a Shock Tube for Improvement of Reentry Flight Technology, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.54, No.183, pp.51-61, 2010.
- [学会発表] (計23件)
- (10) 藤田和央, 高柳大樹, CO₂-N₂ 大気衝撃波における輻射特性, 衝撃波シンポジウム, 平成25年3月13日, 福岡県北九州市.
- (11) 高柳大樹, 藤田和央, 火星模擬ガス中での強い衝撃波背後の真空紫外から赤外線領域における輻射強度計測, 平成25年3月13日, 福岡県北九州市.
- (12) Takayanagi, H., Kato, S., Mizuno, M., Fujii, K., Matsui, M., and Fujita, K., “Translational temperature distribution measurements in high enthalpy flows by Laser-Induced Fluorescence,” 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA-2012-905, 平成25年1月7日, Texas, USA.
- (13) Fujita, K. and Narita, S., “Conceptual Study of a Small-Sized Mars Aerocapture,” 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA-2012-741, 平成25年1月7日, Texas, USA.
- (14) 藤田和央, 松山新吾, 鈴木俊之, 火星エアロキャプチャ技術実証機の全機周りの空力加熱環境の予測, 平成24年度宇宙航行の力学シンポジウム, 平成24年12月14日, 神奈川県相模原市.
- (15) 高柳大樹, 加藤 駿, 水野雅仁, 藤井啓介, 藤田和央, 松井 信, 山極芳樹, レーザー誘起蛍光法によるアーク風洞気流温度計測, 平成24年度宇宙航行の力学シンポジウム, 平成24年12月14日, 神奈川県相模原市.
- (16) Fujita, K., Suzuki, T., Matsuyama, S., Takayanagi, H., Ozawa, T., Aoki, T., and Ogasawara, T., Experimental and Numerical Approaches for Assessment of Mars Aerocapture Aerothermodynamics, International Symposium on Hypersonic Aerothermodynamics, 平成24年12月10日, Bangalore, India
- (17) 松山新吾, 高柳大樹, 藤田和央, 火星エアロキャプチャ実証機の飛行環境と実在気体空力性能の評価, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 平成24年11月22日, 大分県別府市.
- (18) Takayanagi, H., Fujita, K., Absolute Radiation Measurements behind Strong Shock Wave in JAXA 70 x 70mm High Velocity Shock Tube, 5th International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry, 平成24年10月19日, Barcelona, Spain.
- (19) 高柳大樹, 藤田和央, 高速衝撃波管による火星大気突入環境模擬, 第44回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 平成24年7月

- 5日, 富山県富山市.
- (20) Takayanagi, H., and Fujita, K., Absolute Radiation Measurements behind Strong Shock Wave in Carbon Dioxide Flow for Mars Aerocapture Missions, 43rd AIAA Thermophysics Conference, AIAA-2012-2744, 平成24年6月25日, Louisiana, USA
- (21) Fujita, K., Matsuyama, S., and Suzuki, T., Prediction of Forebody and Aftbody Heat Transfer Rate for Mars Aerocapture Demonstrator, 43rd AIAA Thermophysics Conference, AIAA-2012-3001, 平成24年6月25日, Louisiana, USA.
- (22) 高柳大樹, 藤田和央, 丹野英幸, 小室智幸, 伊藤勝宏, 火星大気突入ミッションのための熱空力環境評価実験, 日本航空宇宙学会第43期年会講演会, 平成24年4月12日, 東京都文京区.
- (23) 高柳大樹, 藤田和央, 丹野英幸, 小室智幸, 伊藤勝宏, 火星エアロキャプチャ技術実証機の空力加熱環境-1:実験的アプローチ, 平成23年度衝撃波シンポジウム, 平成24年3月7日, 千葉県柏市.
- (24) 藤田和央, 松山新吾, 丹野英幸, 高柳大樹, 小室智幸, 伊藤勝宏, 火星エアロキャプチャ技術実証機の空力加熱環境-2:解析的アプローチ, 平成23年度衝撃波シンポジウム, 平成24年3月7日, 千葉県柏市.
- (25) 高柳大樹, 藤田和央, 二酸化炭素気流中衝撃波背後発光スペクトル絶対強度較正, 平成23年度宇宙航行の力学シンポジウム, 平成23年12月20日, 神奈川県相模原市.
- (26) 松山新吾, 鈴木俊之, 藤田和央, 村上桂一, JAXA汎用高エンタルピー非平衡流れ解析コードの開発, JAXA宇宙航空技術研究発表会, 平成23年12月15日, 東京都江東区
- (27) 高柳大樹, 藤田和央, 二酸化炭素気流衝撃波背後の温度分布計測, 2C08, 第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2011, 平成23年7月7日, 東京都新宿区.
- (28) Takayanagi, H., Fujita, K., Shock Radiation Measurements from Carbon Dioxide Flow from VUV to IR region, 42nd AIAA Thermophysics Conference, AIAA-2011-3631, 平成23年6月28日, Hawaii, USA.
- (29) 高柳大樹, 錦野友太, 藤田和央, 二酸化炭素気流中衝撃波背後の発光スペクトル解析, 平成22年度宇宙航行の力学シンポジウム, 平成22年12月16日, 神奈川県相模原市.

- (30) 高柳大樹, 錦野友太, 藤田和央, 二酸化炭素衝撃波背後の発光スペクトル解析, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 平成22年11月17日, 静岡県静岡市.
- (31) 阿部新助, 藤田和央, 柿並義宏, 飯山青海, 鈴木雅晴, はやぶさ地球帰還カプセルの分光観測, 惑星科学会2010年秋期講演会, 平成22年10月6日, 愛知県名古屋市.
- (32) 山田剛治, 高柳大樹, 鈴木俊之, 藤田和央, 極超音速衝撃層内で生じる電子励起温度の非平衡性について, 第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010, 2D7, 平成22年6月25日, 鳥取県米子市.

[その他]

ホームページ等

大気突入システムの飛行環境評価と熱防衛技術の研究

<http://www.aero.jaxa.jp/research/ryutai/ryu-atmos.html>

6. 研究組織

(1) 研究代表者

藤田 和央 (FUJITA KAZUHISA)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・研究開発本部・主幹研究員

研究者番号: 90281584

(2) 研究分担者

鈴木 俊之 (SUZUKI TOSHIYUKI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・研究開発本部・主任研究員

研究者番号: 20392839

(3) 研究分担者

高柳 大樹 (TAKAYANAGI HIROKI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・研究開発本部・研究員

研究者番号: 70513422

(4) 研究分担者

小澤 宇志 (OZAWA TAKASHI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・研究開発本部・研究員

研究者番号: 70567544