

科学研究費助成事業 研究成果報告書

令和 4 年 8 月 30 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2018～2021

課題番号：18K04565

研究課題名(和文) 極超音速希薄風洞を用いた希薄空力における速度比依存性の解明

研究課題名(英文) Investigation for Speed Ratio Dependence of Rarefied Aerodynamics Using Hypersonic Rarefied Wind Tunnel

研究代表者

小澤 宇志(Ozawa, Takashi)

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

研究者番号：70567544

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,400,000円

研究成果の概要(和文)：本研究は、極超音速希薄風洞実験と粒子数値解析を行うことにより、極超音速希薄気体空力現象の計測手法を確立し、物質表面係数及び希薄空力の速度比依存性を評価することによる希薄空力測精度の向上を目的とする。本研究では、極超音速希薄風洞において液体窒素を用いた模型冷却システムを構築することにより、速度比依存性評価が可能となった。また、粒子数値解析により速度比・表面係数依存性の高い透過型圧力計測模型の形状最適化を行った。風洞試験と数値解析結果を比較検証した結果、速度比が高くなるほど、圧力も高くなる依存性が判明した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

連続流領域と自由分子流領域の狭間である希薄気体領域の計測システムの確立は、両領域のモデルを結合する上でも必要不可欠である。希薄空力特性は表面モデルに依存する。近年、表面モデルの物質依存性や気流組成依存性は評価されつつあるが、速度比依存性に関しては計測データが乏しい。本研究では、世界に先駆けて希薄気体の速度比依存性計測システムを構築し、速度比依存性解明に向けたデータ取得を行った。希薄空力特性の計測及び数値計算の融合は、非常に独創的である。本研究によるデータの検証を進め、速度比依存性を解明することにより、希薄流領域を利用する宇宙ミッションの空力特性予測の精度を高めることが期待できる。

研究成果の概要(英文)：Rarefied aerodynamics need to be accurately estimated for super low altitude test satellites, planetary atmospheric entry, Air Breathing Ion Engine (ABIE), and so forth. This research aims to develop a measurement system for hypersonic rarefied aerodynamics and study rarefied aerodynamic dependence on speed ratio by carrying out both measurements in the hypersonic rarefied wind tunnel (HRWT) and direct simulation Monte Carlo (DSMC) numerical analyses. Lowering surface temperature results in lowering surface reflection speed, and thus, in order to improve the speed ratio in HRWT, we have first developed a cooling system for models using liquid nitrogen. Second, cooling pressure tube models have been tested in HRWT. Third, we carried out DSMC computations to investigate the dependence of tube pressure on speed ratio. We found that the speed ratio becomes two times higher in the HRWT test section with the cooling system, and pressure becomes higher along with the increase of speed ratio.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学 希薄気体力学 希薄風洞 数値解析 DSMC 極超音速流

様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

(1) 極超音速希薄気体における空力特性解明の需要が近年増加している。近年、超低高度衛星、惑星探査機大気突入、大気吸入型イオンエンジン(Air Breathing Ion Engine; ABIE)等において、高速希薄気体における空力特性解明の需要が増加している。JAXAでは、超低高度衛星や大気吸入型イオンエンジン実証試験等を計画しており、宇宙利用の拡大を目指している。例えば、超低高度衛星は軌道高度 300 km ~ 150 km において秒速約 7 ~ 8 km で飛行し、平均自由行程が 2 桁変化するとともに空力係数が強く物質表面係数に依存する。ミッションでは、抵抗係数で±10%、モーメント係数で±5%の精度で把握するのが望ましいが、現状では物質表面熱適応係数の不確かさのために両係数とも±20%程度の精度である。つまり、これらの精度を向上させるためには表面係数を±0.2の精度で決定しなければならず、その手段として機体形状に依存する不確か実除去のため「模型を使った直接計測」が必要不可欠である。

(2) JAXAにおいてマッハ数(M)10以上、クヌーセン数(Kn)0.1以上の流れを作り出す100mm極超音速希薄風洞(HRWT)が構築されており、表面係数の気流組成依存性・物質依存性の解明手法は確立されつつあるが、速度比依存性については、評価手法が確立されていない。

(3) 世界的に見ても表面係数の速度比依存性現象を解明するシステムが存在しないため、実験と数値計算の双方のアプローチによる希薄空力特性速度比依存性評価システムの構築が必要不可欠である。

2. 研究の目的

本研究は、極超音速希薄風洞実験と粒子数値解析を行うことにより、極超音速希薄気体空力現象の計測手法を確立し、物質表面係数及び希薄空力の速度比依存性を評価することによる希薄空力予測精度の向上を最終的な目的とする。大気突入カプセルや超低高度衛星に生じる空力は物質表面係数に依存するため、数値解析のみで予測することは困難である。物質表面係数は気流の組成・表面物性及び速度比に依存すると考えられている。

そこでより実飛行環境に近い速度比環境を実現することにより、希薄空力計測と粒子数値解析の融合による手法を用いて極超音速希薄空力の速度比依存性を解明する。まず、極超音速希薄風洞において速度比依存性評価システムを確立し、さらに、得られたデータを用いてより正確で新しい表面モデルを構築することで、数値計算希薄空力予測の精度を向上させ、大気突入カプセルや超低高度衛星等の軌道制御システムの信頼性の向上を目指すものである。

3. 研究の方法

本研究は、過去に科研費を用いて遂行した研究成果を発展させるものであり、過去の研究において開発された極超音速希薄風洞に必要な最低限の装置、計測機器等を追加・修正することで実験装置を構成し、費用対効果の高い研究を狙ったものである。

(1) 極超音速希薄風洞において液体窒素を用いた模型表面温度冷却システム設計・開発を行う。

(2) 極低温測温センサを用いた表面温度計測システムを開発する。

(3) 数種類のピトー管型模型の DSMC 数値解析を行い、希薄効果・表面温度依存性を評価するための模型形状最適化を行う。

(4) ピトー管型模型を用いた計測を行い、

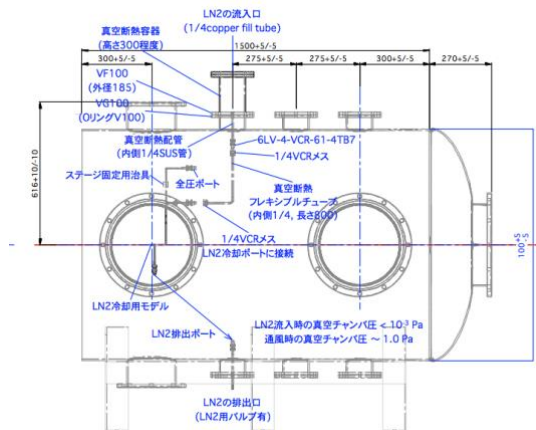


図 1:HRWT 模型冷却システム概略図

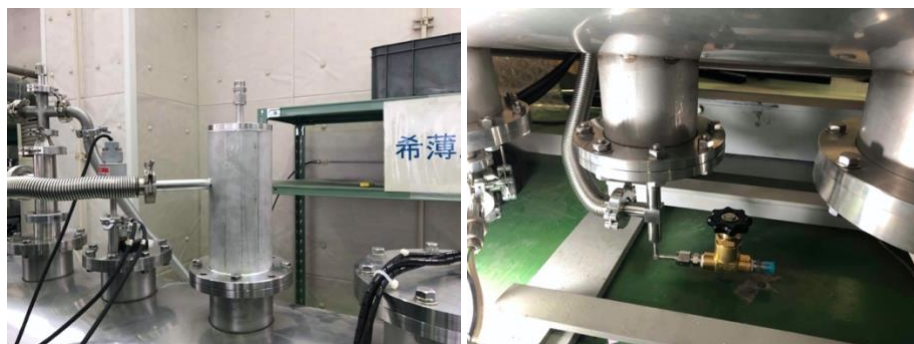


図 2: HRWT 模型表面温度冷却システム写真

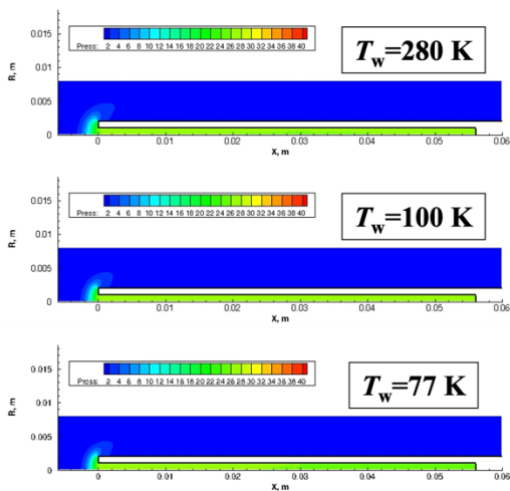


図 3: ピトー管型の圧力分布の比較。

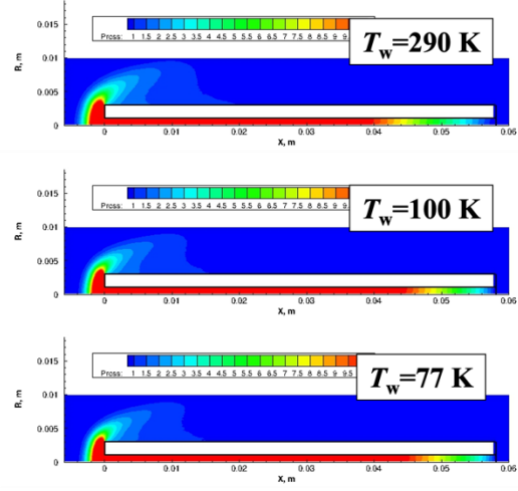


図 4: 二重管透過型模型の圧力分布の比較。

表面温度変化による速度比依存性を評価する。
 (5) DSMC 数値解析を行い、計測と数値解析を融合することにより、拡散・鏡面反射比等、表面係数の表面温度や材質に対する依存性を明らかにする。
 (6) 複数のインテーク型模型を用いた計測を行い、DSMC 数値解析と融合することにより、インテークの性能評価及び表面モデルの検証を行う。

4. 研究成果

(1) 極超音速希薄風洞において液体窒素を用いた模型表面温度冷却システム設計・開発を行った。

液体窒素を用いた熱バランスを評価することにより、必要な液体窒素流量とタンク容積を設計し、真空断熱容器・断熱排気用フランジを製作した (図 1、図 2 参照)。液体窒素を流して冷却システムを試運転したところ、加圧無しにおいても液体窒素が模型部を通過し、気化することなく排出用バルブまで冷却されていることが確認された。

(2) 極低温測温センサを用いた表面温度計測システムを開発した。

極超音速希薄風洞用模型に適合するような極低温測温センサ(Pt-Co 測温抵抗体)を選定し、極低温測温センサの購入、極低温測温センサ用フランジの製作、測温抵抗体用計器(MX100)の調達を行った。試験部模型の液体窒素温度範囲の計測が可能なシステムを開発した。

(3) 数種類のピトー管型模型の DSMC 数値解析を行い、希薄効果・表面温度依存性を評価するための模型形状最適化を行った。

図 3 に希薄風洞試験部を模擬したピトー管(外径 $D_o=4$ mm, 内径 $D_i=2$ mm, 長さ $L=56$ mm, 表面係数 $\alpha=1.0$) 周りで内部の DSMC 数値解析結果を示す。図の通り、ピトー圧は約 27 Pa で一定であり、従来のピトー管型では表面係数依存性・表面温度依存性が低いことが判明した。

一方、二重管透過型模型を用いた場合、表面係数依存性・表面温度依存性が高く、依存性を評価しやすいことが判明した。図 4 に二重管透過型模型(外径 $D_o=6$ mm, 内径 $D_i=2$ mm, 長さ $L=58$ mm, 表面係数 $\alpha=1.0$) 周りで内部の DSMC 数値解析結果を示す。圧力ポートを出口近傍の 53mm 位置とした場合、表面温度を冷却し、速度比を 1.4 から 2.1 に約 50% 高めた場合、圧

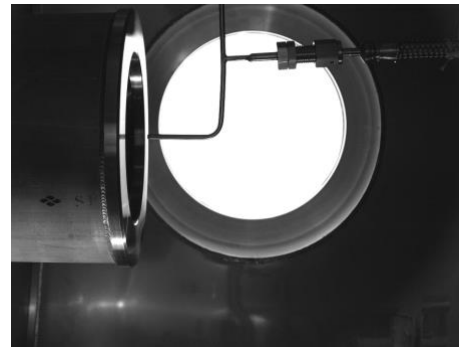


図 5: ピトー管型模型の圧力計測写真。

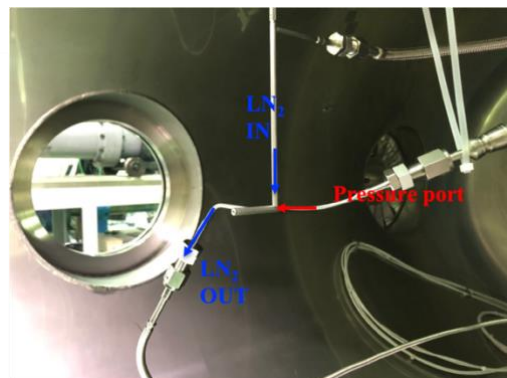
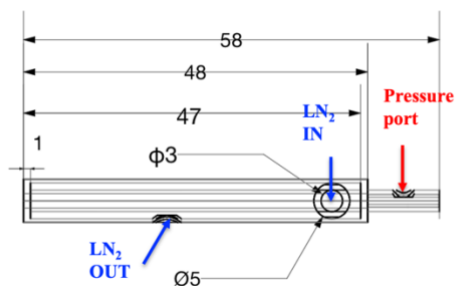


図 6: 二重管透過型模型の写真

表 1: 二重管透過型模型を用いた希薄風洞計測結果

| Case | Coating | \dot{m}_{dot} [g/s] | P_0 [kPa] | T_0 [K] | LN ₂ | P [Pa] | S_r |
|------|---------|------------------------------|-------------|-----------|-----------------|----------|-------|
| A | 金メッキ | 0.08 (N ₂) | 17.0 | 292 | N/A | 2.9 | 1.4 |
| B | 無し | 0.08 (N ₂) | 16.7 | 284 | N/A | 3.0 | 1.4 |
| C | 金メッキ | 0.08 (N ₂) | 17.0 | 292 | Cooled | 7.6 | 2.1 |
| D | 無し | 0.08 (N ₂) | 16.7 | 284 | Cooled | 8.3 | 2.1 |
| E | 無し | 0.08 (N ₂) | 19.2 | 435 | N/A | 3.5 | 1.8 |
| F | 無し | 0.08 (N ₂) | 19.2 | 435 | Cooled | 10.4 | 2.8 |
| G | 無し | 0.08 (N ₂) | 19.2 | 573 | Cooled | 11.0 | 3.0 |

力も 1.7 倍程度高くなることがわかった。
 (4) 模型を用いた計測を行い、表面温度変化による速度比依存性を評価した。

①まず、二重管ピトー管型模型を設計・製作し、液体窒素冷却有無にて圧力計測を行った(図 5 参照)。DSMC 数値解析結果の通り、表面温度冷却による圧力変化は見られなかった。

②次に、二重管透過型模型を設計・製作し、液体窒素冷却有無にて圧力計測を行った(図 6 参照)。模型は表面係数の影響を評価するために金メッキコーティング有・無のものを製作した。また、ヒーターを加熱して淀み温度を 600 K 程度まで高めることによって、速度比 1.4 から 3.0 までの変化を達成した。従って、希薄風洞において速度比を最大で 2 倍以上変化させるシステムが構築されたといえる。その結果を表 1 に示す。速度比 1.4 の場合、圧力は約 3 Pa であるが、速度比 3.0 では、圧力が 10 以上となり、速度比が高くなるほど、圧力が高くなる結果が得られた。

③二重管透過型模型による圧力の速度比依存性の比較を図 7 に示す。速度比 S_r が高くなるほど圧力も高くなる傾向は数値解析・計測結果とも一致している。計測結果の方が速度比依存性が高い結果となっているが、出口近傍の圧力ポート付近では圧力勾配が高く、計測による不確かさが原因と考えられる。次に、圧力の表面係数依存性を図 8 に示す。基本的には数値解析結果と計測結果は一致しているが、本模型の形状・圧力計測箇所では、表面係数が 0.25~1.0 の間では圧力の表面係数依存性が低く、表面係数評価は難しいことがわかった。

(5) インテーク型模型を用いた計測を行い、DSMC 数値解析と融合することにより、インテークの性能評価及び表面モデルの検証を行った。

①インテーク型模型を用いた数値解析

インテーク型模型を用いた DSMC 数値解析を出口透過率(η_e)、表面係数(α)をパラメータとしてインテーク内部(出口近傍)の圧力を評価した。使用した模型形状の寸法を図 9 に示す。これまでの結果と同様に出口透過率が 0 の場合は、表面係数による圧力差は見られなかったが、出口透過率 1 の場合は、図 10 の通り表面係数が 0.0 から 1.0 に変化するほどインテーク内部の圧力が低くなる傾向が見られた。 $\alpha=0.0$ と 1.0 の比較では、圧力が最大で 13 Pa から 25 Pa 程度まで変化し、2 倍程度差が生じる結果が得られた。

②インテーク型模型を設計・製作し、希薄風洞にて圧力計測を実施した。

インテーク内部の表面特性が異なる金メッキコーティング有・無の 2 種類の模型を製作した。

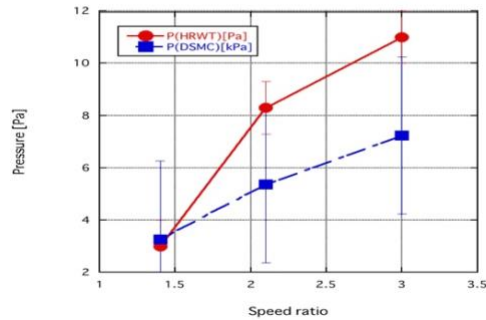


図 7: 二重管透過型模型による圧力の速度比依存性の比較

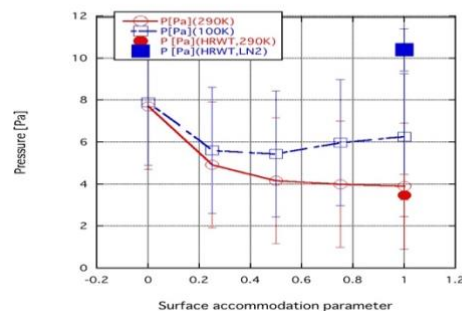
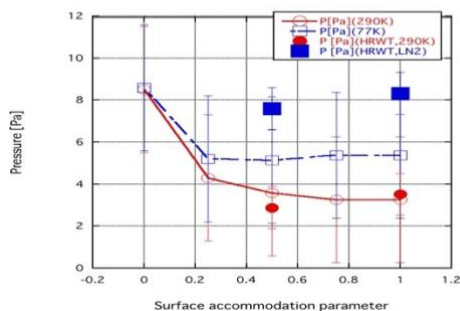
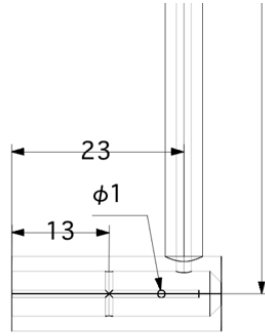


図 8: 二重管透過型模型による圧力の表面係数依存性の比較: $T_0=280$ K(上)、 $T_0=440$ K(下)

前面図



上面図

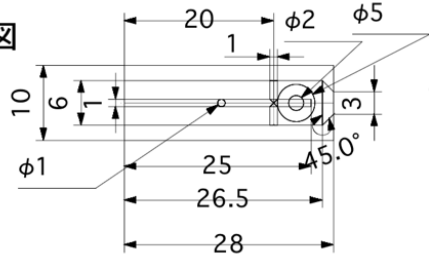


図 9: インテーク型模型の寸法図

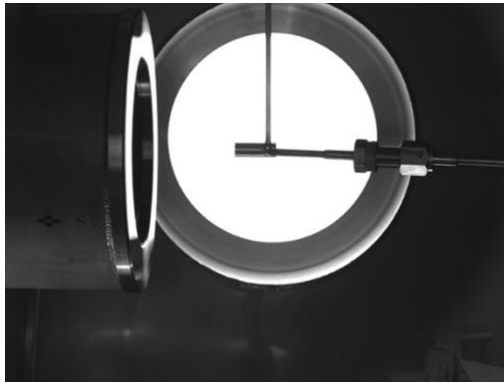


図 11: インテーク型模型の計測写真

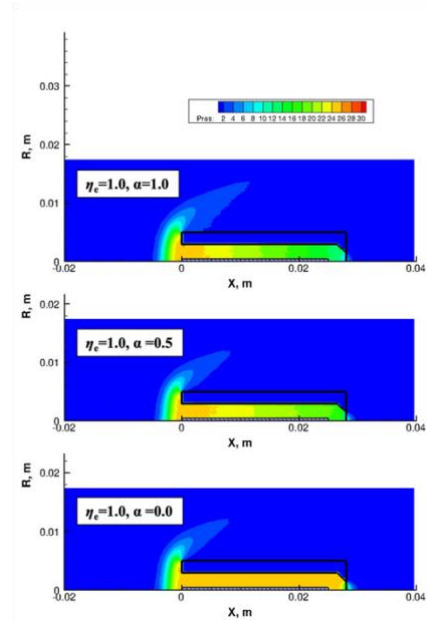


図 10: テストセクション(X=17mm)におけるインテーク模型内部の圧力分布：出口透過率 $\eta_e=100\%$ 、表面係数 $\alpha=1.0$

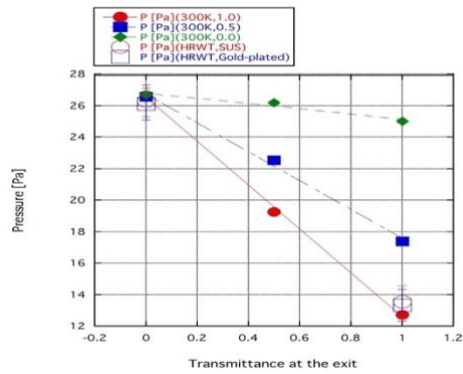


図 12: テストセクション(X=17mm)におけるインテーク模型の圧力変化：出口透過依存性

希薄風洞実験の写真を図 11 に示す。結果としては、コーティング無のケースは出口透過率 0、1 の双方とも拡散反射 ($\alpha=1.0$) を仮定した数値解析結果と一致した。一方、金メッキコーティングの影響はほとんど見られず、コーティング有無の差は有意には見られなかった。

③DSMC 数値解析結果と計測結果の比較を図 12 に示す。

出口透過率が高くなるほど、表面係数の依存性が高くなる結果が示されている。出口透過率 0 および 1 にて実験結果は拡散反射の結果と良い一致を示している。金の表面係数は鏡面反射率が SUS やアルミニウムと比べて高くなる文献結果があるが、メッキコーティングでは差が見られなかった。メッキの薄さでは表面特性が変わらなかった可能性・模型の表面粗さの影響等が原因として考えられる。

(6) 今後の発展として、拡散反射比が高い表面係数が 0.5~1.0 の材料が多いことから、表面係数評価精度を高めるために、拡散反射比が高い領域の表面係数依存性が高い形状の最適化を行う。冷却したケースのデータ数を増やすことによって、計測誤差の低減を図り、表面係数データベースの高精度化を目指す。また、表面係数が既知の素材を用いて模型を製作することによって、表面係数の速度比依存性を評価することが可能になる。一方、表面粗さによる表面係数への影響についても検証する必要がある。将来的には、これらの結果を踏まえて、極超音速希薄領域における既存の表面モデルと比較検証することによって、新しい表面理論モデルを構築し、粒子数値解析手法に導入することで理論モデルを工学応用レベルにまで引き上げることを目指す。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計3件（うち査読付論文 2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 OZAWA Takashi, IMAMURA Shunsuke, TAGAWA Masahito, FUJITA Kazuhisa | 4. 巻 19 |
| 2. 論文標題 Study of Rarefied Aerodynamics for Super Low Altitude Satellites | 5. 発行年 2021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 407 ~ 414 |
| 掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/tastj.19.407 | 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 Ozawa, T., Suzuki, T., and Fujita, K. | 4. 巻 2132 |
| 2. 論文標題 Investigation of Condensation and Evaporation Effect on CO2 Hypersonic Rarefied Aerodynamic Measurements | 5. 発行年 2019年 |
| 3. 雑誌名 AIP Conference Proceedings | 6. 最初と最後の頁 50004 |
| 掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1063/1.5119538 | 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 小澤宇志, 今村俊介, 西山和孝, 田川雅人, 藤田和央 | 4. 巻 JAXA-SP-18-005 |
| 2. 論文標題 空気吸込式イオンエンジンの実証に向けたエアインテーク数値解析 | 5. 発行年 2018年 |
| 3. 雑誌名 宇宙航空研究開発機構特別資料 | 6. 最初と最後の頁 97-101 |
| 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 無 |
| 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12件（うち招待講演 3件 / うち国際学会 2件）

| |
|---|
| 1. 発表者名 小澤宇志 |
| 2. 発表標題 はやぶさ型カプセルの希薄空 力特性および表面係数影響評価 |
| 3. 学会等名 第65回宇宙科学技術連合講演会 |
| 4. 発表年 2020年 ~ 2021年 |

| |
|--|
| 1. 発表者名 小澤宇志 |
| 2. 発表標題 航空宇宙研究開発と海外留学経験 |
| 3. 学会等名 第58回炭素材料夏季セミナー，炭素材料学会 次世代の会（招待講演） |
| 4. 発表年 2020年～2021年 |

| |
|------------------------------------|
| 1. 発表者名 小澤宇志，松山新吾，山田和彦 |
| 2. 発表標題 大型のサンプルリターンカプセルの空力安定性評価 |
| 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～2020年 |

| |
|--|
| 1. 発表者名 小澤宇志 |
| 2. 発表標題 航空宇宙研究開発と海外留学経験 |
| 3. 学会等名 第58回炭素材料夏季セミナー 炭素材料学会 次世代の会（招待講演） |
| 4. 発表年 2021年 |

| |
|--|
| 1. 発表者名 小澤宇志 |
| 2. 発表標題 はやぶさ型カプセルの希薄空力特性および表面係数影響評価 |
| 3. 学会等名 第65回宇宙科学技術連合講演会 |
| 4. 発表年 2021年 |

| |
|--|
| 1. 発表者名 小澤宇志, 田川雅人, 横田久美子, 今村俊介 |
| 2. 発表標題 大気吸入インテーク性能評価に向けた地上試験に関する考察 |
| 3. 学会等名 第64回宇宙科学技術連合講演会 |
| 4. 発表年 2020年～2021年 |

| |
|--|
| 1. 発表者名 Ozawa, T., Imamura, S., Tagawa, M., and Fujita, K. |
| 2. 発表標題 Study of Rarefied Aerodynamics for Super Low Altitude Satellites |
| 3. 学会等名 32nd International Symposium on Space Technology and Science (国際学会) |
| 4. 発表年 2019年～2020年 |

| |
|--|
| 1. 発表者名 小澤宇志, 今村俊介 |
| 2. 発表標題 「つばめ」空力データベースと大気密度評価および将来計画 |
| 3. 学会等名 超低高度衛星の利用に向けたワークショップ |
| 4. 発表年 2019年～2020年 |

| |
|---|
| 1. 発表者名 小澤宇志, 今村俊介, 西山和孝, 田川雅人, 藤田和央 |
| 2. 発表標題 空気吸込式イオンエンジンの実証に向けたエアインテーク数値解析 |
| 3. 学会等名 第50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 2018年～2019年 |

| |
|---|
| 1. 発表者名 Ozawa, T., Suzuki, T., and Fujita, K. |
| 2. 発表標題 Investigation of Condensation and Evaporation Effect on CO2 Hypersonic Rarefied Aerodynamic Measurements |
| 3. 学会等名 31st International Symposium on Rarefied Gas Dynamics (国際学会) |
| 4. 発表年 2018年～2019年 |

| |
|--|
| 1. 発表者名 小澤宇志 |
| 2. 発表標題 超低高度衛星の希薄空力解析および空気吸込式推進を目指したインテーク検討 |
| 3. 学会等名 日本航空宇宙学会関西支部 第468回航空宇宙懇談会 (招待講演) |
| 4. 発表年 2018年～2019年 |

| |
|------------------------------------|
| 1. 発表者名 小澤宇志, 藤田和央 |
| 2. 発表標題 希薄空力数値解析及び希薄風洞計測 |
| 3. 学会等名 第4回超低高度衛星の利用に向けたワークショップ |
| 4. 発表年 2018年～2019年 |

〔図書〕 計0件

〔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 | 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・宇宙科学研究所・主任研究開発員 (82645) | |

6. 研究組織（つづき）

| | 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 |
|-------|--|--|----|
| 研究協力者 | 藤田 和央 (Fujita Kazuhisa) (90281584) | 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・上席研究開発員 (82645) | |

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

| 共同研究相手国 | 相手方研究機関 |
|---------|---------|
| | |