

令和 2 年 6 月 22 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(B)（一般）

研究期間：2017～2019

課題番号：17H03486

研究課題名（和文）強い実在気体効果を伴う火星探査大気突入システムの極超音速空力性能の高精度予測技術

研究課題名（英文）Accurate Prediction of Mars Entry Systems Hypersonic Aerodynamics with Strong Real Gas Effects Involved

研究代表者

藤田 和央（FUJITA, Kazuhisa）

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・教授

研究者番号：90281584

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 12,800,000円

研究成果の概要（和文）：軽ガス銃のガスドライバの改修により、火星大気突入カプセルを模擬した直径15.7 mmのプロジェクトイルの射出速度を火星大気突入機相当（4.2 km/s）まで向上させ、さらに運用条件を調整することにより、世界で初めて火星大気突入等価環境を軽ガス銃試験部に再現することに成功した。この試験環境を利用して、カプセル模型を全長2.7 mの試験部に自由飛行させ、その運動を4つの窓から観測し、その運動を特定し、観測された運動を生じるための実在気体空力係数を逆問題として算出することによって、火星大気突入等価環境においてカプセルの実在気体空力係数を直接計測する技術の開発に世界で初めて成功した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

従来は実在気体空力係数の不確かさのために、火星大気突入機的设计は冗長设计を余儀なくされ、その結果として搭載貨物の質量に制約が生じていたが、本研究によって、火星大気突入機の空力设计の妥当性を飛行前に地上実験によって高い精度で検証する技術の獲得に見通しが得られた。これにより、高精度定点着陸を実現するために必須である火星着陸機の空力特性の高精度化と信頼性向上が実現し、大気突入技術における我が国の技術優位性が獲得され、その結果として火星着陸機の開発において先導的な役割を果たすことによって、国際探査の枠組みの中で我が国の確固たる地位を確立することができると期待される。

研究成果の概要（英文）：The world's first demonstration of the Martian atmospheric entry equivalent environment has been successfully conducted at the light-gas gun test facility by increasing the projection velocity of a projectile of 15.7 mm in diameter simulating the Martian atmospheric entry capsule and by optimizing the operational conditions of the light-gas gun. Utilizing this test environment, the world's first direct measurement of the real-gas aerodynamic coefficients of the capsule has been successfully achieved by making a projectile fly freely in a 2.7-m long test section, observing its motion through four windows by a newly developed motion capture system, reconstructing evolution of the capsule dynamics by image processing software, and by deducing the real gas aerodynamic coefficients to reproduce the observed motion as an inverse problem. Accuracy of the state-of-the-art numerical code to predict the real-gas aerodynamic coefficients has been assessed as well.

研究分野：極超音速気体力学

キーワード：極超音速空力特性 実在気体効果 非平衡気体力学 軽ガス銃 火星探査

1. 研究開始当初の背景

現在国際的な枠組みの中で運用されている国際宇宙ステーション(ISS)は2024年に運用を終了する予定であり、新しい枠組みとして国際有人火星探査が米国によって提唱され、国際宇宙探査調整グループ(ISECG)によって検討が進められている¹。我が国はISSの主要な参加国として国際的に確固たる地位を占めており、国際有人火星探査においても引き続き主要な役割を果たすことによって、技術立国としての我が国の国際的な地位を維持・発展させることができる。

国際有人火星探査を実現するために必要な技術は多岐にわたっているため、我が国がそのすべてにおいて高いレベルの技術を保有することは現実的ではなく、戦略的な選択と集中によって担当する技術領域における優位性を実現し、国際的な技術パートナーシップの中で存在感を示すべきである。OREX²、HYFLEX³、USERS⁴の開発、およびHAYABUSAプロジェクト⁵等の実績から、我が国は大気突入技術において国際的に高い評価を得ており、当該技術の国際的な優位性を維持・発展させ、国際有人火星探査においても当該技術で主要な役割を担うことが有効である。

国際有人火星探査へ至る技術ロードマップ⁶によれば、大気突入技術の最も重要な課題の一つとして、火星大気中の極超音速飛行において生じる二酸化炭素の实在気体効果が着陸機の空力特性に与える影響を定量化すること、が挙げられている。实在気体効果とは、衝撃波の背後の高温領域において、分子の内部モード励起や解離などの吸熱反応によって気体の温度が低下し、機体表面の圧力分布が変化することによって、機体の空力特性が、風洞試験や理想気体を用いた数値流体解析によって予測した空力特性から大きく異なる現象である。この現象は火星大気中に特有のものではなく地球大気中においても発生し、また弾道飛行に近いカプセル形状よりも揚力を利用して誘導制御を行う機体において顕著となり、機体の安定性や誘導制御能力を著しく悪化させることが知られている。例えば、スペースシャトルの初期の飛行試験においては、实在気体効果によってピッチングモーメントが著しく低下し、機首上げのためにエレベータを限界近くまで動作させることによって、辛うじて機体の安定性を維持することができたことは良く知られている。同じ現象はHYFLEX³の飛行実験においても観測されたことが報告されている。

これまでの諸外国の火星探査においても实在気体効果は発生したが、カプセルを用いたため实在気体効果の影響が顕著でなかったことに加え、無人探査であるため要求される着地点精度も数キロ程度であったため、大きな問題となることはなかった。しかし国際有人火星探査のシナリオ¹では、居住モジュール等の貨物を複数回に分けて地上へ運搬するのに加えて、その直近へ有人着陸機を着陸させなければならず、無人探査と比較して1桁以上の着地点精度が求められる。これを実現するために、高い揚抗比(抗力に対する揚力の比)を有する機体を用いて正確な誘導制御を行う必要があり、設計段階における空力特性の予測に対して高い精度と信頼性が求められることになる。これを実現するためには、实在気体効果の影響を定量的に予測する技術が必要である。

实在気体効果を定量化するための最も正確な方法は、实在気体効果が発生する環境で機体の空力特性を計測することである。先のスペースシャトルの例においては、飛行試験を繰り返すことによって实在気体効果が機体の空力特性に与える影響を定量化し、その効果を予測する数学モデルを開発し、これを用いて实在気体効果の影響を考慮した機体の空力設計が行われた⁷。しかしこの方法は飛行試験に膨大なコストが必要となる上に、火星において飛行試験を繰り返し行うことが非現実的であることから、我が国が行う研究としては不適切である。そこで我々は、軽ガス銃を用いて模型を加速し、これを火星大気模擬ガス中へ高速で射出し、火星着陸機の極超音速飛行を模擬した環境を実験室内に再現するという極めて費用対効果の高い手法を用いて、实在気体効果の影響を定量化するという発想に至った。本研究では、高速カメラによって飛行する模型の運動を連続的に撮像し、観測された模型の運動から逆問題として模型が受ける空気を導出することによって、实在気体効果を伴う空力特性を定量化する。さらに、得られた空力特性を、实在気体効果を考慮した数値流体解析によって得られる空力特性と比較し、熱化学的な素過程の数学モデルを検証・修正することによって、实在気体効果の影響を予測する数学モデルを開発する。これによって、火星着陸機の空力特性の高精度化と信頼性向上を実現し、大気突入技術における我が国の技術優位性を獲得する。これらの成果を背景に、国際有人火星探査の火星着陸機の開発において先導的な役割を果たし、国際探査の枠組みの中で我が国の確固たる地位を確立する。

2. 研究の目的

上記の背景を踏まえて、本研究では、国際宇宙ステーション後の新たな国際的な枠組みとして検討が進められている国際有人火星探査において、我が国の強みである大気突入技術において主要な

¹ ISECG, "The Global Exploration Roadmap," August 2015.

² 山本昌孝ほか, "軌道再突入実験(OREX)概要", NASDA-SPP-94003, pp.61-75, 1994.

³ 白水正男, "再使用型宇宙輸送システムの研究開発－研究開発の経緯と展望－", 機械の研究, 第56巻, 第1号, pp.151-157, 2004.

⁴ 宇宙システム開発利用推進機構, "無人宇宙実験システム(USERS)利用ガイド", 2005.

⁵ 宇宙科学研究所, "MUSES-C計画概要", 2000.

⁶ NASA, "Journey to Mars," October 2015.

⁷ Park, C., Nonequilibrium Aerothermodynamics, Wiley-Interscience, February 1990.

役割を担うことを狙い、特に重要な課題の一つである火星大気中の極超音速飛行において生じる二酸化炭素の実在気体効果が着陸機の空力特性に与える影響を、軽ガス銃を用いた実験と運動解析を融合した手法により定量化し、その数学モデルを開発することによって、世界に先駆けて明らかにする。これにより、高精度定点点着陸を実現するために必須である火星着陸機の空力特性の高精度化と信頼性向上が実現し、大気突入技術における我が国の技術優位性が獲得され、その結果として火星着陸機の開発において先導的な役割を果たすことによって、国際探査の枠組みの中で我が国の確固たる地位を確立する。

3. 研究の方法

本研究においては、最初に、軽ガス銃を用いて火星着陸機の極超音速飛行を地上に再現した試験環境を実現する。次に、当該試験環境を利用して、特に実在気体効果が顕著となる空力形状を有する模型を高速飛行させ、その運動を解析することによって、これに作用する実在気体効果を伴う空気を世界で初めて定量化する。並行して、火星大気中の極超音速飛行において衝撃波背後で発生する分子の内部モードの励起や解離等の素過程を数学モデル化し、衝撃波管実験等により検証・修正を行い、模型周りの流れ場を解析する数値流体コードへ導入する。これを用いた空気の予測値と試験結果を比較し、素過程の数学モデルおよび数値流体コードを検証・修正することによって、実在気体効果の影響を反映した空力特性を高精度で予測することが可能な信頼性の高い数学モデルおよび数値流体コードを完成させる。

4. 研究成果

(1) 軽ガス銃の高性能化による火星大気突入等価環境の実現

本研究では最初に、研究代表者の所属する宇宙航空研究開発機構(以下、機構)が調布航空宇宙センタに所有する二段式軽ガス銃を改修して、火星着陸機の極超音速飛行を模擬した試験環境を実現する試験技術を実現した。機構が所有する軽ガス銃は、もともと国立研究開発法人物質・材料研究機構において高速衝突実験に利用されていた火薬式系ガス銃であり、H₂Oに担当者の退官に伴い不要となったものを無償で譲り受けたものである。本ガス銃は高速衝突実験に利用してきたものであるから、本来 8 km/s 程度の模型射出能力を有しているが、機構内における使用環境の制約から現在では火薬が利用できないため、火薬室をガスドライバ(高圧空気タンクと高速弁から構成される)へ置換し、高圧空気を利用して模型を加速する方法へと変更していた。このため、本来の能力を発揮することができず、直径 20 mm 程度の模型を 1 km/s 程度の速度で射出するに留まっている。そこで本研究では、現在のガスドライバ(運用圧 0.98 MPa)を超高圧ガスドライバ(運用圧 22MPa)へ置換する作業を実施し、模型射出速度を火星大気突入等価環境である 4.2 km/s 程度まで高めることができた。

ガスドライバの超高圧化による模型射出速度の向上と並行し、模型が自由飛行を行う間にその運動を連続的に観測するための試験装置を開発した。研究開始当時の試験部は、模型周りの流れ場を可視化することを目的として、一つの観測窓を有する観測部と、流れ場を可視化するための観測装置が存在するのみであったが、これでは高速移動する模型の位置と姿勢運動を十分にとらえることができない。模型の運動を追跡し、逆問題として模型にかかる実在気体効果を伴う空気を導出するためには、模型を 2.7 m 以上自由飛行させる経路を確保し、模型の飛行軌道上の少なくとも 4 地点において、模型の到達時間(あるいは速度)と姿勢を確定しなければならない。速度 5 km/s で模型が飛行する場合、模型は 1 μ s で 5 mm 移動するため、直径 15.6 mm の模型の位置と姿勢を正確に決定するためには、100 ns 以下の時間分解能で模型を観測する観測システムが必要となる。上記の要求を実現するために、まず模型の自由飛行距離を延長することを目的として、全長 3 m で 0.9 m 間隔で 4 つの ϕ 0.3 m の窓を有する観測部を新たに開発した。

以上の装置改良によって、火星大気突入の代表的な飛行環境と完全に等価環境を地上設備の中に実現することに成功した。装置の概要を図 1 に示す。装置の諸元および試験環境(代表値: これは典型的な火星大気突入機の最大動圧点における飛行環境と一致する)は表 1 の通りである。実在気体空気に影響を与える最も重要なパラメータであるバイナリパラメータ(ρL)は完全に一致し、レイノルズ数も同じオーダーとなっている(ガス冷却によって完全に一致させることも可能)。

(2) 超高速度モーションキャプチャ技術の開発

模型の自由飛行軌道に沿った位置、速度、姿勢を決定するために、試験部の 4 つの観測窓へ、それぞれシャドウグラフ可視化システムを設置した。図 2 はシャドウグラフ光学系の外観を示したものである。15.6 mm の模型の姿勢を正確に決定するためには 40 ns 以下のシャッター時間が必要であるが、これを実現するカメラは非常に高額であり、4 台を準備することは費用対効果の観点から合理的でない。そこで本研究では 1ms 程度のシャッター機能を有する既存の高解像度のメガピクセルカメラを 4 台用い、これらの絞りを最大限に絞った状態で模型が自由飛行する間シャッターを開放し、40 ns 以下の発光時間を有するフラッシュ光源を 30 kHz で発行させることで、それぞれのカメラに複数の模型イメージを映り込ませる方法を採用した。本手法によれば、各観測窓に設置されたカメラの 1 フレームにおいて、それぞれ 2~3 の模型イメージが露光され、効率の良い画像取得が可能となった。本手法によって取得された模型の飛行イメージの一例を図 3 に示す。

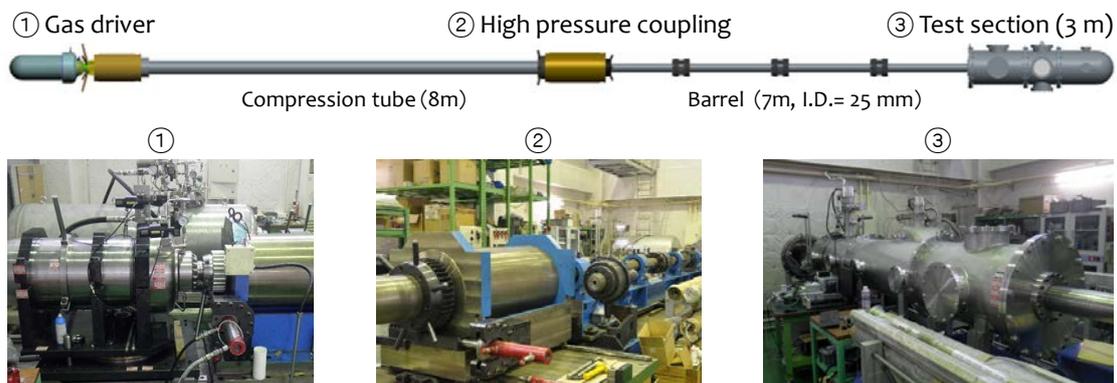


図 1 本研究で火星大気突入等価環境を実現するために改修された軽ガス銃 (LGG)

表 1 代表的な火星大気突入環境と本研究で実現される等価環境

	Flight conditions	Test conditions in LGG
Altitude (km)	26.454	—
Velocity (km/s)	4.2	4.2
Ambient pressure (Pa)	46.42	11,760
Ambient temperature (K)	192.7	293
Ambient atmosphere	Martian air	Simulated Martian air (CO ₂ +N ₂ +Ar)
Representative length, L (m)	2.6	15.6 × 10 ⁻³
Binary parameter (ρL)	3.3 × 10⁻³	3.3 × 10⁻³
Viscosity (Pa.s)	2.2 × 10 ⁻⁵	1.5 × 10 ⁻⁵
Reynolds number (Re)	6.3 × 10⁵	9.2 × 10⁵

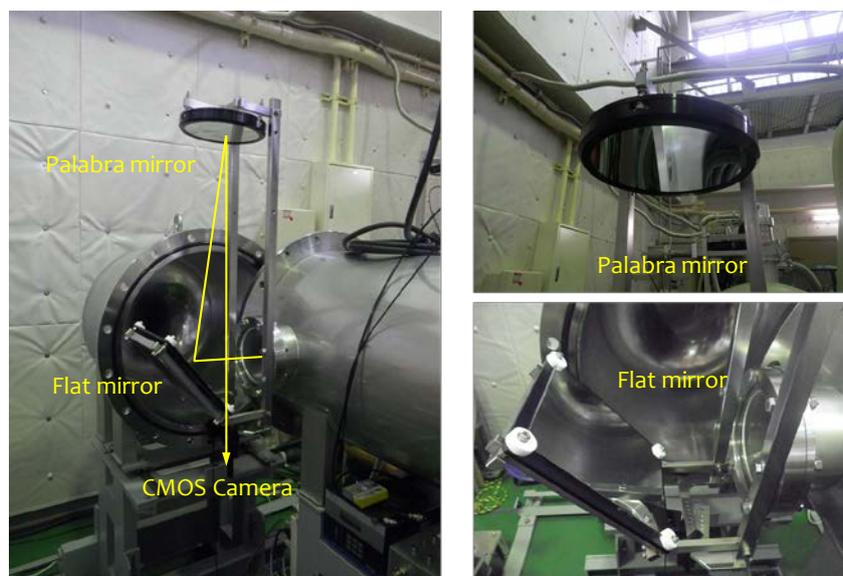


図 2 各観測窓に設置されたシャドウグラフ光学系(×4 系統)

(3) 実在気体空力係数の計測

上記の観測手法によって獲得された一連の模型の画像から、模型の位置情報ならびに姿勢を画像処理によって識別し、模型の運動履歴を再構築する手法を開発した。本研究においては画像処理に OpenCV 等のソフトウェアライブラリを用いて特徴点識別を行うことで、取得された画像から模

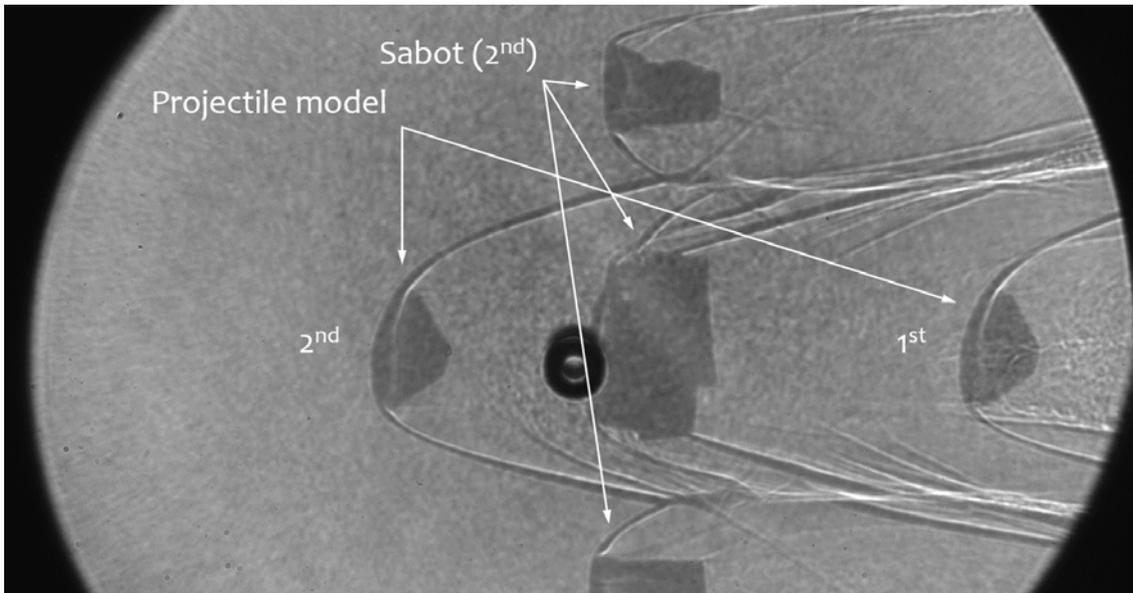


図3 本研究で取得された自由飛行中の模型のシャドウグラフィイメージ(速度=3.2 km/s, テストガス=火星大気模擬ガス, 雰囲気圧=11.8 kPa)

型の位置と姿勢を特定している。本手法の開発は、本研究の中でも最も難易度の高い技術の一つであり、試験の実施回数も十分でなかったことから、本研究の期間内において、模型の運動履歴を目標とする精度で再構築するには至っていない状況である。そのような困難な状況の中でも、抗力係数やピッチングモーメント係数を特定することには成功し、これらが数値解析から推定される空力係数により一致を示していることは得られている。技術的な困難さの理由は明確であり、①射出実験数が少ないために十分な検証が完了しておらず、今後試験データを蓄積することが改善が見込めること、②画像の鮮明度が不十分でありシャドウグラフ計測系の改善が必要であるが、その方策については一定の指針を得られていること、③画像処理において2値化によるパターンマッチングでは模型の姿勢特定が正確でない場合が多いため、グラデーションを考慮したパターンマッチングをモンテカルロ法で実施することによって改善が見込まれること、等がわかっているため、今後これらの対策を採用することで、速やかに当初目的としていた精度で実在気体空力係数が獲得できるようにするものと確信している。

本研究によって、軽ガス銃実験によって火星大気突入カプセルの実在気体空力を実測する手法を世界で初めて獲得したことは、大きな意味を有する。これにより、従来は冗長設計を余儀なくされていた大気突入機の開発コスト・スケジュール軽減と信頼性向上が可能となり、将来の大気突入ミッションにおいて経営的観点からも高い貢献を行うことが期待できる。この成果は海外でも高く評価されており、複数の海外招待講演を受けて成果を紹介し、我が国の当該研究領域での国際競争力の高さを示すことができた。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計5件（うち査読付論文 5件/うち国際共著 1件/うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Dubuet, U., Nomura, S., Matsuyama, S., Lemal, A., Takayanagi, H., and Fujita, K.	4. 巻 -
2. 論文標題 Simulations of CO ₂ -CO Infrared Radiation Measurements in Shock and Expansion-Tubes	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Journal of Thermophysics and Heat Transfer	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） なし	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 該当する

1. 著者名 Lemal A., Takayanagi H., Nomura S., Fujita K.	4. 巻 32
2. 論文標題 Simulations of Carbon-Dioxide Equilibrium Infrared Radiation Measurements	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 Journal of Thermophysics and Heat Transfer	6. 最初と最後の頁 184 ~ 195
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.T5134	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 -

1. 著者名 Lemal A., Bando K., Nomura S., Takayanagi H., Fujita K.	4. 巻 32
2. 論文標題 Prediction of Nonequilibrium Peak Radiation During Earth's Atmosphere Suborbital Reentry	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 Journal of Thermophysics and Heat Transfer	6. 最初と最後の頁 256 ~ 261
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.T5133	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 -

1. 著者名 Dantsuka Yuuki, Sakai Takeharu, Ishida Yuichi, Suzuki Toshiyuki, Fujita Kazuhisa	4. 巻 32
2. 論文標題 Development of Temperature Measurement Technique Using a Dual-Component Ablation Sensor	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 Journal of Thermophysics and Heat Transfer	6. 最初と最後の頁 813 ~ 815
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.T5254	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 -

1. 著者名 SUZUKI Toshiyuki, TAKAYANAGI Hiroki, OZAWA Takashi, NOMURA Satoshi, INOUE Hiroka, TAKIZAWA Naomi, FUJITA Kazuhisa, MINAMI Yoshinori, ADACHI Hirokazu, AOKI Yoshihisa, FUKUI Toshio, DAIBO Toshiaki, MUGITANI Takashi, TSUKAMOTO Taro, ISHIMOTO Shinji, KUMAGAI Takehiro, SHIROUZU Hirofumi, OHGA Koji	4. 巻 16
2. 論文標題 Flight Test of Supersonic Parachute Using JAXA's Research Helicopter	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN	6. 最初と最後の頁 19~27
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/tastj.16.19	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63件 (うち招待講演 4件 / うち国際学会 22件)

1. 発表者名 Suzuki, T., Kubota, Y., Ishida, Y., Aoki, T., Fujita, K., Yamada, K., and Hirai, K.
2. 発表標題 Study of Ablative Thermal Protection System with Density Gradient
3. 学会等名 32nd International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Fujita, K., Hatakeyama, R., Nishi, K., Ikenaga, T., Takeuchi, H., Suzuki, T., and Haruki, M.
2. 発表標題 Conceptual Study of Mars Aerocapture Orbiter for Engineering Demonstration and Science Observation
3. 学会等名 32nd International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Kawakami, T., Nomura, S., and Fujita, K.
2. 発表標題 Nonequilibrium Effects in Precursor Electron ahead of Shock Waves
3. 学会等名 AIAA Aviation 2019 Forum (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Dubuet, U., Nomura, S., Matsuyama, S., Takayanagi, H., Fujita, K., and Lemal, A.
2. 発表標題 Simulations of CO ₂ -CO Infrared Radiation Measurements in Shock and Expansion-Tubes
3. 学会等名 AIAA Aviation 2019 Forum (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 鈴木俊之, 久保田勇希, 石田雄一, 青木卓哉, 藤田和央, 山田和彦, 平井研一
2. 発表標題 オートクレーブを使用した傾斜機能型アブレータ製造性の初期検討
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 野村哲史, 高柳大樹, Ulysse Dubuet, 藤田和央
2. 発表標題 吸収分光法のCO ₂ 膨張波管気流温度計測への適用
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 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 Fujita, K., Nomura, S., Matsuyama, S., and Tanno, H.
2 . 発表標題 Measurement of Real-Gas Aerodynamics for Martian Atmospheric Entry Using a Light-Gas Gun
3 . 学会等名 32nd International Symposium on Shock Waves (国際学会)
4 . 発表年 2019年

1 . 発表者名 Nomura, S., Fujita, K., and Dubuet, U.
2 . 発表標題 Absorption Spectroscopy of CO2 Flows in Expansion Tube
3 . 学会等名 32nd International Symposium on Shock Waves (国際学会)
4 . 発表年 2019年

1 . 発表者名 Nomura, S., and Fujita, K.
2 . 発表標題 TRANSLATIONAL TEMPERATURE MEASUREMENTS OF CO2 FLOW IN 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 Suzuki, T., Kubota, Y., Ishida, Y., Aoki, T., Fujita, K., Yamada, K., and Hirai, K.
2 . 発表標題 Study of Functionally Graded Ablative Material with Density Gradient
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 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 Fujita, K
2. 発表標題 Hypersonic Aerothermodynamic Researches for TPS development
3. 学会等名 High Temperature Material Workshop (招待講演) (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 藤田和央, 鈴木俊之, 酒井武治, 岩本健太, 小澤宇志, 石田雄一
2. 発表標題 アブレーションセンサユニット (ASU) の飛行実証結果について
3. 学会等名 第63回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 野村哲史, 藤田和央
2. 発表標題 極超音速自由飛行試験にむけたJAXA25mm軽ガス銃の高速化について
3. 学会等名 第63回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 浅井勝利、野村哲史、藤田和央、松井信
2. 発表標題 実在気体空力実測に向けた自由飛行模型の運動解析
3. 学会等名 令和元年度 宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Fujita, K., Usui, T., and Sato, N.
2. 発表標題 Exploration Technology Development for Moon to Mars
3. 学会等名 Symposium on Planetary Sciences 2020 (惑星圏研究会2020) (招待講演)
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 野村哲史、浅井勝利、水野雅仁、藤田和央
2. 発表標題 火星カプセル実在機体効果評価のための軽ガス銃による自由飛行試験
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 岡本誉史、藤田和央、野村哲史、山田和彦、松井信
2. 発表標題 レーザー干渉計を用いた衝撃波近傍の電子数密度測定に対する衝撃波管管径における影響の検証
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 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 野村哲史, 藤田和央
2. 発表標題 2段式軽ガス銃を用いた超音速カプセル周りの可視化
3. 学会等名 第94回風洞研究会議
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 藤田和央, 野村哲史, 高柳大樹, 松山新吾, 丹野英幸
2. 発表標題 自由飛行運動解析によるカプセルの空力係数推算
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 Fujita, K., Takayanagi, H., Nomura, S., and Matsuyama, S.
2. 発表標題 Infra-red Radiative Heating and Real-gas Aerodynamics of Martian Entry
3. 学会等名 2nd International Symposium on Hypersonics (招待講演) (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 野村哲史, 藤田和央, 鈴木俊之, 高柳大樹, 小澤宇志
2. 発表標題 高速移動体に搭載可能な光学軌道決定システムの性能評価試験
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 村上遼太郎, 野村哲史, 藤田和央
2. 発表標題 火星エアロキャプチャカプセルの重量的な最適形状の検討
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 村上遼太郎, 野村哲史, 藤田和央
2. 発表標題 火星エアロキャプチャに用いるエアロシエルの形状最適化
3. 学会等名 平成30年度 宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 藤田 和央, 野村 哲史, 松山 新吾, 高柳 大樹, 小澤 宇志, 鈴木 俊之, Ulysse Dubuet
2. 発表標題 極超音速飛行環境における実在気体モデリングの現状と課題
3. 学会等名 平成 30 年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 藤田 和央、Ulysse Dubuet、野村 哲史、高柳 大樹、松山 新吾
2. 発表標題 火星大気突入環境における高精度輻射モデルの開発
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 Dubuet, U., Lemal, A., Nomura, S., Takayanagi, H., Matsuyama, S., and Fujita, K.
2. 発表標題 Simulations of Carbon Dioxide Infrared Radiation in Shocked and Expanded Flows
3. 学会等名 8th International Workshop on Radiation of High Temperature Gases (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 河上泰斗, 野村哲史, 西村沙也香, 藤田和央
2. 発表標題 高速掃引ラングミュアプローブによる衝撃波前方の電子温度測定
3. 学会等名 航空宇宙学会年会 第47期定時社員総会および年会講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 樋口勇人, 山田透, ルマル・アドリアン, 松山新吾, 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央, 大津広敬
2. 発表標題 膨張波管における火星大気突入カプセル前方の数値流体解析における気流条件の影響
3. 学会等名 航空宇宙学会年会 第47期定時社員総会および年会講演会
4. 発表年 2017年

1 . 発表者名 Fujita, K., Suzuki, T., Sakai, T., Danzuka, Y., Iwamoto, K., Ozawa, T., Takizawa, N., Ishida, Y., and Watanabe, Y.
2 . 発表標題 Development and Demonstration of Ablation Sensor Unit for Light-weight Ablator
3 . 学会等名 31st International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4 . 発表年 2017年

1 . 発表者名 Fujita, K., Takayanagi, H., Inoue, H., Nomura, S., Suzuki, T., and Houze, E.
2 . 発表標題 High-Speed Mobile Optical Orbit Determination System for HAYABUSA2 Capsule Recovery
3 . 学会等名 31st International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4 . 発表年 2017年

1 . 発表者名 Nomura, S., Ito, K., Matsuyama, S., and Fujita, K.
2 . 発表標題 Visualization of Wake Flows of Supersonic Mars Entry Capsule with Light Gus Gun
3 . 学会等名 31st International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4 . 発表年 2017年

1 . 発表者名 Suzuki, T., Takayanagi, H., Ozawa, T., Nomura, S., Inoue, H., Takizawa, N., Fujita, K., Minami, Y., Adachi, H., Aoki, Y., Fukui, T., Daibo, T., Mugitani, T., Tsukamoto, T., Ishimoto, S., Kumagai, T., Shirouzu, H., and Ohga, K.
2 . 発表標題 Flight Test of Supersonic Parachute Using JAXA ' s Research Helicopter
3 . 学会等名 31st International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4 . 発表年 2017年

1. 発表者名 Kawakami, T., Nomura, S., Nishimura, S., Fujita, K., Matsui, M.
2. 発表標題 Electron Temperature and Number Density Measurements
3. 学会等名 31st International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Yamada, T., L., Adrien, S., Matsuyama, S., Nomura, S., Takayanagi, H., Fujita, K., Matsui, M.
2. 発表標題 Numerical Simulation of Flow Conditions Generated by Hyper Velocity Expansion Tube
3. 学会等名 31st International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 山田透、ルマル・アドリアン、松山信吾、野村哲史、高柳大樹、藤田和央、松井信
2. 発表標題 膨張波管におけるピトー管周りの流れ場の数値解析
3. 学会等名 第49回流体力学講演会 / 第35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 2017年

1. 発表者名 野村哲史、河上泰斗、ルマル・アドリアン、藤田和央
2. 発表標題 超高速突入条件における衝撃波近傍の電子密度および温度計測
3. 学会等名 第49回流体力学講演会 / 第35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 2017年

1 . 発表者名 Fujita, K., Suzuki, T., Takayanagi, H., Ozawa, T., Nomura, S., Lemal, A., and Takizawa, N.
2 . 発表標題 Research on Shock-induced Aerothermodynamics for Future Planetary Explorations
3 . 学会等名 The 31st International Symposium on Shock Waves (招待講演) (国際学会)
4 . 発表年 2017年

1 . 発表者名 Lemal, A., Nomura, S., Takayanagi, H., and Fujita, K.
2 . 発表標題 Prediction of Intensity Profiles behind a Shock Wave Travelling in Air at Speeds Exceeding 12 km/s
3 . 学会等名 The 31st International Symposium on Shock Waves (国際学会)
4 . 発表年 2017年

1 . 発表者名 Dantsuka, Y., Sakai, T., Iwamoto, K., Ishida, Y., Suzuki, T., and Fujita, K.
2 . 発表標題 Ablation Measurements In A Low Density Heat Shield Using Ablation Sensor Unit (ASU)
3 . 学会等名 The 31st International Symposium on Shock Waves (国際学会)
4 . 発表年 2017年

1 . 発表者名 Lemal, A. and Fujita, K.
2 . 発表標題 JAXA Aerothermodynamics capabilities to support meteor entry research
3 . 学会等名 61st Course of Hypersonic Meteoroid Entry Physics (国際学会)
4 . 発表年 2017年

1. 発表者名 鈴木俊之, 藤田和央, 石田雄一, 岩本健太, 酒井武治, 渡邊泰秀
2. 発表標題 小型回収カプセルを用いた搭載型アブレーションセンサユニットの飛行実証に向けた進捗
3. 学会等名 第61回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 藤田和央, 野村哲史, 高柳大樹
2. 発表標題 軽ガス銃を用いた実在気体空力直接計測の試み
3. 学会等名 第61回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 ダンテック・エウエン, パスロン・アルノ, ルマル・アドリアン, 野村哲史, 藤田和央
2. 発表標題 ブリカーサ電子のモデリング
3. 学会等名 第61回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 野村哲史, 鈴木俊之, 井上博夏, 高柳大樹, 藤田和央
2. 発表標題 高速移動体に搭載可能な光学軌道決定システムの開発および性能検証試験
3. 学会等名 第61回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 樋口勇人, 山田透, Lemal Adrien, 野村哲史, 高柳大樹, 松山新吾, 藤田和央, 大津広敬
2. 発表標題 膨張波管試験における火星大気突入機周り輻射場の数値解析による再現
3. 学会等名 第61回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 山田透, 樋口勇人, Lemal Adrien, 松山新吾, 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央, 松井信
2. 発表標題 膨張波管における火星大気突入環境を模擬した気流条件の決定
3. 学会等名 第61回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 鈴木俊之, 小澤 宇志, 野村聡, 藤田和央, 山田和彦, 丸祐介, 滝沢研二
2. 発表標題 火星着陸技術実証に向けた超音速パラシュートの高高度飛行試験
3. 学会等名 大気球シンポジウム
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 藤田和央, 畠中龍太, 西頭太郎, 池永敏憲, 鈴木俊之, 春木美鈴, 小澤宇志, 野村哲史, 白井寛裕, 宮本英昭, 亀田真吾
2. 発表標題 火星エアロキャプチャオービタの検討
3. 学会等名 平成29年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 山田透、ルマルアドリアン、松山信吾、野村哲史、高柳大樹、藤田和央、松井信
2. 発表標題 CO2環境下での膨張波管生成気流の熱化学状態の推定
3. 学会等名 平成29年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 河上泰斗、野村哲史、藤田和央、松井信
2. 発表標題 高速掃引ラングミュアプローブを用いた衝撃波前方の電子温度および電子数密度測定
3. 学会等名 平成29年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 鈴木俊之、藤田和央、石田雄一、岩本健太、酒井武治、渡邊泰秀、藤井啓介
2. 発表標題 小型回収カプセルを用いた搭載型アブレーションセンサユニットの飛行実証に向けた進捗
3. 学会等名 平成29年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Lamal, A., Nomura, S., Takayanagi, H., and Fujita, K.
2. 発表標題 Efforts in modeling precursor electrons and heating
3. 学会等名 AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2018
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Nomura, S., Lemal, A., Fujita, K.
2. 発表標題 Shock Tube Investigation on Precursor Electron ahead of Hypersonic Shock Waves
3. 学会等名 AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2018
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Sakai, T., Iwamoto, K., Nakamura, T., Dantsuka, Y., Ishida, Y., Suzuki, T., and Fujita, K.
2. 発表標題 Operational Characteristics of Ablation Sensor Unit (ASU)
3. 学会等名 AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2018
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 藤田和央, 臼井寛裕, 亀田真吾, 宮本英昭, 畠中龍太, 西頭太郎, 池永敏憲, 鈴木俊之, 春木美鈴, 小澤宇志, 野村哲史
2. 発表標題 火星エアロキャプチャオービタの概念検討
3. 学会等名 第18回宇宙科学シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 藤田和央, 野村哲史, 松山新吾, 高柳大樹, 丹野英幸
2. 発表標題 実在気体空力直接計測への挑戦 - ;続報 -
3. 学会等名 平成29年度 航空宇宙空力シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 藤田和央, 野村哲史, 松山新吾, 高柳大樹, 丹野英幸
2. 発表標題 軽ガス銃による火星探査カプセルの空力評価技術開発
3. 学会等名 平成 29 年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 野村哲史, 山田透, 高柳大樹, 藤田和央
2. 発表標題 火星大気突入カプセル周りの輻射環境模擬のための膨張波管気流評定
3. 学会等名 平成 29 年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 河上泰斗, 野村哲史, ルマル・アドリアン, 藤田和央, 松井信
2. 発表標題 衝撃波速度12 km/s以上でのプリカーサ領域における電子温度および電子数密度測定
3. 学会等名 平成 29 年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 村上遼太郎, 野村哲史, 藤田和央
2. 発表標題 火星エアロキャプチャカプセルの空力形状検討
3. 学会等名 平成 29 年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2018年

〔図書〕 計1件

1. 著者名 Lemal, A., Nomura, S., and Fujita, K.	4. 発行年 2019年
2. 出版社 Institute of Physics Publishing	5. 総ページ数 22
3. 書名 Precursor Ionization during High-Speed Earth's Entry, in Hypersonic Meteoroid Entry Physics	

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

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
研究 分担者	野村 哲史 (Nomura Satoshi) (80709361)	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 (82645)	
研究 分担者	鈴木 俊之 (Suzuki Toshiyuki) (20392839)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・主任研究開発員 (82645)	
研究 分担者	小澤 宇志 (Ozawa Takashi) (70567544)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究開発員 (82645)	