

平成 30 年 6 月 9 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2015～2017

課題番号：15H04205

研究課題名(和文) 膜面シェルを有する宇宙機の超低高度軌道上での挙動推定と超小型衛星による実測

研究課題名(英文) Study on behavior of a spacecraft with membrane aeroshell in super low earth orbit and flight demonstration using a nanosatellite.

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) 9,700,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、超小型衛星に搭載可能な姿勢センサ群を開発し、ISSから放出される超小型衛星EGGを利用し、大気の影響を無視できない超低高度軌道での軽量膜面を有する宇宙機の挙動の実測を行った。超小型衛星EGGの運用において、希薄気体中における軽量の膜面に働く大気抵抗の影響により軌道が変更することを確認するなど、そのダイナミクスを理解するためや解析ツール開発の参照となる貴重な実測データを得ることができた。これらのデータは、運用終了時の衛星を非デブリ化する技術等、将来、超小型衛星にとって重要な技術開発のために役立つと期待される。

研究成果の概要(英文)：In this study, the behavior of a spacecraft with low-mass and large membrane aeroshell in super low earth orbit is measured in real flight using the nanosatellite EGG. The group of attitude sensors including inertial sensor, optical sensor and faraday cup sensors which can be installed in nanosatellite EGG was developed. In EGG's flight operation, we acquired a lot of valuable flight data related to attitude motion and orbit change of a spacecraft with a membrane aeroshell. For example, an orbit change history of EGG by the aerodynamic force acting on the membrane aeroshell in rarefied flow was observed continually. These flight data are expected to be useful for the development of an important technology for nano-satellite, that is, an orbit collapse technology to prevent from becoming space debris.

研究分野：高速流体力学

キーワード：超小型衛星 大気圏突入 柔軟構造体 希薄気体 展開構造物

### 1. 研究開始当初の背景

近年、小型衛星に膜面構造物を取りつけ、軌道上で展開する技術が注目されている。膜面構造物は収納効率がよく、打ち上げ時はコンパクトに畳め、軌道上で展開し大面積を実現できるため、ピギーバックのような搭載スペースが限られている機会を利用することが多い小型衛星とは相性がよい。その応用範囲としては、①膜面エアロシェルを使った大気圏突入回収システム(図1)、②衛星運用終了後に空気抵抗を利用して軌道崩壊を促進する非デブリ化技術、③大口径のアンテナ等が多くの応用方法が提案されており、これからの技術発展が望まれている。この技術が成熟することにより、小型衛星の利用範囲がさらに広がると期待される。



図1：膜面エアロシェルによる大気圏再突入回収システムへの応用例

一方で、小型衛星が多く運用されている低軌道(特に400km以下)では、その軌道や運動に対して、空気力の影響が無視できないことが知られている。さらに、上述の①、②の応用を考えた際、膜面のような軽量かつ大型の構造物を展開し低弾道係数体となった宇宙機では、空気力の影響はより顕著となる。そのため、この領域では、展開した柔軟構造物、希薄な気体と衛星の姿勢運動が連成し、複雑に運動しながら、軌道崩壊していくと考えられ、現時点では、解析だけで、その挙動を予測、推定することは困難である。この領域を飛行する膜面衛星の挙動、ダイナミクスを理解するためには、実際にその高度に柔軟構造体を展開した宇宙機を飛行させて、参照となるフライトデータを実測することは、この分野の発展において非常に重要なステップである。しかし、実際にフライト試験を実施するとすると費用対効果の観点から、なかなか実現できないのが実情である。

### 2. 研究の目的

本研究の主たる目的は、ISSからの放出衛星の機会を利用して、これまでに精緻に取得されたことのない、軽量の膜面構造物を展開した低弾道係数宇宙機の超低高度軌道上での挙動に関するフライトデータ(特に、衛星姿勢運動、軌道崩壊の様子)を取得することである。このデータを参照データとして、関連する各種解析(希薄流体、柔軟構造物、衛星姿勢運動、軌道解析)を実施し、低軌道上での膜面を有する宇宙機の挙動や軌道崩壊の様子を明らかにする。また、それらのデータや解析結果から、逆に、超高層大気環境を推定することも試みる。

### 3. 研究の方法

我々のグループでは、膜面構造体を有する宇宙機のフライト実証機会として、ISSからの超小型衛星EGGの放出機会を得ることができた。この超小型衛星EGGは、膜面エアロシェルを使った新しい大気圏突入回収システムの開発に必要な要素技術を実証することを、オリジナルの目的としているものである。超小型衛星EGG(re-Entry satellite with Gossamer aeroshell and GPS/Iridium)は、柔軟エアロシェルによる大気圏突入回収システムの開発に必要な要素技術(①軌道上でのエアロシェルの展開、②軌道上での民間衛星通信を利用したテレコマ&位置特定システム、③大気圏突入時の空力加熱環境の測定)の実証を目的にした超小型衛星である。図2に超小型衛星EGGの外観を示す。

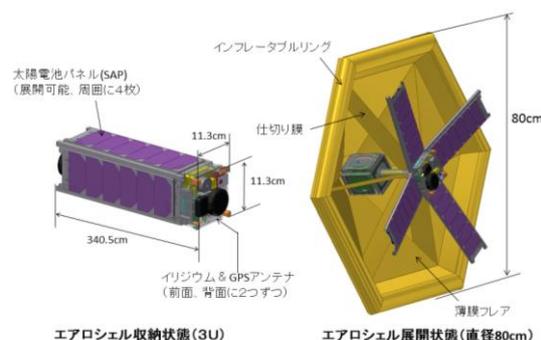


図2：超小型衛星EGGの外観(左：エアロシェル収納状態、右：エアロシェル展開状態)

エアロシェル収納状態では、3Uサイズ(11cm×11cm×34cm程度)であり、周囲の太陽電池パネルを開放し、膜面エアロシェルを展開する。膜面エアロシェルは外周が浮き輪状となっており、そこにガスを注入することにより形状を維持する。エアロシェルの直径は80cm程度、機体の総重量は4kg以下であり、抵抗係数を2.0と仮定したときの弾道係数は4kg/m<sup>2</sup>程度である。通信機はイリジウムSBDモジュールを搭載しており、通信衛星との相対速度がドップラー周波数の許容範囲内であれば、原理上、低軌道上、どの場所においても衛星とデータの送受信が

可能なことが特徴である。

本研究では、この ISS から放出される超小型衛星 EGG の機会をより有効に活用するために、姿勢決定系（慣性センサ、ファラデーカップ、光センサ等）を追加し、さらに、データ通信を効率化させて、衛星姿勢や位置決定系の精度を向上させる。それにより、衛星の姿勢運動や軌道崩壊の様子をより精緻に同定し、膜面を展開した衛星が高度を下げながら軌道崩壊していく挙動を詳細に測定する。それに加え、そのデータをより有意義なものにするために、軌道上での衛星の挙動を予測する解析ツールを整備していく。

#### 4. 研究成果

##### (1) EGG 搭載姿勢決定系の開発

超小型衛星に搭載可能な姿勢センサ系の開発を行った。本研究活動において、開発し、実際に超小型衛星 EGG に搭載し、低軌道上での動作を確認した姿勢センサを下記に示す。

##### ① 慣性センサ

慣性センサとしては、Analog Devices 製の市販品（型番 ADIS16488B）を選定した。47mmx44mmx14mm のサイズで、高精度の 3 軸加速度、3 軸の角速度、3 軸の磁場センサがパッケージされている。このセンサを基板に実装し、FPGA で制御することで、軌道上の EGG の姿勢運動を取得した。

##### ② 太陽電池を応用した受動型光センサ

小型の太陽電池素子を応用し、太陽方向を検知するセンサを開発した。図 3 はその外観である。外側のハウジングも含めて、20mmx10mmx10mm と小型であり、電源供給の必要なく、センサからの電圧出力を読み取るだけで、太陽方向を検知することができる。超小型衛星 EGG には、10cmx10cm の面に 1 つずつ、2 か所に搭載した。



図 3：超小型衛星 EGG 用に開発した受動型光センサの外観

##### ③ ファラデーカップ型進行方向検出センサ

希薄気体中で、衛星の進行方向を検知するためにイオン検出装置として使われているファラデーカップを応用した小型の進行方向検出センサを開発した。図 4 は、その外観で、直径約 30mm×高さ 15mm の円柱形状のセンサ本体とその側面に搭載されたアンプ基板で構成される。中央の孔に正面から入ってくるイオンを電流として検出できるため、衛星の進行方向に対応した出力を得られる。受

動型光センサと同様に超小型衛星 EGG には、10cmx10cm の面に 1 つずつ、2 か所に搭載した。

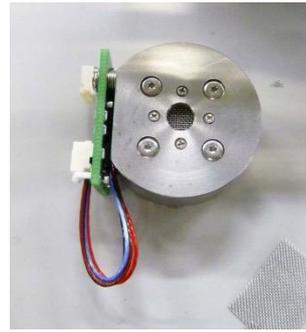


図 4：超小型衛星 EGG 用に開発したファラデーカップ型進行方向検出センサ

新規開発した受動型光センサと進行方向検出センサは、低軌道上で想定どおり機能することを確認できた。図 5 に、その測定結果の一例を示す。それぞれ対面に搭載した光センサ、進行方向検出センサの両者ともに機体の回転運動に同期して背反的に出力を出していることがわかる。この周期は、慣性センサで取得した角速度と一致していることを確認している。また、この場合は、光センサと進行方向センサの出力が同期していることから、太陽方向と進行方向が一致していることがわかる。これらのセンサにより、軌道上での衛星の姿勢運動を計測することができ、その姿勢運動のデータは、今後の膜面衛星の希薄気体中での運動現象の理解のための貴重な参照データとなる。

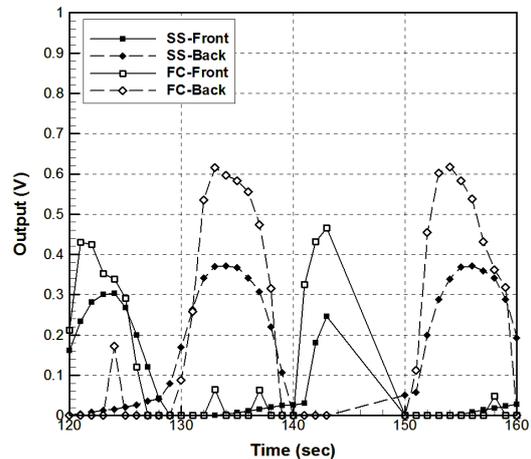


図 5：超小型衛星 EGG 用において、実際に低軌道上で取得した受動型光センサと進行方向検出センサの出力結果

また、それに加えて、将来的には、姿勢制御デバイスへ応用を目指して、プリント基板型の磁気トルカを開発した。ただし、超小型衛星 EGG においては、姿勢制御システムとしては使用せず、姿勢擾乱源として用いる予定であった。図 6 はその外観である。83mmx73mm の 10 層のプリント基板上に、180 巻のコイル

配置している。地上試験において、性能評価を行った上、超小型衛星 EGG に 3 軸方向それぞれに 1 つずつ 3 つ搭載して軌道上実証試験を行った。残念ながら、EGG の想定外の激しい運動のために姿勢擾乱源としての機能確認はできなかったが、この磁気トルカの動作と連動して、磁場センサの出力が確認でき、軌道上での最低限の動作確認はできた。

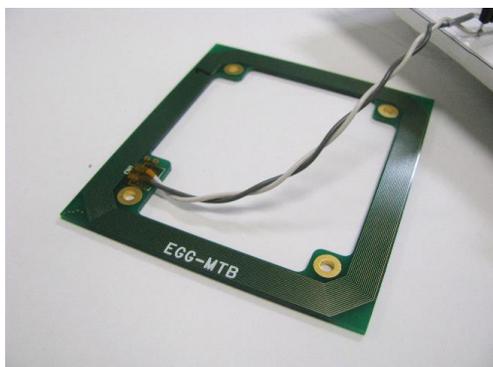


図 6：超小型衛星 EGG 用に開発したプリント基板型磁気トルカの外観

### (2) イリジウムテレコマシステムの開発

超小型衛星 EGG では、テレメトリコマンドシステムとして、民間の衛星通信インフラのイリジウム社による SBD (Short Burst Data) サービスを利用している。図 7 は、超小型衛星 EGG に搭載したイリジウム通信モジュールである。これは、市販されているイリジウム SBD サービス用の通信モジュール (9603 型) を、我々のグループが独自に開発したデータ制御用の FPGA を実装した 6cm×4cm の基板に実装したものであり、大気球実験や観測ロケット実験ではすでに利用されているものである。それを、超小型衛星のテレメトリコマンドシステム用にデータのやりとりのアルゴリズムを開発し、衛星の姿勢情報等を効率よく取得できるようにアップデートした。超小型衛星 EGG は、この通信モジュールのみで運用が行われ、衛星の健全性確認用のデータ、展開膜面の画像データ、本研究で活用する衛星姿勢データを取得することができた。また、図 8 は、超小型衛星 EGG の運用において、イリジウム SBD 通信モジュールにより通信が確立した場所を、緯度・経度マップ上に示したものである。これから、イリジウム通信モジュールは、低軌道上においても、その全地球型の衛星通信網という特性を活かし、地球上どこでも通信が可能な全く新しいテレコマシステムとして利用できることが実証された。なお、この結果より、超小型衛星 EGG は、イリジウム衛星通信を介したテレコマシステムによってのみで運用された世界初の衛星となったといえる。

このシステムは、特別な地上局を必要とせず低軌道上の超小型衛星の運用が可能になるため、今後、超小型衛星を使った技術実証試験のハードルを大きく下げることに貢献すると期待される。



図 7：超小型衛星 EGG に搭載したイリジウム SBD サービスを利用した通信モジュール

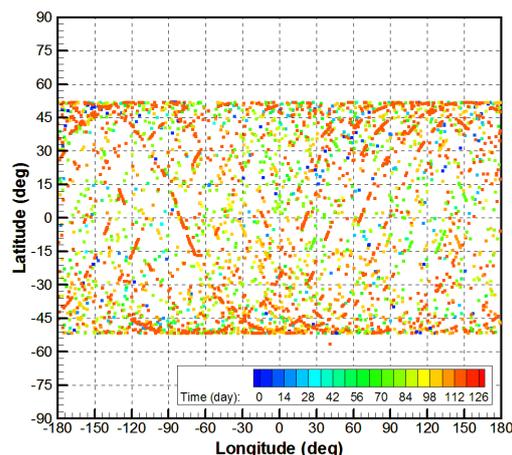


図 8：超小型衛星 EGG がイリジウム通信モジュールにおいて通信に成功した位置情報

### (3) 膜面衛星の軌道崩壊の観察

前述したように、ほとんど大気がないとはいえ、高度 400km 以下の低軌道においては、軌道予測において空気抵抗を無視することはできない。超小型衛星 EGG は、運用中に軽量の膜面構造を展開するので、そのタイミングで、その空気抵抗が大きく増大し、軌道崩壊 (高度の低下率) が促進されると予測された。この膜面構造体に働く空気抵抗によって軌道の崩壊を促進させることは、超小型衛星の非デブリ化技術として注目されているが、それを実際のフライトで観測した例はほとんどない。超小型衛星 EGG においては、前述したイリジウム衛星通信網を利用した全地球型のテレコマシステムと GPS を組み合わせることにより、その軌道方向の様子を連続的かつリアルタイムで観察することに成功した。図 9 は、超小型衛星 EGG において実装した高度履歴 (WGS84 座標系) の結果である。膜面エアロシェルを展開前後で、軌道の降下率が変化していることが確認できる。このデータは、希薄気体中での膜面を有する超小型衛星の空力特性等を予測するための貴重な参照データといえる。また、図 9 からわかるように、地球上どこでもデータが取得できるというイリジウムテレコマシステムの特性により、再突入時のフライトデータも取得できている。これも膜面衛星が、軌道崩壊し、地球大気圏へ再突入する際の実測した貴重なデータである。

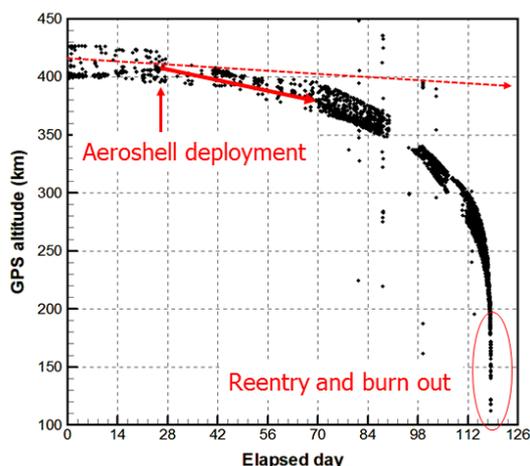


図9：GPSで実測した超小型衛星EGGの運用期間中の高度履歴

#### (4) 希薄気体中での膜面衛星の空力特性

前述したように、超小型衛星EGGで実測した軌道データ、姿勢データ、温度データは非常に貴重なフライトデータである。希薄気体中での膜面構造体の挙動や特性については、これまであまり詳しく研究された例はない。本研究活動では、超小型衛星EGGを対象にして、それで得られたフライトデータを参照にすることで、数値解析ツールなどを整備して、この分野についての現象の理解、空力特性、空力加熱環境の評価を試みている。図10は、超小型衛星EGG周りの流体解析を実施するためのDSMC解析用の計算格子の一例で、図11は、その結果の一例である。背面側から大気圏に突入したと仮定した場合の表面熱流束分布を予測した結果を示している。これらの結果を超小型衛星EGGで実測した大気圏突入時の温度データ等と比較することにより、超小型衛星EGGが大気圏突入したときに状況が明らかにできると期待されている。これ以外にも、膜面の変形形状や衛星姿勢と発生する空気力の特性に関する評価等も実施した。

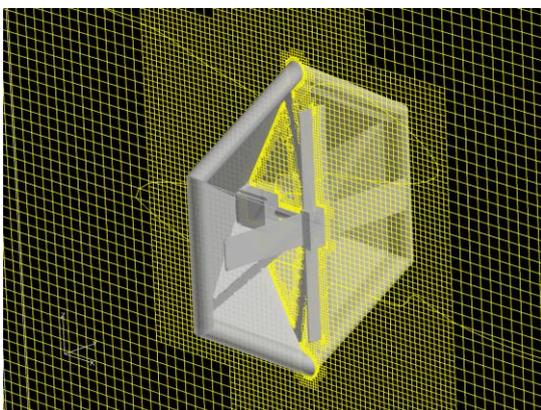


図10：超小型衛星EGG周りの希薄流体を解析するためのDSMC用の計算格子の例

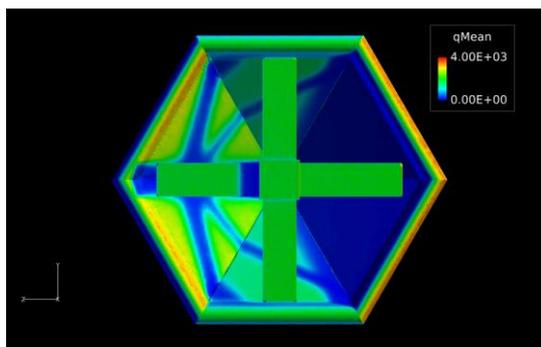


図11：超小型衛星EGGの大気圏突入時の熱流束分布を解析した結果の一例（背面側から大気圏に突入したと仮定した場合）

#### (5) まとめ

本研究活動において、超小型衛星に搭載できる小型の姿勢センサを開発し、イリジウム衛星通信網を利用したテレメトリコマンドシステムを効率化することによって、超小型衛星EGGによる技術実証試験は、大きく価値を増すことができた。これまで、ほとんど実測データがなかった低軌道上での膜面構造を有する超小型衛星の姿勢運動や軌道崩壊に関する貴重なフライトデータを取得することができ、その現象を理解するためのツールの整備も進んだ。ここで得られた成果は、今後、爆発的に利用が伸びると考えられる超小型衛星において重要だとされている、帰還回収技術や運用後の非デブリ化技術の進展に貢献するとともに、これまで測定手段がなかった、高層大気の詳細観測の手法を提供することになると期待される。

#### 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕（計1件）

- ① 山田和彦、鈴木宏二郎、安部隆士、秋田大輔、今村空、永田靖典、高橋裕介、「大気圏突入用展開型柔軟エアロシェルの研究開発とフライト実証試験」日本航空宇宙学会誌、査読有、65巻、2017年、333-340、DOI:10.14822/kjass.65.11\_333

〔学会発表〕（計29件）

- ① 山田和彦、「大気圏突入用展開型柔軟エアロシェルの研究開発とフライト実証試験」、日本航空宇宙学会関西支部第465回航空懇談会、2017
- ② 今村空、展開型柔軟エアロシェルの有するISS放出再突入超小型衛星EGGの成果報告」、平成29年度宇宙航行の力学シンポジウム、2017
- ③ 今村空、「EGG (re-Entry satellite with Gossamer aeroshell and Gps/iridium) ミッションの概要」、第61回宇宙科学技術連合講演会、2017
- ④ 山田和彦、「超小型衛星EGGの開発と運用結果」、第61回宇宙科学技術連合講演会、

- 2017
- ⑤ 永田靖典、「イリジウム SBD 通信を用いた EGG 衛星の運用システムと降下軌道予測」、第 61 回宇宙科学技術連合講演会、2017
  - ⑥ 松丸和誉、「超小型衛星 EGG における柔軟構造エアロシェル」の展開実証」、第 61 回宇宙科学技術連合講演会、2017
  - ⑦ 荒谷貴洋、「EGG 衛星の熱数学モデルによる予測とフライト結果との比較」、第 61 回宇宙科学技術連合講演会、2017
  - ⑧ 莊司泰弘、「EGG 衛星の姿勢運動解析」、第 61 回宇宙科学技術連合講演会、2017
  - ⑨ 渡邊保真、「EGG 衛星における超小型ファラデーカップによる姿勢計測」、第 61 回宇宙科学技術連合講演会、2017
  - ⑩ 高橋裕介、「再突入時における超小型衛星 EGG の空力解析」、第 61 回宇宙科学技術連合講演会、2017
  - ⑪ Naoya Enoki, “Prediction of Electromagnetic Waves Around an Inflatable Reentry Vehicle in an Atmospheric Reentry Mission”, 9<sup>th</sup> JSME-KSME Thermal and Fluids Engineering Conference, 2017
  - ⑫ Kazuhiko Yamada, “Flight experiment of nano-satellite “EGG” for deployment demonstration of membrane aeroshell”, IPPW-14, 2017
  - ⑬ Kazuhiko Yamada, “Re-entry Nano-Satellite with Gossamer Aeroshell and GPS/Iridium Deployed from ISS”, 31<sup>st</sup> ISTS, 2017
  - ⑭ 永田靖典、「イリジウム衛星通信を用いた宇宙飛行体の運用に関する研究」、平成 28 年度宇宙航行の力学シンポジウム、2016
  - ⑮ 渡邊保真、「ファラデーカップによる超小型衛星 EGG における姿勢推定システムの運用」、平成 28 年度宇宙航行の力学シンポジウム、2016
  - ⑯ 永田靖典、「イリジウム SBD 通信の低軌道衛星への適用」、第 60 回宇宙科学技術連合講演会、2016
  - ⑰ 渡邊保真、「ファラデーカップによる超小型衛星 EGG における姿勢推定システム」、平成 27 年度宇宙航行の力学シンポジウム、2015
  - ⑱ 高橋裕介「超低軌道における膜面展開型超小型衛星 EGG の希薄気体解析に向けて」、第 59 回宇宙科学技術連合講演会、2015
  - ⑲ Kazuhiko Yamada, ” Development of Re-Entry Nano-Satellite with Gossamer Aeroshell and GPS/Iridium Deployed from ISS”, 30<sup>th</sup>IST, 2015
  - ⑳ Yasumasa Watanabe, ” Attitude Estimation of Nano-Satellite with Deployable Aeroshell during Orbital Decay”, 30<sup>th</sup>IST, 2015

〔その他〕

ホームページ等  
<http://gd.isas.jaxa.jp/~kzyamada/MAAC/>  
[http://gd.isas.jaxa.jp/~kzyamada/EGG\\_FL\\_2017/](http://gd.isas.jaxa.jp/~kzyamada/EGG_FL_2017/)

6. 研究組織

(1) 研究代表者

山田 和彦 (YAMADA, Kazuhiko)  
 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

(2) 研究分担者

永田 靖典 (NAGATA, Yasunori)  
 岡山大学・自然科学研究科・助教  
 研究者番号：20635594

莊司 泰弘 (SHOJI, Yasuhiro)  
 大阪大学・工学系研究科・助教  
 研究者番号：70582774

高橋 裕介 (TAKAHASHI, Yusuke)  
 北海道大学・工学系研究科・助教  
 研究者番号：40611132

(3) 連携研究者

鈴木 宏二郎 (SUZUKI, Kojiro)  
 東京大学・新領域創成科学研究科・教授  
 研究者番号：10226508

今村 幸 (IMAMURA, Osamu)  
 日本大学・生産工学部・准教授  
 研究者番号：50436515

秋田 大輔 (AKITA, Daisuke)  
 東京工業大学・理工学研究科・准教授  
 研究者番号：30435812

石村 康生 (ISHIMURA, Kosei)  
 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：10333626

中篠 恭一 (NAKASHINO, Kyoichi)  
 東海大学・工学部・准教授  
 研究者番号：60408028