

令和元年6月18日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(A) (一般)

研究期間：2013～2017

課題番号：25249125

研究課題名(和文)スペースプレーン技術の極超音速飛行実証システムの開発研究

研究課題名(英文)Development study of Hypersonic flight demonstrator for spaceplane technologies

研究代表者

澤井 秀次郎(Sawai, Shujiro)

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：30270440

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 34,600,000円

研究成果の概要(和文)：空気吸込式エンジンを用いるスペースプレーンの実現に向けて、飛行実証を通して基盤となる技術を獲得するために、気球による高高度からの落下と小型ロケットブースターによる加速を組み合わせた高速飛行実証システムの構築を目指した。飛行軌道検討を主としたシステム概念検討を行った。その結果を踏まえ、飛行実験機の試作研究を行った。試作研究を通して、システム統合および飛行制御系技術の実践研究を行った。さらに、スペースプレーンに必要な技術として、空力設計技術の研究を行った。実験オペレーションまで想定した実験計画を検討し、本システムのメリットに加え、課題も整理した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

スペースプレーン実現に向けては多岐の分野においてそれぞれ技術課題があり、現状、それらが解決されていないことから、スペースプレーン実現の具体的な目処は立っていない。解決すべき主要な課題は、相互に強く結びついており、各技術要素を切り出して単独で研究を進めるだけでは不十分である。各要素を有機的に研究するためには、飛行実証機体を用意し、その機体を使った飛行実証を通してフィードバックすることが有効である。この点において、本研究は社会的意義をもつと考える。また、具体的な実験機の試作研究を通して、システム技術と要素技術を相互にフィードバックさせることができた点で、学術的意義を有すると考える。

研究成果の概要(英文)：In order to obtain various technologies for realization of spaceplanes using airbreathing engines through flight experiments, development study of high-speed flight experiment system based on combination of a high-altitude balloon and a hybrid rocket booster has been conducted. Conceptual studies of the flight experiment system were conducted. Based on the results of the conceptual study, development study of the flight experiment vehicle was conducted. Through the development study, system integration technology had been acquired, and flight dynamics and control studies were conducted. And also, aerodynamic design of spaceplane airframe was studied. Although no flight experiment chance could be obtained, the development of the flight experiment vehicle has been completed. In addition, a flight experiment plan containing an experiment operation was considered so that merits and problems were extracted and arranged for near-future execution of the flight experiment.

研究分野：宇宙機システム工学

キーワード：スペースプレーン 飛行実験 空気吸込式エンジン 超音速

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19、CK - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

宇宙へ到達するための輸送系において、現在のロケットに変わるものとして、空気吸込式エンジンを搭載したスペースプレーンが従来から研究されてきた。スペースプレーンの利点は、機体が再使用できることに伴う経済性の他、揚力飛行を行うことによりエンジン出力の低減・低燃焼圧化、途中で飛行を中断できるアポート性や空気吸込み式エンジンを使用し酸化剤を搭載しなくてよいことによる高効率化などが挙げられる。一方で、スペースプレーン実現に向けては多岐に亘る分野においてそれぞれ技術課題があり、現状、それらが解決されていないことから、スペースプレーン実現の具体的な目処は立っていない。解決すべき主要な課題は、耐熱材料とそれを利用した構造設計、空気吸込み式エンジン技術、広い速度域を揚力飛行する機体空力形状設計、大きく変化するプラント特性に対応する制御系設計であるが、スペースプレーンの場合、これらは相互に強く結びついており、各技術要素を切り出して単独で研究を進めるだけでは不十分である。各要素を有機的に研究するためには、飛行実証機体を用意し、その機体を使った極超音速飛行実証を通してフィードバックすることが有効である。

本研究では、スペースプレーン技術を step-by-step で獲得していくために、継続的に繰り返すことのできる極超音速飛行実証手段を構築する。具体的には、気球による高高度からの落下と、無火薬式の小型ブースターによる加速を組み合わせ、高速飛行を実現することを目指した。気球による高高度からの落下による加速は、「高高度気球を用いた微小重力実験装置の開発」で新たに切り開いた実験方法である。また、加速用ブースターには、「高レイノルズ数域における CAMUI 型ハイブリッドロケットの燃料後退機構の解明」で開発されるモーターに、空中着火技術等の改良研究を加えて適用することとした。実績のあるこの2つの基盤技術を組み合わせる方法により、上述の国外実験手段に比べて、一桁程度の効率化・低コスト化を実現できると考えた。

2. 研究の目的

本研究は、空気吸込み式エンジンを用いるスペースプレーンの実現に向けて、飛行実証を通して基盤となる技術を獲得することを目指すものである。そのために、気球による高高度からの落下と無火薬式の小型ロケットブースターによる加速を組み合わせ、従来にない低コストの高速飛行実証手段を提案し、特性を検討する。飛行実験システムの検討・試作を行い、最終的に飛行実験を行って実験システムの有効性を実証することを目指す。また、実験システムの試作研究を通して、スペースプレーンの実現に必要な技術の研究、特に空力設計技術の研究を実施する。

3. 研究の方法

本研究では、スペースプレーンに必要な技術の飛行実証のための、気球による高高度からの落下と小型ロケットブースターによる加速を組み合わせ高速飛行実証手段を構築することを目指し、(1) 高速飛行実験システム検討、(2) 飛行実験機の試作研究、(3) スペースプレーンの実現に必要な技術の研究、を行う。(1)で構築を目指す飛行実験システムの概念検討を行い、実験システム形態やサイジングを行う。また、実験運用も含めた検討を行い、飛行実験システムとしての特性を評価・整理する。(2)では、(1)のシステム検討結果を踏まえ、飛行実験機を設計し、試作を行う。試作の過程で、(3)の要素技術研究の成果を取り込むことはもちろん、実験システムを具体的に設計・製作することで、強い相関をもつサブシステムの統合技術(ノウハウ)を蓄積することを意識した。(3)では、スペースプレーンに必要な技術の要素技術研究を行った。特に、空力設計技術に着目し、ウェーブライダーの特性を利用した機体の設計の研究、および、機体とエンジンの空力的統合設計の研究を行う。

4. 研究成果

本研究で得られた成果を、3節で述べた3つの研究項目について以下に示す。

(1) 高速飛行実験システム検討

高高度気球からの落下とハイブリッドロケットブースターによる加速を組み合わせ高速飛行実験システムの概念検討を行った。検討した飛行実験のシーケンスを図1に示す。気球から上空に向かって打ち出す形態も考えられるが、ここでは、実験機を気球から落下させた後、ブースター加速を行う形態を考える。ブースター加速を開始するタイミングにより、(a)引き起こしを行う前に加速するケース、(b)引き起こし中、または引き起こしを行ってから加速するケースがある。飛行実験機システムとしては、図2のような形態を想定する。高高度気球を利用した飛行実験機の相似形状の実験機部に直列にブースターを取り付ける。加速用ブースターとしては、カムイハイブリッドロケットを用いることを想定し、既存のモーターをベースにスケールアップした特性値を用いた。図1に示した飛行実験シーケンスで、できるだけ到達マッハ数を大きくすることを考える。終端の状況、すなわち空気密度が大きくなる低高度で飛行速度が大きくなり、動圧が課題となって構造強度の面で厳しくなること、を考えなければ、重力方向と推力方向を一致させるのが良い。終端の状況(荷重や動圧条件など)を考慮すると、推力方向を適度に水平方向に向けざるを得ない。そこで、荷重や動圧条件を考慮したうえで、到達マッハ数を大きくできる飛行実験軌道を検討した。



(a) 引き起こし前にブースター加速 . (b) 引き起こし後にブースター加速 .
図1 飛行実験シーケンス案 .

図1(a)のような飛行実験軌道を想定したうえで、実際の気球実験としての計画を検討した。図2に示す実験機システム(実験機+ブースター)を気球に垂直に吊り下げ飛揚する。高度40km程度で、実験機システムは気球から分離され落下を開始する(X)。自由落下中X+15~20sで、ハイブリッドロケットモーターに点火し、ブースターによる加速を開始する。動圧上昇に伴い、実験機の操舵翼による空力姿勢制御を行う。ブースター点火後15秒で燃焼が終了し、実験機は最高速度に到達する。燃焼終了後、速やかに実験機部とブースターは切り離され、実験機は高速での飛行を継続する。この間、高速飛行環境を利用したオプション実験として、搭載した小型ジェットエンジンの燃焼実験を行う。実験機は空気抵抗により速度・高度を下げ、最終的に着水する。

(2) 飛行実験機の試作研究

高速飛行実験システムの概念検討を踏まえ、図2に示したような実験機システムのサイズを想定し、実験機部の試作研究を行った。図3に実験機部の概要図を示す。実験機部は、高高度気球を用いた飛行実験機(BOV#3)の形状から相似のままスケールダウンする。実験機外形形状はBOV#3と相似としているので、空力データは基本的にそのまま用いることができる。エンジン供試体としては、飛行実験によって実証すべきエンジン技術項目を外界との境界をなすインテーク・ノズルに絞り込み、これら以外の部分を簡略化したラムジェットエンジンを搭載する。構造は、BOV#3の経験は踏襲するものの、サイズが大きく異なることから、機器配置を含め新規設計した。電気機器を搭載するための与圧構造部を設ける。水平尾翼に加え、垂直尾翼も可動とし、ミスアライメントなどに起因する大きなプラント誤差にも対応できるようにした。アピオ機器は、BOV#3での構成・設計方針を踏襲しつつ、機体サイズに適應するハードウェア構成とした。通信アンテナについても同様である。回収のためのパラシュートは、BOVと同様、機体後部から放出する。やはり実験機サイズの変更により、パラシュート構成の再検討を行った。BOV#3の超音速パイロットシュートをドロークシュートとして使用する。また、メインシュートにはフロート機能を持たせることで、着水後に浮揚するための浮力を確保する。飛行制御系については、可動とする垂直尾翼を用いた制御系を再構築し、BOV#3実験を通して得られた不確定要素の分散を考慮した検証を行った。

ブースターロケット部は、図2に示すように、円筒の内部に、ヘリウム気蓄器、液体酸素タンク、モーターケース(燃焼器)とこれらを接続する配管類が艤装される。気蓄器にはヘリウムが充填され、液体酸素タンクを加圧する。ブースター部の円筒後部には、4枚の垂直安定板を設ける。これにより、実験機システム全体での空力静安定性を確保する。ブースター部と実験機部の結合/分離は、マルマンバンド方式で行う。

図4に、実験機システムの空力特性を評価するための風洞実験模型を示す。ブースター部の空力安定板の特性をはじめ、全機の空力特性を評価した。ここで得られた特性は、高速飛行実験システムの検討のフィードバックされた。実験機のアピオニクスシステムの検討を行って、実際に

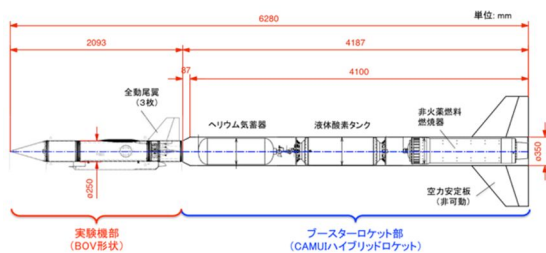


図2 高速飛行実験システム実験機

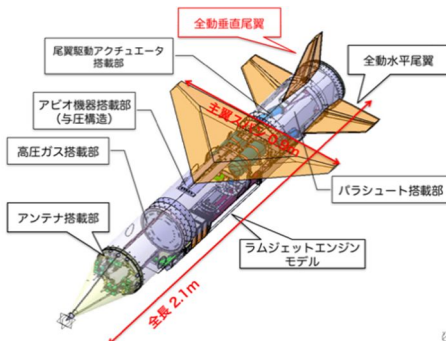


図3 実験機部概要図 .

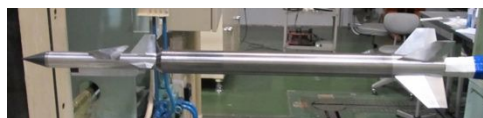


図4 空力特性評価のための風洞実験模型 .

試作した(図5). 各サブシステムを試作し, 機能確認した後, 実験機部のシステムとして組み立てた(図6).

(3) スペースプレーンの実現に必要な技術の研究

飛行制御技術の研究として, 飛行実験機の飛行制御系の検討を行った. 上述の高高度気球を用いた飛行実験の飛行データに対し, これをシミュレーションで再現することで, 実際の飛行で注意すべき課題の抽出を行った. モデルのパラメータの不確定性(例えば, 空力係数誤差)や慣性モーメント, 重心位置の誤差, エンジン排気流やガスジェット排気流との機体干渉など外乱トルクを発生させる要因を検討し, これをモデル化する. これらを数値シミュレーションに反映させ, 実際の飛行で得られた姿勢や角速度を再現できるようなパラメータ変動を見つけるべく, テレメトリデータの角速度履歴とシミュレーション結果の角速度履歴の間の誤差を小さくするパラメータ推定を実施した.

TSTO 初段の空力設計では多くの課題があるが, その1つである高揚抗比の実現に着目し, 理論的には高揚抗比が達成できるとされるウェーブライダー(WR)を TSTO 初段の空力形状に適用する研究を行った. 現実的な機体構造製作を考慮して, 厳密な WR 形状を幾何的に簡略化した形状の特性について, 風洞実験および CFD により評価した(図7).

(4) まとめ

気球とロケットブースターを組み合わせた高速飛行実験システムの概念を提示し, そのシステム検討を行った上で, 実験機システムの試作を完了できたことは大きな成果であると考えている. 一方で, 気球実験を取り巻く状況の変化もあり, 本実験システムを気球実験にて実証できなかったことは大きな課題として残った. しかしながら, 気球実験の計画検討を行うことができ, またその過程で, 気球システムとの I/F の課題や, 気球実験の状況の変化について総合的に検討を行って, 実験システムとしての課題を識別できたことも重要な成果であったと考えている. 今後は, 得られた成果を学術雑誌等に投稿するとともに, 本研究で目指した, スペースプレーン技術の飛行実験システムの構築に繋げていきたい.

5. 主な発表論文等

[雑誌論文](計 5 件)

- [1] Yusuke MARU, Hatsuo MORI, Takashi OGAI, Noriyoshi MIZUKOSHI, Shinsuke TAKEUCHI, Takayuki YAMAMOTO, Tsuyoshi YAGISHITA, Satoshi NONAKA, Anomaly Detection Configured as a Combination of State Observer and Mahalanobis-Taguchi Method for a Rocket Engine, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol. 16, No. 2, pp. 195-201, 2018
- [2] 丸祐介, 石川毅彦, 坂東信尚, 澤井秀次郎, 清水成人, 坂井真一郎, 吉光徹雄, 小林弘明, 菊池政雄, 山本信, 福山誠二郎, 岡田純平, 菅勇志, 梯友哉, 福家英之, 伊藤琢博, 水島隆成, 江口光, 気球を利用した微小重力実験のための, 一軸制御型機体システムの開発と飛行実験結果, 日本航空宇宙学会論文集, 63 巻 (2015) 6 号
- [3] Masao KIKUCHI, Takehiko ISHIKAWA, Shin YAMAMOTO, Shujiro SAWAI, Yusuke MARU, Shinichiro SAKAI, Nobutaka BANDO, Shigehito SHIMIZU, Hiroaki KOBAYASHI, Tetsuo YOSHIMITSU, Yuji KAN, Takanari MIZUSHIMA, Seijiro FUKUYAMA, Junpei OKADA, Shinichi YODA, Hideyuki FUKU, Yuya KAKEHASHI and Tatsuaki HASHIMOTO, Results of Microgravity Experiments Using the Balloon Operated Vehicle with a New Drag-Free Control Method, Int. J. Microgravity Sci. Appl. 32 (2) 2015.
- [4] ETOH, H., TSUBOI, N., MARU, Y., & FUJITA, K., Aerodynamic Characteristics of Simplified Waveriders. TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, 12(ists29), Pg_25-Pg_31. (2014).
- [5] 丸祐介, 澤井秀次郎, スペースプレーン技術実証のための, 気球を利用した飛行実験システム, 日本航空宇宙学会誌, Vol.61, No.11, pp.357-364 (2013)

[学会発表](計 25 件)

- [1] 津地歩, 永田晴紀, 液体酸素を用いた端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度のモデル化, 日本機学会 2018 年度年次大会, 吹田, 2018 年.



図5 試作したアビオニクスシステム.



図6 試作した飛行実験機部.

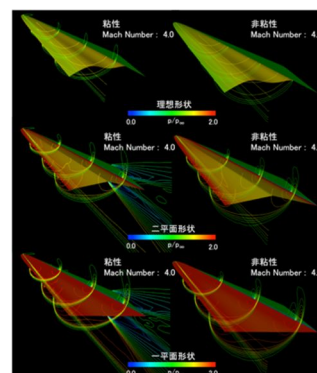


図7 擬似ウェーブライダー形状の流れ場.

- [2] Dahal, N., Fukiba, K., Itou, Y, Mizuta, K., Maru, Y., Pressure Mode Classification of the Supersonic Flow over a Rigid Parachute Model with Suspension Lines, 22nd AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2018.
- [3] 齋藤勇士, 津地歩, 永田晴紀, 可視化燃焼器を用いた端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退特性の調査, 第 1 回ハイブリッドロケットシンポジウム, 相模原, 2018 年.
- [4] 今井真冬, 真子弘泰, 丸祐介, 澤井秀次郎, ウェーブライダー形状の非設計点における空力性能に関する研究, 平成 29 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2017 年.
- [5] 丸祐介, 澤井秀次郎, 永田晴紀, 小林弘明, 坂東信尚, 吉光徹雄, 江口光, スペースプレーンに必要な技術のための FTB のシステムと飛行軌道の検討, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 新潟, 2017 年.
- [6] Yusuke Maru, Shujiro Sawai, Harunori Nagata, Nobutaka Bando, Shinichiro Sakai, Tetsuo Yoshimitsu, Ken Goto, Hikaru Eguchi, A high-Speed Flight Experiment System with Combination of a High-Altitude Balloon and a Rocket Booster for Flight Demonstration of Technologies Needed for Spaceplane, 31st International Symposium on Space Technology and Science, Matsuyama, 2017.
- [7] Tomoki Uzaki, Tomoyuki Muta, Nobuyuki Tsuboi, Yusuke Maru, Kazuhisa Fujita, A Numerical and Experimental Approaches on Aerodynamic Characteristics of Waverider with Orbiter, 31st International Symposium on Space Technology and Science, Matsuyama, 2017.
- [8] 広瀬航, 吹場活佳, 中嶋賢二, 丸祐介, 低圧環境下におけるジュール加熱を用いた点火器の温度制御, 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2017 年.
- [9] 丸祐介, 澤井秀次郎, 永田晴紀, 坂東信尚, 坂井真一郎, 吉光徹雄, 江口光, 気球を利用したスペースプレーン技術実証機の研究, 平成 28 年度大気球シンポジウム, 相模原, 2016 年.
- [10] 丸祐介, 澤井秀次郎, 坂東信尚, 永田晴紀, 吉光徹雄, 坂井真一郎, 江口光, 高高度気球を利用した高速飛行 FTB システム, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 函館, 2016 年.
- [11] 齋藤勇士, 横井俊希, 安河内裕之, 添田建太郎, 戸谷剛, 脇田督司, 永田晴紀, 端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性に関する研究, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 函館, 2016 年.
- [12] 五十地輝, 植松努, 川端良輔, 高梨知広, 永田晴紀, 二段式 CAMUI 型ハイブリッドロケットの飛行実験による空中発射運用のための液体酸素セトリングの方法, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 函館, 2016 年.
- [13] 丸祐介, 澤井秀次郎, 永田晴紀, 坂東信尚, 小林弘明, 坂井真一郎, 後藤健, 佐藤哲也, 高高度気球とロケットを組み合わせた高速飛行実験システムの検討, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 鹿児島, 2015 年.
- [14] Nagata, H., Teraki, H., Kanai, R., Yasukochi, H., Wakita, M., Totani, T., Verification Firings of End-burning Type Hybrid Rockets, 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, FL, USA, 2015.
- [15] Takehiko Ishikawa, Masao Kikuchi, Shin Yamamoto, Shujiro Sawai, Yusuke Maru, Shinichiro Sakai, Nobutaka Bando, Shigehito Shimizu, Hiroaki Kobayashi, Tetsuo Yoshimitsu, Low Gravity Environment Obtained by a Freefall Capsule with a High Altitude Balloon, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, 2015.
- [16] Tomoyuki Muta, Haruka Etoh, Nobuyuki Tsuboi, Yusuke Maru, Kazuhisa Fujita, Aerodynamic Characteristics Study on Waverider for Applying to TSTO, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, 2015.
- [17] 山口裕介, 吹場活佳, 小野裕太, 綿引雅一, 丸祐介, 超音速機の姿勢制御におけるジェット噴射位置の違いによる影響, 日本航空宇宙学会第 46 期年会講演会, 2015 年.
- [18] T. Ono, K. Fukiba, Y. Yamaguchi, Y. Maru, Wind Tunnel Test on New Reaction Control System without High-Pressure Source, 11th International conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, 2014.
- [19] 丸祐介, 澤井秀次郎, 永田晴紀, 気球を利用した高速飛行実験機の空力特性, 平成 26 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2014 年.
- [20] 小野裕太, 吹場活佳, 山口裕介, 丸祐介, 高圧源を必要としない姿勢制御ジェットに関する風洞実験, 平成 26 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2014 年.
- [21] 丸祐介, 澤井秀次郎, 小林弘明, 坂東信尚, 坂井真一郎, 後藤健, 永田晴紀, 大気球を利用したスペースプレーン技術の高速飛行実験システムの開発研究, 平成 26 年度大気球シンポジウム, 相模原, 2014 年.
- [22] 衛藤遥, 坪井伸幸, 丸祐介, 藤田和央, 簡易ウェーブライダー形状の空力特性評価: 鈍頭前縁形状が空力特性および表面熱流束に与える影響, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 長崎, 2014 年.
- [23] 齊藤翔造, 吹場活佳, 丸祐介, 小野裕太, 山口裕介, 姿勢制御ジェットと超音速流の干渉における姿勢角の影響, 平成 25 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2013 年.
- [24] 衛藤遥, 坪井伸幸, 丸祐介, 藤田和央, ウェーブライダー形状の空力特性評価: 形状の簡易化がオフデザイン特性へ与える影響, 第 57 回宇宙科学連合講演会, 米子, 2013 年.
- [25] 丸祐介, 澤井秀次郎, 小林弘明, 坂井真一郎, 坂東信尚, 清水成人, 永田晴紀, 上野誠也, スペースプレーン技術の高速飛行実験システムの開発構想, 大気球シンポジウム 2013, 相模原, 2013 年.

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

出願状況(計 0 件)

取得状況(計 0 件)

〔その他〕

ホームページ等

<http://www.isas.jaxa.jp/topics/000196.html>

<http://www.isas.jaxa.jp/home/sawai/index.html>

6. 研究組織

(1)研究分担者

研究分担者氏名：坂井真一郎

ローマ字氏名： Sakai, Shinichiro

所属研究機関名：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

部局名：宇宙科学研究所

職名：准教授

研究者番号(8桁)：10342619

研究分担者氏名：坂東信尚

ローマ字氏名：Bando, Nobutaka

所属研究機関名：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

部局名：宇宙科学研究所

職名：助教

研究者番号(8桁)：10415896

研究分担者氏名：丸祐介

ローマ字氏名：Maru, Yusuke

所属研究機関名：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

部局名：宇宙科学研究所

職名：助教

研究者番号(8桁)：20524101

研究分担者氏名：永田晴紀

ローマ字氏名：Nagata, Harunori

所属研究機関名：北海道大学

部局名：工学研究院

職名：教授

研究者番号(8桁)：40281787

研究分担者氏名：後藤健

ローマ字氏名：Goto, Ken

所属研究機関名：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

部局名：宇宙科学研究所

職名：准教授

研究者番号(8桁)：40300701

研究分担者氏名：小林弘明

ローマ字氏名：Kobayashi, Hiroaki

所属研究機関名：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

部局名：宇宙科学研究所

職名：特任准教授

研究者番号(8桁)：50353420

(2)研究協力者

研究協力者氏名：吉光徹雄

ローマ字氏名：Yoshimitsu, Tetsuo

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、研究者個人に帰属されます。