

令和 5 年 6 月 12 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2020～2022

課題番号：20H02360

研究課題名(和文) 超小型惑星探査機の実現にむけた展開型エアロシェル技術の先進的応用に関する研究

研究課題名(英文) Research on Advanced Applications of Deployable Aeroshell Technology to Realize Ultra-Small Planetary Probes

研究代表者

山田 和彦 (Yamada, Kazuhiko)

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・准教授

研究者番号：20415904

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 10,900,000円

研究成果の概要(和文)：近次世代の大気圏突入システムとして注目されている展開型エアロシェル技術を、さらに先進的に応用すべく、展開型エアロシェルの投棄による抗力変調型エアロキャプチャ技術と形状記憶合金を用いた完全受動展開型エアロシェル技術について研究を行った。それぞれの技術の実現の鍵である、極超音速気流中での柔軟エアロシェルの安全な分離、および、空力加熱による完全受動的な展開について、極超音速風洞を使ったデモンストレーションを行い、それらの技術の実現可能性を示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

わずか20年ほど前に提唱された超小型衛星技術は、地球周りの宇宙開発の在り方を大きく変えた。多くの人が宇宙開発に参画し、さまざまなアクティビティやビジネスが創出された。この流れが惑星探査へ波及し始めている。ここで研究を進めた先進的な大気圏突入技術は、超小型衛星が惑星探査に本格的に利用されるための最後の鍵技術とも考えられており、これらの技術が実用されるようになれば、超小型探査機による頻度の高い惑星探査が実現し、惑星探査の世界に革新が起きると期待される。

研究成果の概要(英文)：In this study, advanced applications of the deployable aeroshell, which is promising as EDL technology in the next generation, have been researched, on following topics: drag modulation aerocapture with a jettison of deployable aeroshell and automatic passive deployable aeroshell with shape memorial alloy (SMA). As remarkable achievements of this research, jettison of flexible aeroshell in hypersonic flow and passive deployment of SMA aeroshell by the aerodynamic heating can be demonstrated using the hypersonic wind tunnel. These are key technologies for each topic and the successful results enhance the feasibility of these advanced applications.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：大気圏突入技術 高速流体力学 柔軟構造 惑星探査 形状記憶合金 流体構造連成解析

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属します。

1. 研究開始当初の背景

惑星探査は、地球や太陽系の起源、そして、生命の起源を探るという究極の学術的目標にむけた重要な手段である。本研究は、その惑星探査手法を革新させる可能性のある工学技術に関連する研究である。惑星探査は、莫大な費用と時間がかかるため、頻度多く行うことは難しく、機会が限られている。しかし、近年、飛躍的に発展した超小型衛星で惑星探査を可能にすることで、その頻度を劇的に増加させることができれば、惑星探査に対する考え方が変わり、新しい発想で、斬新な惑星探査が多く提案され、実施されていくであろう。すでに、東京大学が中心となって開発した PROCYON において、超小型衛星での深宇宙の航行技術は実証されており、超小型衛星での惑星探査を可能にする最後の鍵は、「惑星周回軌道投入のリソース（質量等）を極限まで減らす技術」と、「極超小型の着陸機を惑星表面に降下させる技術」であると考えている。これらの技術が超小型衛星技術に加わると、一度の探査で多くの着陸機を惑星表面に送り込み、周回機とともにネットワークを組んで、究極の複雑系である惑星を多面的にかつ同時に観測するという、これまでの一極集中型の探査と相補的な関係となる分散型ネットワーク探査が実現できる可能性がある。この2つの技術を実現するためには、いずれも、これまで提案者らのグループが着実に成熟させてきた展開型柔軟エアロシェルが有望な技術である。

低リソースでの周回軌道投入手法としては、古くから革新的な惑星周回軌道投入技術として提案されていた、惑星大気による減速で、必要な減速度を得る「エアロキャプチャ」(図1左参照)と呼ばれる技術がある。さらに、本研究では、軽量かつ大面積で効率よく空気力を利用できる展開型柔軟エアロシエルの特性を生かすことで、大気圏突入中の適切なタイミングでエアロシエルを投棄して必要な減速度を得る「抗力変調型エアロキャプチャ」を提案する(図1右参照)。これは、大気圏突入中には、必要な減速度を得たタイミングでエアロシエルを切り離すという単純な操作が要求されるだけであり、大気による減速を利用するため推進剤、推進器が大幅に低減できることはもちろん、過去に提案されている揚力変調型(図1中参照)のように複雑精緻な大気圏突入中の姿勢制御システムを必要としない点で、周回軌道投入に必要なリソースを極限まで低減できると期待されている。

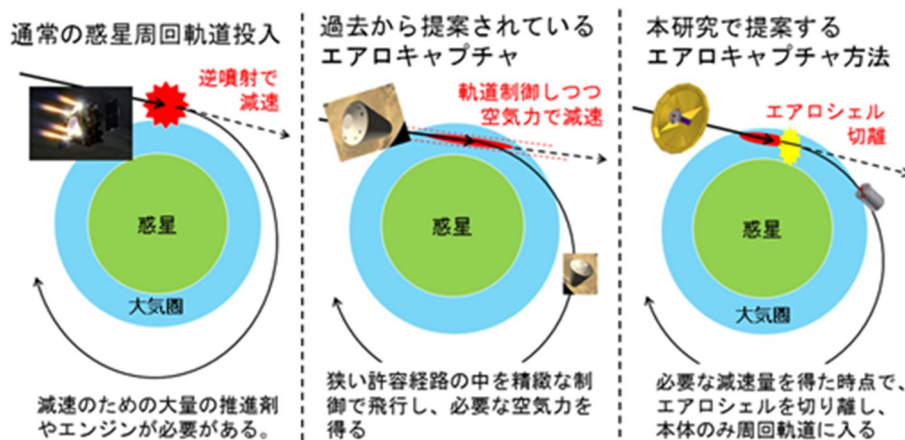


図1：エアロキャプチャ技術による惑星周回軌道投入の概念図

極超小型の着陸機を惑星表面に降下させる技術としても、展開型エアロシェルが有力である。軽量・大面積の展開型エアロシェルにより、効率よく空気力を利用できるため、大気圏突入時にもっとも重要な課題である空力加熱を大幅に低減でき、また、着地速度も下げることができる。さらに、打ち上げ時や巡行時は、柔軟エアロシェルは、収納することができるので、コンパクトに輸送することができる。本研究では、展開型エアロシエルの先進的なアイデアとして、形状記憶合金(SMA)を使ったエアロシェルに注目する。この概念は、図2に示すような展開エアロシエルの構造物として、SMA薄板のリップを使うことを想定しており、これにより、展開のためのセンサやアクチュエータを必要とせず、大気圏突入中の空力加熱で自動的に展開できる画期的にシンプルな大気圏突入システムが実現する可能性がある。

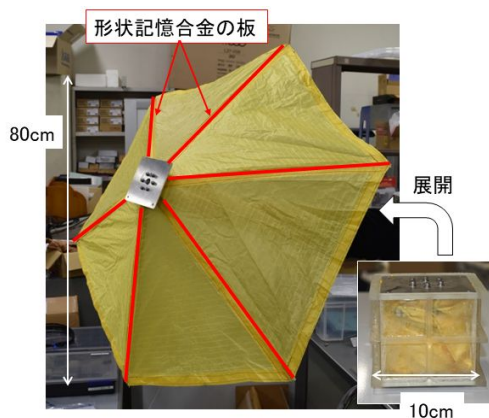


図2：SMAを使った超軽量展開型エアロシエルのモックアップ

## 2. 研究の目的

展開型エアロシエルの先進的な応用技術として本研究で注目する、大型軽量エアロシエルを投棄による抗力変調型エアロキャプチャと形状記憶合金(SMA)を使った受動展開型エアロシエルの実現の鍵となるのは、柔軟構造物が大気圏突入中を超高速(極超音速)で飛行し、その中で物体の分離や構造物の変形が行われるという点にある。これらは、空力、構造、空力加熱、物体の運動が連成した複合的で複雑な現象である。この技術の実用化にむけては、これらの現象の理解は必須であり、本研究では、実験、解析の両面から、その解明に取り組む。そして、特に、ここで注目しているそれぞれの技術の鍵である、極超音速気流中での柔軟エアロシエルの分離と空力加熱による SMA 型エアロシエルの受動展開について、極超音速風洞試験にて技術実証試験を実施し、その成立可能性を示す。

## 3. 研究の方法

本研究での重要な達成目標は、極超音速風洞を利用して、極超音速気流中の柔軟エアロシエルの安定な分離と SMA 型エアロシエルの空力加熱による完全受動展開を実証することである。本試験で使用した風洞は、JAXA 調布航空宇宙センターの 1.27m の極超音速風洞である。よどみ点温度 900K で、マッハ数 9.45 の気流が得られる。極超音速風洞の外観図は図 3 に示す。



図 3 : 本実験で使用した JAXA 調布風洞センターの 1.27m の極超音速風洞

エアロシエルの分離試験のために、高強度糸を熱線で溶断することにより、瞬間的にエアロシエルを分離できる機構を開発し、それを内蔵した模型を製作した。このエアロシエル分離模型を図 4 に示す。直径 80mm の金属の鈍頭カプセルの背面に分離機構が搭載されており、その周囲に直径 160mm の柔軟エアロシエルが取り付けられている。柔軟エアロシエルの外周には、インフレータブルリングを模擬したアルミリングが取り付けられており、シングルトラス型の薄膜フレア型エアロシエルを再現している。エアロシエルの材料は、実際の大気圏突入機での使用も想定する耐熱性に優れた ZYLON 織物を使用した。通風中に、風洞外部からワイヤーバーナーを駆動し、極超音速気流中でのエアロシエルの分離を行う。エアロシエル分離挙動は、シュリーレン法で可視化された流れ場を高速ビデオで撮影することで観察する。また、模型後方のスティングに内蔵された 6 分力天秤で、エアロシエル分離時にカプセルに働く空気力の時間履歴を測定する。

SMA 型エアロシエルの受動展開試験のために、図 5 に示すような SMA 薄板リブを有する傘型のエアロシエル模型を製作した。模型は、直径 42mm の金属の鈍頭カプセルの周囲に直径 200mm の傘型のエアロシエル(材料は ZYLON 織物)が取り付けられているだけのシンプルな構成である。SMA 板は、常温では、容易に変形するので、図 5 の右図のように、リブを捻じめるようにしてエアロシエルをカプセルの背面にコンパクトに収納することが可能である。収納後の模型の正面投影直径は約 70mm になる。なお、リブに採用した SMA 板は、変態温度が 70 で、直線記憶ものを使っている。模型は、エアロシエル収納状態で気流中に投入され、空力加熱で SMA が加熱され、リブが直線状に変形することにより、エアロシエルが展開される。エアロシエルの展開の様子は、通常のビデオ、シュリーレン法による流れ場の可視化で観察し、さらに、内装天秤による 6 分力の時間履歴を測定した。また、赤外線カメラで膜面上の温度分布、熱電対で形状記憶合金リブの温度も直接測定した。



図 4 : エアロシエル分離試験用の模型(左:模型斜め前方からの外観、右:カプセルの背面に搭載されたエアロシエル分離機構)

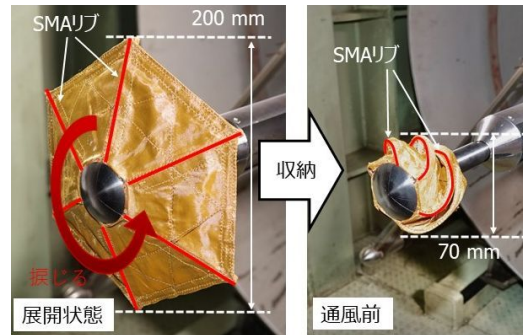


図 5 : 形状記憶合金のリブを有する傘型エアロシエル模型(左:エアロシエル展開状態、右:エアロシエル収納状態・通風初期状態)

## 4. 研究成果

### (1) 極超音速気流中での柔軟エアロシエルの分離実証

図 6 に、マッハ数 9.45 の気流中での柔軟エアロシエルの分離試験の結果の一例を示す。図 6

の左図は、高速カメラで撮影したエアロシェルを分離した瞬間の模型周りの流れ場を可視化した連続写真である。エアロシェルを分離すると、空気力によりエアロシェルが後方に飛ばされていく様子が観察できる。金属カプセルと柔軟エアロシェルの位置関係により、流れ場、特に、前方に発生する衝撃波の形は、過渡的に大きく変化している。しかし、柔軟エアロシェルは、安定して、真後ろに投棄されていることがわかる。この挙動は、模型が数度程度の迎角をもっている、特に変化はなかった。また、図6の右図の抗力係数の時間履歴を見ると、エアロシェルを分離すると大きな面積のエアロシェルに働く空気力を失うため、即座に抗力が減少する。このことから、分離機構が正常に機能したこと、そして、抗力を瞬間的に変化させられることを実証した。ただし、抗力の時間履歴を見ると、分離直後に、一旦、オーバーシュートのような形で抗力係数の過渡的な減少がみられる。この現象は、図6の左図から確認できるように、カプセルとエアロシェルの位置関係によっては、カプセルとエアロシェルの間に衝撃波干渉や循環領域などの複雑な流れ場が形成されることにより発生したものと考えている。この現象が、エアロシェルの分離挙動に与える影響は小さいと考えているものの、極超音速気流中での柔軟物体の分離という特殊な状況が引き起こす興味深い現象として、今後も詳しく調べていきたい。

本試験の結果は、柔軟エアロシェル投棄による抗力変調エアロキャプチャの実現の鍵となる極超音速気流中での柔軟エアロシェルの分離を安全に行うことができることを示唆する重要な成果と言える。

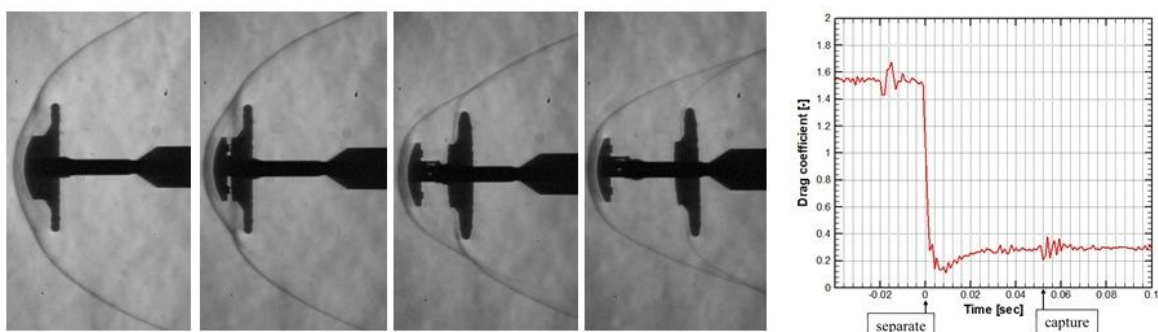


図6：柔軟エアロシェルの極超音速気流中での分離試験の結果の一例（左：エアロシェル分離時の模型周りの流れ場の可視化の連続写真（分離後0.02秒まで）右：エアロシェル分離時のカプセルに働く抗力係数の時間履歴）

## (2)形状記憶合金型展開エアロシェルの空力加熱による受動展開実証

図7は、マッハ数9.45、よどみ点温度900Kの気流中で空力加熱をうけて、完全受動的に展開する様子である。模型投入後約5秒あたりで、エアロシェルの展開が始まり、10秒後には傘型に展開する様子が確認できる。エアロシェル展開後は、模型も流れ場も安定しており、SMA型エアロシェルが減速装置として機能することも確認された。なお、SMAリブの温度計測結果によると、エアロシェルの展開中、SMAリブは変態温度である70℃付近で一定の値をとることが確認された。つまり、SMAリブの温度が変態温度に達すると変形（展開）が開始し、変形中は熱入力から形状変態に使われるため温度は一定になり、変形が完了すると、再度、温度が上昇する。

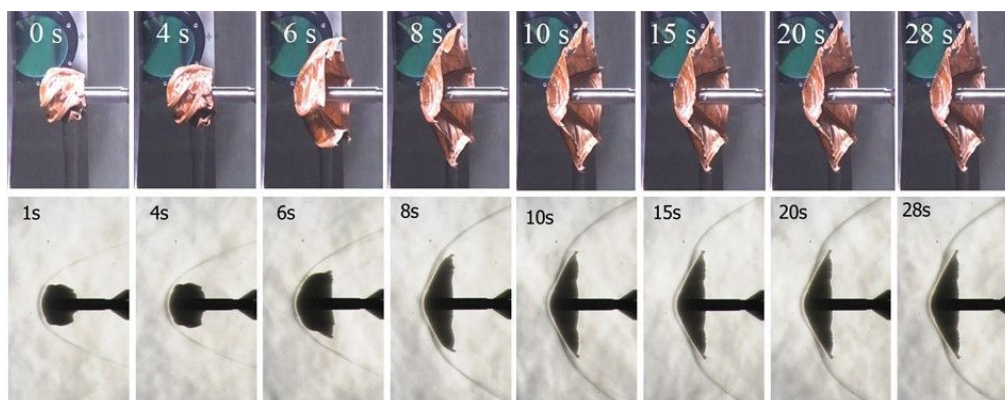


図7：SMA型エアロシェルが極超音速気流中で、空力加熱をうけて受動的に展開する様子（上段：通常ビデオで撮影、下段：シュリーレン法による流れ場の可視化）

図8は、展開中の6分力の履歴である。エアロシェルの展開と同期して、抗力が急激に上昇していることが確認できる。抗力の上昇幅は、おおむね、展開前後の正面投影面積比と一致しており、展開後も安定して抗力を発生している。抗力以外の空気力に関しては、揚力、横力はほとんど発生していない一方で、モーメントに関しては、ロールモーメントが他のモーメントに比べて大きな値を示している。これは、収納方法がエアロシェルを擦じるように収納しており、展開途中には風車のような形状になるため、ロールモーメントが発生しやすいからと考え

ている。展開後も、わずかにその拵じりが残るため、一定のロールモーメントが発生すると考  
 えている。このロールモーメントを含む空気力履歴が、飛行体として考えた場合にどのような  
 影響を与えるかは、今後の課題とするが、ロールモーメントは、飛行体に機軸周りのスピ  
 ンを与えることができるため、飛行体の姿勢安定に寄与する可能性もあると考えている。

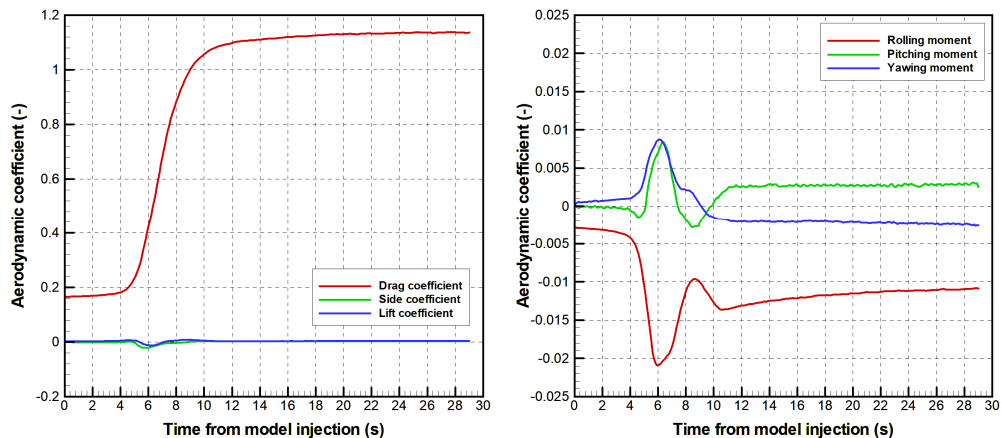


図8：SMA型エアロシェル模型が空力加熱を受けて展開中に発生する6分力の時間履歴(左：抵抗力、揚力、横力、右：ピッチモーメント、ヨーモーメント、ロールモーメント)

本試験により、先進的なコンセプトである SMA 型エアロセルの一番の特徴である空力加熱  
 での完全受動展開を極超音速気流中で実験的に実証した。これは、このコンセプトの大きな可能  
 性を示し、成立性を高める重要な成果である。

### (3)その他の成果

エアロセル投擲による抗力変調型エアロキャプチャの成立性については、上記の実験に先  
 立って軌道解析により検討した。飛行軌道に影響を与える各種パラメータの分散を考慮したモ  
 ンテカルロシミュレーションにより、エアロキャプチャの成功確率を評価した。その結果、火  
 星を対象にした場合、現在の技術で実現可能な直径3m程度の柔軟エアロセルがあれば、直径1m、  
 100kg級の探査機を周回軌道に高確率で投入することができることを示した。さらに、エアロシ  
 ェル分離のタイミングを決めるアルゴリズムを加速度積分に時間タイマーを組み合わせること  
 で、投入後の軌道精度を高め、成功確率をさらに高められることを示した。

形状記憶合金製エアロセルについては、上述した試験で採用した形状(前面傘型形状で稜線  
 にリブを配置)のエアロセルは、耐空力荷重性能が低いことが課題であった。そこで、形状記  
 憶合金リブの配置を、構造強度の観点で、低速風洞等を利用し実験的に検討した。その結果、前  
 面側の傘型エアロセルを流れに対して反転させて、前側にリブがはいっていない薄布フレア  
 を配置することで、前面傘型のエアロセルに対して、耐空力荷重性能が4倍近く向上するこ  
 とを確認した。この結果は、実際に SMA 型エアロセルを設計する際に重要な知見である。

展開型柔軟エアロセルの研究開発において、数値解析の支援は重要である。しかし、高速気  
 流と柔軟構造物の連成挙動を精度よく、リーズナブルな計算コストで解析するのは、簡単ではな  
 い。本研究において、オープンソースソフトウェアを利用したFSI(流体構造連成解析)ツール  
 を開発して、展開型エアロセルの高速飛翔中の挙動や特性把握に利用してきた。図9は、その  
 解析結果の一例であり、インフレーターリングを有する薄膜フレア型エアロセルが空気力  
 により変形する様子、そして、その周りの流れ場を解析した結果である。この解析ツールの構築  
 は、今後、展開型柔軟エアロセルの研究開発の基盤となりうる、本研究課題における重要な成  
 果の一つである。

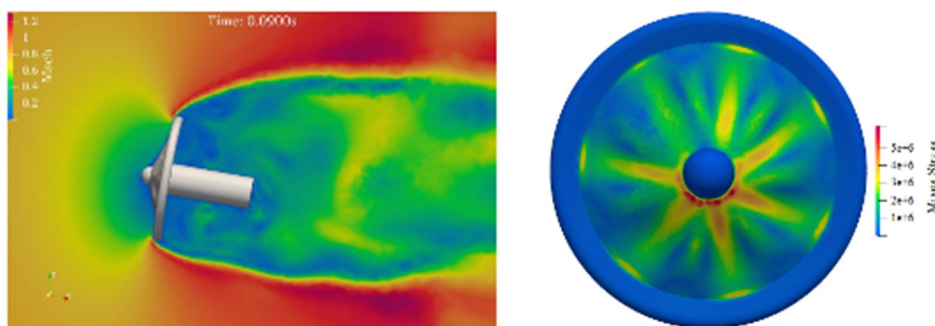


図9：FSI解析による展開型柔軟エアロセル周りの流れ場(左)とエアロセルの応力分布(右)の解  
 析結果

## 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計4件（うち査読付論文 4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 Saha Sanjoy Kumar, Tobarai Junki, Takahashi Yusuke, Oshima Nobuyuki, Moriyoshi Takahiro, Yamada Kazuhiko, Shibata Ryoichi	4. 巻 133
2. 論文標題 Fluid-structure interaction characteristics of inflatable reentry aeroshell at subsonic speed	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Aerospace Science and Technology	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） 10.1016/j.ast.2023.108112	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 Yamada Kazuhiko, Akiyama Fuya, Nagata Yasunori	4. 巻 -
2. 論文標題 Passive deployment demonstration of shape memory alloy-type deployable aeroshell using a hypersonic wind tunnel	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 CEAS Space Journal	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） 10.1007/s12567-023-00481-4	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 Takahashi Yusuke, Saito Masahiro, Oshima Nobuyuki, Yamada Kazuhiko	4. 巻 194
2. 論文標題 Trajectory reconstruction for nanosatellite in very low Earth orbit using machine learning	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Acta Astronautica	6. 最初と最後の頁 301 ~ 308
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1016/j.actaastro.2022.02.010	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 Takahashi Yusuke, Ohashi Tatsushi, Oshima Nobuyuki, Nagata Yasunori, Yamada Kazuhiko	4. 巻 32
2. 論文標題 Aerodynamic instability of an inflatable aeroshell in suborbital re-entry	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Physics of Fluids	6. 最初と最後の頁 075114 ~ 075114
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1063/5.0009607	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25件（うち招待講演 1件 / うち国際学会 6件）

1. 発表者名 Kazuhiko Yamada, Fuya Akiyama, Yasunori Nagata
2. 発表標題 Hypersonic Wind Tunnel Test of Passive Deployable Aeroshell Using Shape Memory Alloy
3. 学会等名 2nd International Conference on Flight Vehicles, Aerothermodynamics and Re-entry Missions and Engineering, FAR2022 (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Tsuyoshi Miyamori, Kazuhiko Yamada, Yasunori Nagata, Jun Koyanagi
2. 発表標題 Separation Demonstration of Flexible Aeroshell in Hypersonic Flow for Drag-Modulation Aerocapture
3. 学会等名 19th International Planetary Probe Workshop (IPPW2022) (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Sanjoy Kumar Saha, Yusuke Takahashi
2. 発表標題 Coupled Aeroelastic and Aerodynamic Study of Inflatable Aeroshell in Transonic Flow
3. 学会等名 25th SNU-HU joint symposium (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Sanjoy Kumar Saha and Yusuke Takahashi
2. 発表標題 Aero-structural Analysis of Deployable Aeroshell in Transonic Flow
3. 学会等名 AIAA SciTech Forum 2023 (国際学会)
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 宮盛剛, 山田和彦, 小柳潤
2. 発表標題 抗力変調エアロキャブチャにおける軌道解析と極超音速風洞を用いたエアロシェル分離試験による成立性の評価
3. 学会等名 第32回アストロダイナミクスシンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Sanjoy Kumar Saha, 高橋裕介
2. 発表標題 遷音速域における展開型膜面エアロシェルの空力構造連成特性
3. 学会等名 2022年度 日本機械学会年次大会
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Vidyut BALAJI, Sanjoy Kumar SAHA, 高橋裕介
2. 発表標題 高速気流における薄翼の分離型解法に基づく連成解析
3. 学会等名 日本機械学会第35回計算力学講演会 (CMD2022)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 高橋裕介, Sanjoy Kumar Saha,
2. 発表標題 柔軟構造大気突入機の流体構造連成について
3. 学会等名 第66回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2022年



1. 発表者名 岡田枝恩、山田和彦、永田靖典、西田浩之
2. 発表標題 形状記憶合金型展開エアロシエルの構造強度に関する実験的研究
3. 学会等名 令和4年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 山田和彦
2. 発表標題 展開型エアロシエルを利用した超小型惑星探査プローブ SPUR
3. 学会等名 宇宙理工学連携機構 CROiSSanT 発足シンポジウム(招待講演)
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 高橋裕介
2. 発表標題 大気再突入機・探査機に対するオープンソースソフトウェアを用いたFSI解析について
3. 学会等名 計算工学講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Yusuke Takahashi
2. 発表標題 Numerical Simulation of Fluid-Structure Interaction for Thin Flat Delta Wing at Transonic Speed based on Opensource Software
3. 学会等名 9th edition of the International Conference on Computational Methods for Coupled Problems in Science and Engineering (国際学会)
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Fuya Akiyama, Jun Koyanagi, Kazuhiko Yamada
2. 発表標題 Passive Deployment Demonstration of Shape Memory Alloy Type Aeroshell Using Hyper Sonic Wind Tunnel
3. 学会等名 18th International Planetary Probe Workshop (国際学会)
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 秋山 風也、小柳 潤、永田靖典、山田和彦
2. 発表標題 超小型衛星BEAKミッション用SMAエアロシェルフライトモデルの開発と検証試験
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 戸張純希、若林海人、高橋裕介、森吉貴大、山田和彦
2. 発表標題 遷音速風洞実験における柔軟構造エアロシェルのFSI挙動
3. 学会等名 令和3年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 秋山風也、小柳 潤、永田靖典、山田和彦
2. 発表標題 形状記憶合金型エアロシェルの極超音速気流中における展開挙動・空力特性に関する実験的研究
3. 学会等名 令和3年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Sanjoy Kumar Saha, Junki Tobar, Yusuke Takahashi
2. 発表標題 Aero-Structural Analysis of Flexible Structure Membrane Aeroshell
3. 学会等名 preCICE Workshop #3
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 高橋裕介, 戸張純希, 大島伸行, 柴田良一
2. 発表標題 柔軟構造エアロシェルのFSI解析について
3. 学会等名 第35回数値流体力学シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 戸張純希, 高澤秀人, 高橋裕介, 大島伸行, 柴田良一
2. 発表標題 柔軟構造エアロシェルと流体構造連成シミュレーション
3. 学会等名 第65回宇宙科学連合講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 高橋裕介
2. 発表標題 大気密度推定に向けたガウス過程回帰による展開型超小型衛星の軌道構築
3. 学会等名 日本機械学会2021年度年次大会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 高橋裕介
2. 発表標題 遷音速気流における薄型デルタ翼の流体構造連成について
3. 学会等名 第34回計算力学講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 秋山風也、小柳潤、山田和彦
2. 発表標題 超小型衛星BEAKミッション用SMAエアロシエルの開発
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

1. 発表者名 竹田悠志、山田和彦、小柳潤
2. 発表標題 火星抗力変調方式エアロキャプチャにおけるエアロシエル分離アルゴリズム手法提案とその評価
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

1. 発表者名 秋山風也、小柳潤、山田和彦
2. 発表標題 極超音速風洞を利用した形状記憶合金型エアロシエルの展開試験
3. 学会等名 令和2年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 竹田悠志、森吉貴大、小柳潤、永田靖典、山田和彦
2. 発表標題 極超音速風洞を用いた展開型柔軟エアロシェル分離試験
3. 学会等名 令和2年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2020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	永田 靖典 (NAGATA YASUNORI) (20635594)	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・特任助教  (82645)	
研究分担者	高橋 裕介 (YUSUKE TAKAHASHI) (40611132)	北海道大学・工学研究院・准教授  (10101)	
研究分担者	佐藤 泰貴 (SATO YASUTAKA) (70726760)	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・准教授  (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
---------	---------