

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 27 年 6 月 9 日現在

機関番号：11301

研究種目：基盤研究(A)

研究期間：2012～2014

課題番号：24246136

研究課題名(和文) 世界初の火星飛行探査実現に向けた基盤研究と高高度飛行試験

研究課題名(英文) Key technology Research and High-altitude demonstration to realize the world first Mars exploration using Airplane

研究代表者

永井 大樹 (Nagai, Hiroki)

東北大学・工学(系)研究科(研究院)・准教授

研究者番号：70360724

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 35,100,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、火星大気中を飛行しながら探査を行う火星飛行機の実現を目標とし、その探査機実現の鍵を握る基盤技術の研究開発(空力、推進、制御、構造、電源、熱など)を行った。その結果、個別の技術に関しては、高性能な翼型や超軽量の機体構造の開発など一定の目処が立った。今後は、火星飛行環境を地球上で模擬可能な高度35km程度の高高度において、火星飛行機の飛行実証試験を行うことで、個別の技術を統合したシステムである火星飛行機の実現可能性を示すこととする。

研究成果の概要(英文)：In this study, we aimed for the realization of a Mars airplane which flying the Mars atmosphere. The fundamental key technology (Aerodynamic, Structure, Control, Propulsion, Power, Thermal, etc.) to realize the Mars airplane were researched and developed. As a result, about the developed individual technique, a high-performance wing and an ultra-lightweight airframe structure, etc., were able to get enough performance to let a system of the Mars airplane satisfy.
In the future, we will conduct a flight demonstration test of an integrated airplane system at a high-altitude in the vicinity of 35 km on earth, where the Mars environment can be simulated; air density and temperature is almost same, and demonstrate the feasibility of the realization of the Mars airplane.

研究分野：航空宇宙流体工学および熱流体工学

キーワード：Mars Airplane Low Reynolds High-Altitude Aerodynamics Mars Exploration

1. 研究開始当初の背景

太陽系惑星の1つである火星の探査は、太陽系の起源や生命誕生における謎の解明につながる科学ミッションとして、科学者・研究者を魅了し続けている。この中で、近年、火星大気中を飛行する探査機、すなわち飛行機を利用した火星探査が注目を集めている。飛行機による探査では、地上に近い上空を飛行するため、周回衛星では得られなかった高解像度の写真やローバーなどよりも長距離を短時間で移動することが出来る利点などがある。特に、マリネリス峡谷などの切り立った崖などの調査は、火星飛行機しか出来ない。しかし、火星大気密度は地球の1/100程度と非常に小さく、飛行機が飛ぶための揚力を得るのが難しいことや飛行機の飛ぶ方向を決めるためのGPSや磁気方位計などが使えない、強風・突風の存在など、たくさん問題を抱えており、これまでにどの国に於いても実現していない。

そこで、本研究では世界に先駆けて、飛行機による火星の探査を実施することを目的とした基盤研究を行うこととした。すなわち、“世界初”の火星飛行機による探査を実現することで科学成果は元より閉塞感の漂う日本を元気づけ、科学に対する求心力を高めるとも目的の一つとしている。

2. 研究の目的

火星大気中を飛行しながら探査を行う火星飛行機の実現を目指して、火星の厳しい環境に打ち勝ち、その実現の鍵を握る基盤技術の研究開発(空力、推進、制御、構造、電源、熱など)を開発することを目的としている。

また開発された基盤技術は、地球上で火星飛行環境(大気密度、温度)を模擬することが可能な高度35km付近の高高度において実際に飛行機を飛ばすことで、技術の実証を行い、火星飛行機の実現可能性を示す。

3. 研究の方法

本研究では、火星飛行機実現のための基盤研究とその実証試験の二つに大別して、研究を進めた。

前者に関しては、まず火星飛行機概念検討を実施した。その概念図を図1に示す。飛行機の諸元は、スパン約2.5m、全長2m、重量約4kgとなっており、火星へのエントリカプセルに搭載する必要から主翼は折りたたみ式となっている。基盤研究ではこの概念検討の結果から、必要な研究課題を抽出し、以下の課題に関して研究を進めた。

- (1) 低レイノルズ数における高性能翼の開発
- (2) 革新的超軽量機体構造の研究開発
- (3) 低レイノルズ数・高マッハ数における高性能回転翼の研究開発
- (4) 超軽量リチウムイオンバッテリーおよび高効率太陽電池セルの研究開発
- (5) GPS・方位計なしの自律航行システム研究開発

(6) 希薄気体環境下での高効率熱管理システムの研究開発

(7) カプセルからの離脱及び翼の展開技術



図1 火星飛行機概念図

後者に関しては、北海道大樹町にあるJAXA大樹航空宇宙実験場を利用し、大気球を用いて飛行試験機を高度40kmまで上昇させたのち、気球から切り離しておよそ高度35kmの高高度で飛行させる計画としている。地球上で高度35kmは、火星の地表面と同等の大気密度、温度となるため、基盤技術で開発した技術の実証に非常に適しており、ここで得られた成果を実際の火星飛行機の研究開発に直接的に貢献できるといえる。

4. 研究成果

ここでは、基盤技術研究と高高度実証試験の成果について述べる。

まず基盤技術研究の結果について纏める。研究成果は、3章に挙げた各項目について、それぞれ以下の通りとなる。

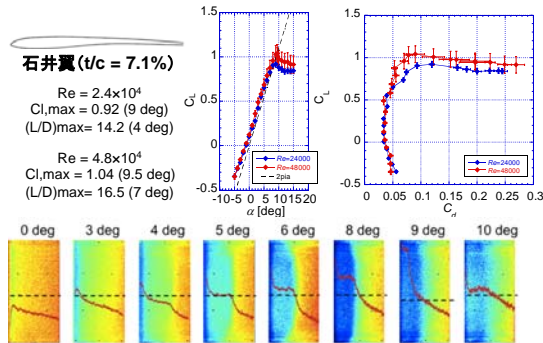
(1) 火星飛行機で特徴的となる低レイノルズ数($Re=10^4$ 程度)翼周り流れ場では、翼上面の流れは剥離しやすく、翼の揚抗比 L/D は急激に低下するなど空力性能が極端に低下することが知られている。このため火星飛行機の実現のためには、このような低レイノルズ環境下でロバスト(性能が急激に変わらない)かつ高性能な翼型とする必要がある。

模型飛行機(ハンドローンチドグライダー)では、火星と同等の低レイノルズ数領域で高性能な翼型・翼形状が存在する。その中で最も滑空性能が良い翼型は石井翼(Ishii Airfoil)と呼ばれ、注目を集めている。

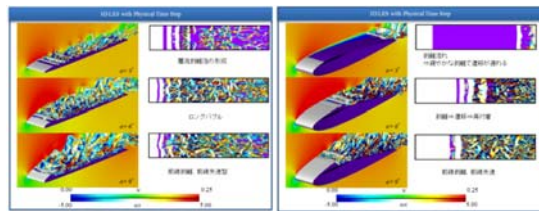
我々は、火星飛行機用の翼型として、まずはこの石井翼に着目し、その空力性能を評価した。試験は、東北大の火星大気風洞を用いた2次元翼の試験、西日本工業大学の変圧風洞を用いた3次元翼の試験、LES計算による非定常流れ場の評価および実験の比較である。それらの一連の結果を図2に示す。この翼型は火星飛行機で想定している巡航レイノルズ数領域において高い揚力係数 C_{Lmax} をもち、抗力係数 C_{Dmin} も小さい、すなわち L/D が大きい。加えて、失速角付近で急激な揚力の現象は見られない、低レイノルズ数領域において非常に理想的な翼型であるといえる。また同時に一連の実験/CFD解析を通して、低レイノルズ数領域における翼面上の流れ場の理解が大きく向上した。

さらにこの石井翼に対してさらに空力性能を向上させた翼型の探査も行った。探査は、多目的最適設計手法を用い、また得られた翼

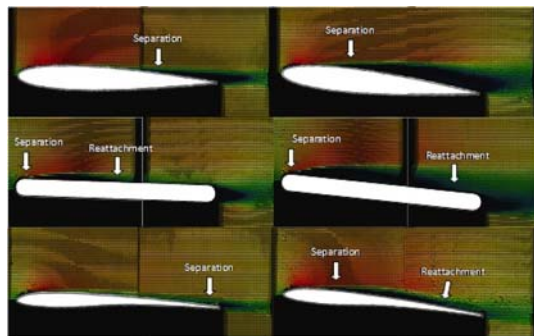
型に対して実験で検証を行った。その結果、石井翼に対して、その性能が約 2 割向上した翼型を見出した。(図 3)



(a) 石井翼の空力特性および圧力分布計測結果 (2 次元)



(b) LES 計算による翼面上の流れ場



(c) 石井翼 (3 次元) の空力特性計測結果
 図 2 石井翼の空力特性評価

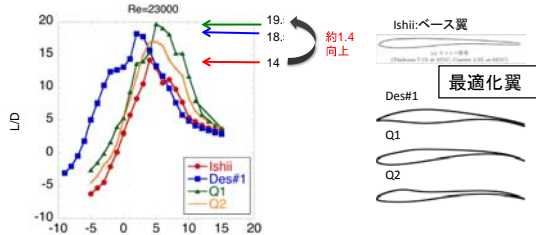


図 3 実験による最適翼型の性能検証

(2) 火星の重力加速度は地球の約 1/3 であるが、大気密度は 1/50~1/100 程度である。即ち火星飛行機を成立させるには、地球の航空機と比較して翼を大型化するが、高速で飛行して空気力を確保する必要がある。現状では観測条件や必要電力等の理由から大幅な飛行速度の増加は難しく、比較的大型の翼を装備する事が想定されている。

この場合の構造への要求は単純であり、なるべく軽量の翼を提供することである。すな

わち揚力の釣り合い式から、火星探査用航空機においては主翼の軽量化が重要な課題である事が示されている。

このような要求に対して、本研究では以下の2つの方式について検討を行った。一つは、通常の航空機と同様の桁・小骨・表皮で構成される翼形式で、軽量の桁を製作する方法であり、もう一つは軽量プラスチック成形技術による超軽量機体構造を作製する方法である。まず前者については、アルミもしくはマグネシウムの超軽量削り出し加工と薄層プリプレグ CFRP (0.05mm/枚) 表皮板による製造法を検討し、その結果、最小厚み 0.3mm のマグネシウム削り出しで安定した加工に成功し、スパン長 0.5m、翼弦長 125mm、8.6mm 厚みの桁+小骨の構造で約 15g (約 240g/m²) を達成した (図 4)。

後者については、炭素繊維強化プラスチック製の桁と小骨構造および発泡スチロール製の外板の主翼構造様式を検討し、半裁翼の試作を行って目標面密度の実現可能性について評価した (図 5)。また、発泡材料の予備引張試験、放射線被爆予測と簡易試験を実施した。さらに構造様式の改良と試作を繰り返し、面密度 386g/m² (目標 389g/m²以下) でほぼ終局荷重倍数に耐え得る主翼構造の試作を完了した。



図 4 マグネシウムの削り出し加工による主翼構造の試作

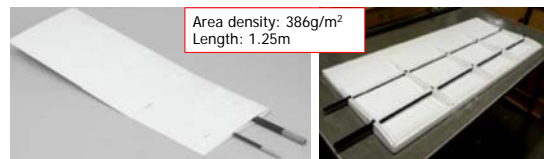


図 5 軽量プラスチック成形技術による試作

(3) 火星飛行機のプロペラは $10^3 \sim 10^4$ 程度のレイノルズ数 (Re), $0.3 \sim 0.6$ のマッハ数 (M) での作動が予想される。この程度の Re で作動する回転翼としては、ラジコン飛行機の小型プロペラ、小型ヘリコプタ用のマイクロロータがあるが、その設計方法は確立されていない。地球での小型回転翼と比較して、火星飛行機用プロペラには以下の特徴がある。
 ①火星飛行機用プロペラでは、マッハ数が高い。
 ②火星飛行機用プロペラでは、空気力に比べ大きな遠心力が作用する。火星飛行機用プロペラを開発するに当たっては、地球での小型回転翼に関する成果を踏まえ、上記 2 点に注意した設計を行う必要がある。

このため、本研究では、低レイノルズ数、高マッハ数で高い推進効率を持つコンパクトなプロペラ、及びプロペラを駆動する軽量で高効率なモータ、同ドライバを開発することとし、研究開発を進めてきた。

まずプロペラの翼型については、初期の段階では、 10^3 程度の低レイノルズ数で性能が良いとされる三角翼型で設計を行ったが、Adkins と Liebeck のプロペラ設計手法の妥当性を評価したのち、プロペラ効率を上げるために翼型の改良を行った。その結果を図6に示すように高迎角に於いて性能が大幅に向上した。

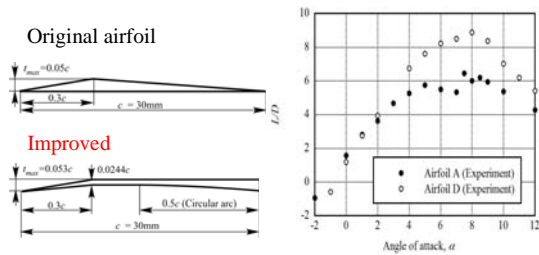


図6 プロペラ用三角翼の開発

次に火星飛行機の質量制約が厳しい中、質量の20%を占めるモータとそのドライバの質量を低減することは必須である。本研究では、駆動時のモータ内部の温度上昇を把握し、熱伝達特性の改良を行い、仕様に対してモータサイズを最適化し、ドライバの部品選定過程で軽量化可能な素子ならびに構成を選択することで、軽量化を図ることにおおよそ成功した。

(4) 提案している火星飛行機では機体内蔵したバッテリーから放電して飛行しつつ、機体表面に搭載した太陽電池で発電して航続距離の延長及び軟着陸後の動作継続を図ることを目的としている。このため、軽量・高エネルギー密度のバッテリーおよび火星に適した太陽電池の開発が求められている。

まずバッテリーに関しては、本研究では、アルミニウムに代えてステンレス箔を基材に用いたラミネートフィルムでケースを製造した(図7)。バッテリーは、容量10Ahのセルを試作し、エネルギー密度118Wh/kgという従来にない高いエネルギー密度を達成した(4.1V充電時)。このような10Ah級の小型宇宙用電池はこれまで存在しないため、他の小型宇宙ミッションへの貢献も期待できる。

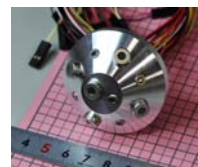
定格容量	10Ah
寸法	184 x 154 x 8.4 mm
質量	330g以下
エネルギー密度	118Wh/kg
ラミネート構成	PET/SUS/PP



図7 SUSラミネートLi-ionバッテリー

次に、太陽電池には、高出力密度特性(W/kg, W/m²)が求められる。そこで約30%の高い変換効率を持ちながら、厚み約10μmで軽量・柔軟なIMM3J太陽電池セルをベースに改良を加えた。本研究では、太陽電池は、IMM3Jセルの構造を改変して、火星大気を通過した太陽光スペクトルに最適化することで、従来型から約9%の効率向上を達成した。典型的な条件での発生電力は約14mW/cm²であった。

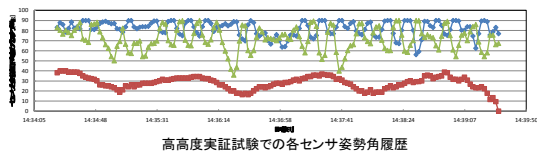
(5) 火星ではGPSが利用できないこと(火星にはGPS衛星がない)、磁気方位計が使えないこと(火星には地球のようなS極、N極といった磁場がない)、エアデータセンサの精度が落ちること(大気密度が薄い)、などが航法誘導制御の点からは非常に不利な点である。また誘導航法制御機器の軽量化も火星飛行機の成立性の観点から重要である。もちろん、地球火星間の通信距離・通信速度を考えると遠隔操作をすることは難しく、自律飛行システムを組み込む必要がある。このことから、太陽光と地面からの輻射を利用した姿勢検出装置の設計や搭載予定センサ評価実験、角速度計出力を利用した任意個数のバーチャルセンサを構成するアルゴリズムの開発、姿勢検出ユニットの試作などを行った。(図8)また地表や大気からの放射を利用して姿勢角を推定する姿勢角推定システムとそのアルゴリズムを提案した。さらにエンジニアリングモデル、フライトモデルを製作し性能評価を行った。その結果、約1.2°の精度で姿勢検出が可能であることを示した。



姿勢検出センサフライトモデル



ゾンデを使った高高度実証試験



高高度実証試験での各センサ姿勢角履歴

図8 姿勢検出センサフライトモデルおよびその試験

(6) 火星飛行機において持続的な飛行および軽量化を図るためには、プロペラ推進用のモータからの局所的な発熱を効率よく大気中へ放熱し、一定温度に保つことが不可欠である。ここでは、飛行機の熱システムに関する一次検討として、火星探査航空機の熱数学モデルを構築し(図9)、ミッションシナリオに沿った運用の中で、どのサブシステムがクリティカルに影響を及ぼすのかを調査した。その結果、プロペラを駆動させるモータの発熱が非常に大きく、ミッション時間内にその許容温度範囲を大きく超えることが分かった。これに対して、モータの放熱機構を

別途検討し、モータのケースに肉抜き穴を開け、ステータを直接空冷することで、温度上昇を抑え、許容温度範囲に抑える見通しを得た。これらの結果は、モータの試作に反映し、(3)への結果に繋がっている。

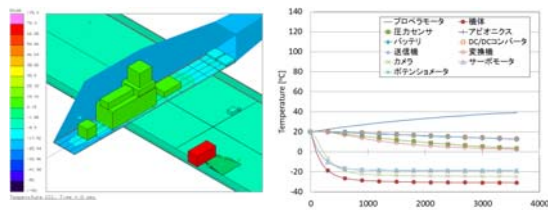


図9 火星飛行機の熱解析モデルとその結果

(5) 提案している火星飛行機の場合には、エント리카プセル搭載への制限から、主翼は折り畳まれた状態で輸送され、最終的には火星の上空でカプセルから放出され、そのあと落下しながら展開する必要がある。この展開時に翼が受ける空気力によって、機体の挙動が不安定になる可能性が指摘されている。この空中展開はミッションの中でもリスクが高いため、なるべく単純かつ軽量の展開機構の開発と、展開時の空気力を考慮した展開挙動シミュレーションが必要となる。

本研究ではこの課題に対してマルチボディダイナミクスを応用したモデルに様々な姿勢における空気力の見積り（実験および計算）を組み合わせたシミュレーション技術の開発を行った（図10）加えて、安全・確実な展開を行うために、開発したシミュレーション技術を用いてロバスト性解析を実施した。ここでは、展開時に予想される環境条件のばらつきを落下速度、周囲風速、ピッチ角、高度などの4つに限定して、解析を実施している。最終的に、このロバスト性解析の中で、展開機構質量を抑えながら安全に展開するための展開機構を「展開トルクスケール F 」という概念を導入し、設計法として提案している。

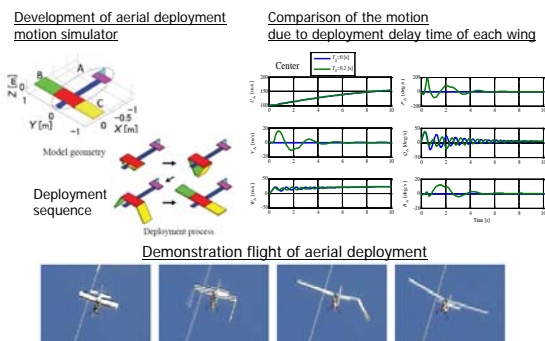


図10 展開シミュレーションとその検証試験

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計17件)

- ① 栗原真之, 望月俊希, 得竹浩, "サーモパイルセンサを利用した小型姿勢検出システムの開発", 航空宇宙技術, Vol. 14, pp.7-15, 2015. 査読有
doi:10.2322/astj.14.7.
- ② Anyoji, M., Nonomura, T., Aono, H., Oyama, A., Fujii, K., Nagai, H. and Asai, K., "Computational and Experimental Analysis of a High-Performance Airfoil Under Low-Reynolds-Number Flow Condition", Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 6 (2014), pp. 1864-1872. 査読有
doi: 10.2514/1.C032553
- ③ 米澤宏一, 後藤雄大, 砂田茂, 林田高志, 諏訪哲也, 酒井宣明, 永井大樹, 浅井圭介, 辻本良信, "火星探査飛行機用プロペラ開発のための翼型に関する研究", 日本航空宇宙学会論文集, 第62巻1号, pp.24-30, 2014. 査読有
doi: 10.2322/jjsass.62.24
- ④ Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Dynamic Behaviour of Mars Airplane with Folded-Wing Deployment," Trans. of JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Pk_1-Pk_6, 2014. 査読有
doi: 10.2322/tastj.12.Pk_1
- ⑤ Makino, F., Nagai, H. and Asai, K., "Propeller Slipstream Interference with Wing Aerodynamic Characteristics of Mars Airplane at Low Reynolds Number," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Tk_13-Tk_18, 2014. 査読有
doi: 10.2322/tastj.12.Tk_13
- ⑥ Sasaki, G., Tatsukawa, T., Nonomura, T., Yonemoto, K., Oyama, A. and Matsumoto, T., "Multi-objective Optimization of Airfoil for Mars Exploration Aircraft Using Genetic Algorithm", Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, pp.Pk_59-Pk_64, 2014. 査読有
doi: 10.2322/tastj.12.Pk_59
- ⑦ Kojima, R., Nonomura, T., Oyama, A. and Fujii, K., "Large-Eddy Simulation of Low-Reynolds-Number Flow Over Thick and Thin NACA Airfoils", Journal of Aircraft, Vol. 50, No. 1 (2013), pp. 187-196. 査読有
doi: 10.2514/1.C031849

〔学会発表〕(計134件)

- ① 竹内伸介, 野坂拓矢, 佐々木岳, 岩田稔, 松本剛明, 米本浩一, 火星探査航空機用超軽量翼構造の開発, 第58回宇宙科学技術連合講演会, 長崎ブリックホール, 長

- 崎, 11月12-14日, 2014.
- ② Sasaki, G., Tamai, I., Saito, H., Matsumoto, T. and Yonemoto, K., "Wing Characteristics in Ultra-low Reynolds number flow Using High Viscosity Fluid Tank", 10th European Fluid Mechanics Conference 10, Denmark, 299, 14-18 September, 2014.
 - ③ Hiraguri, H. and Tokutake, H., "Modeling of Dust Devil on Mars and Flight Simulation of Mars Airplane," The 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, 7-12 September, 2014
 - ④ Toyota, H., Shimada, T., Takahashi, Y., Oyama, A. and Washio, H., "Trial Production and Evaluation of Solar Cells Optimized for Solar Spectrum in Mars Atmosphere", Proceedings of 10th European Space Power Conference, ESA SP-719, Noordwijkerhout, Netherlands, 13-17 April, 2014.
 - ⑤ Makino, F. and Nagai, H., "Propeller Slipstream Interference with Wing Aerodynamic Characteristics of Mars Airplane at Low Reynolds Number," AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2014, Maryland, USA, 13-17 January, 2014.
 - ⑥ Fujita, K., Motoda, T. and Nagai, H., "Numerical Analysis for an Aerial Deployment Motion of a Folded-Wing Airplane," AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2014, Maryland, USA, 13-17 January, 2014.
 - ⑦ Nagai, H., Oyama, A. and Mars Airplane WG, "Mission Scenario of Mars Exploration by Airplane", The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Sun port Hall, Takamatsu, Takamatsu, Japan, 20-22 November, 2013.
 - ⑧ Nagai, H., et.al., "Characteristics of Low Reynolds number Airfoil in a Mars Wind Tunnel", 51st AIAA Aerospace Science Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Texas, USA, 7-10 January, 2013. 招待講演

6. 研究組織

(1) 研究代表者

永井 大樹 (NAGAI, Hiroki)
東北大学・大学院工学研究科・准教授
研究者番号：70360724

(2) 研究分担者

大山 聖 (OYAMA, Akira)
宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所
科・准教授
研究者番号：10373440

(3) 研究分担者

得竹 浩 (TOKUTAKE, Hiroshi)
金沢大学・理工研究域・准教授
研究者番号：80295716

(4) 研究分担者

竹内 伸介 (TAKEUCHI, Shinsuke)
宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所
科・助教
研究者番号：20353419

(5) 研究分担者

豊田 裕之 (TOYOTA, Hiroyuki)
宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所
科・助教
研究者番号：00415895

(6) 研究分担者

大槻 真嗣 (OTSUKI, Masatsugu)
宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所
科・助教
研究者番号：50348827

(7) 研究分担者

野々村 拓 (NONOMURA, Taku)
宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所
科・助教
研究者番号：60547967

(8) 研究分担者

安養寺 正之 (ANYOJI, Masayuki)
九州大学・総合理工学研究科・助教
研究者番号：70611680

(9) 研究分担者

米本 浩一 (YONEMOTO, Koichi)
九州工業大学・大学院工学研究院・教授
研究者番号：80404101

(10) 連携研究者

藤井 孝藏 (FUJII, Kozo)
宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所
科・教授
研究者番号：50209003

(11) 連携研究者

浅井 圭介 (ASAI, Keisuke)
東北大学・大学院工学研究科・教授
研究者番号：40358669