

革新的超小型衛星による機動的で高頻度な深宇宙探査領域の開拓

領域番号：20B206

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）

学術変革領域研究（B）

研究成果報告書

研究期間

令和2年度～令和4年度

令和6年6月

領域代表者

船瀬 龍

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

## 研究組織

領域代表者 船瀬 龍 (宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・教授)

### 【総括班】

研究代表者 船瀬 龍 (宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・教授)  
研究分担者 永田 晴紀 (北海道大学・工学研究院・教授)  
研究分担者 尾崎 直哉 (宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・特任助教)

### 【計画研究 A01：小型宇宙機に革新的軌道変換能力を与えるハイブリッドキックモータの開発】

研究代表者 永田 晴紀 (北海道大学・工学研究院・教授)  
研究分担者 脇田 督司 (北海道大学・工学研究院・助教)  
研究分担者 ケンブス ランドン (北海道大学・工学研究院・特任助教)  
研究協力者 Giuseppe Gallo (北海道大学・工学研究院・博士研究員)  
研究協力者 信原佑樹 (北海道大学・工学研究院・大学院生)  
研究協力者 小島啓暉 (北海道大学・工学研究院・大学院生)  
研究協力者 岩永昂大 (北海道大学・工学研究院・大学院生)  
研究協力者 Yownin Albert M. Leung (北海道大学・工学研究院・大学院生)  
研究協力者 糸魚川大和 (北海道大学・工学研究院・大学院生)  
研究協力者 金城 亮汰 (北海道大学・工学研究院・大学院生)  
研究協力者 小野寺遼 (北海道大学・工学研究院・大学院生)  
研究協力者 池田 拓矢 (北海道大学・工学研究院・大学院生)  
研究協力者 小瀧 慧 (北海道大学・工学研究院・大学院生)  
研究協力者 桜井 光 (北海道大学・工学研究院・大学院生)

### 【計画研究 A02：長期の深宇宙ミッション遂行能力を有する超小型探査機システムの研究】

研究代表者 船瀬 龍 (東京大学・工学系研究科・准教授)  
研究分担者 川端 洋輔 (東京大学・工学系研究科・助教)  
研究分担者 中島 晋太郎 (宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・特任助教)  
研究協力者 山本 智貴 (東京大学・工学系研究科・大学院生)  
研究協力者 藤本 和真 (東京大学・工学系研究科・大学院生)  
研究協力者 岡田 博嵩 (東京大学・工学系研究科・大学院生)  
研究協力者 布施 綾太 (東京大学・工学系研究科・学術専門職員)  
研究協力者 ボーデン ラルフ (宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・宇宙航空プロジェクト研究員)  
研究協力者 秋山 茉莉子 (宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・学振特別研究員)  
研究協力者 石川 晃寛 (東京大学・工学系研究科・学術専門職員)  
研究協力者 永田 晴紀 (北海道大学・工学研究院・教授)  
研究協力者 ケンブス ランドン (北海道大学・工学研究院・特任助教)  
研究協力者 江副 祐一郎 (東京都立大学・理学研究科・准教授)

### 【計画研究 A03：高頻度な深宇宙探査のための準自律的な軌道決定・計画手法に関する研究】

研究代表者 尾崎 直哉 (宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・特任助教)  
研究分担者 菊地 翔太 (国立天文台・RISE 月惑星探査プロジェクト・助教)  
研究分担者 佐々木 貴広 (宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究開発員)  
研究協力者 川端 洋輔 (東京大学・工学系研究科・助教)  
研究協力者 石川 晃寛 (東京大学・工学系研究科・学術専門職員)  
研究協力者 柿原 浩太 (東京大学・工学系研究科・大学院生)  
研究協力者 柳田 幹太 (東京大学・工学系研究科・大学院生)  
研究協力者 近澤 拓弥 (東京大学・工学系研究科・大学院生)

※所属・職名等は研究実施時の情報である

## 交付決定額（配分額）

領域全体の各年度の交付決定額を以下に示す.

	合計	直接経費	間接経費
令和2年度	31,070,000円	23,900,000円	7,170,000円
令和3年度	51,090,000円	39,300,000円	11,790,000円
令和4年度	71,360,000円	59,600,000円	11,760,000円
期間全体	153,520,000円	122,800,000円	30,720,000円

## 研究発表の状況

### 【計画研究 A01：小型宇宙機に革新的軌道変換能力を与えるハイブリッドキックモータの開発】

#### 雑誌論文

- Ito, S., Kamps, L., and Nagata, H. "Fuel Regression Characteristics in Hybrid Rockets Using Nitrous Oxide/High-Density Polyethylene." *Journal of Propulsion and Power* (査読あり), Vol. 37, No. 2, 2020, pp. 342-348.
- Kamps, L., Hirai, S., and Nagata, H., "Hybrid Rockets as Post-Boost Stages and Kick Motors," *Aerospace* (査読あり), Vol. 8, No. 9, 2021, p. 253-279.
- Bianchi, D., Migliorino, M. T., Rotondi, M., Kamps, L., and Nagata, H. "Numerical Analysis of Nozzle Erosion in Hybrid Rockets and Comparison with Experiments." *Journal of Propulsion and Power* (査読あり), Vol. 38, No. 3, 2022, pp. 389-409.
- Gallo, G., Kamps, L., Hirai, S., Carmicino, C., and Nagata, H. "One-Dimensional Modelling of the Nozzle Cooling with Cryogenic Oxygen Flowing through Helical Channels in a Hybrid Rocket." *Acta Astronautica*, Vol. 210, 2023, pp. 176-196.
- Gallo, G., Kamps, L., Hirai, S., Carmicino, C., and Harunori, N., "Prediction of the Fuel Regression-Rate in a HDPE Single Port Hybrid Rocket Fed by Liquid Nitrous Oxide," *Combustion and Flame* (査読あり), Vol. 259, 2024, p. 113160 (17 頁) .
- Rotondi, M., Migliorino, M. T., Bianchi, D., Kamps, L., and Nagata, H., "Computational Analysis and Regression Laws for Nozzle Erosion Prediction in Hybrid Rockets," *Journal of Propulsion and Power* (査読あり), Vol. 40, No. 3, 2024, pp. 439-459.

#### 国際会議発表

- L. Kamps, S. Hirai, H. Nagata, "Hybrid Rockets as Post-Boost Stages and Kick Motors," 18th International Conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, 2021.
- Inoue, H., Kamps, L. T., Cadou, C. P., Inoue, S., Takada, Y., Nobuhara, Y., and Nagata, H. Experimental Investigation of N<sub>2</sub>O/GOX Compounds as Hybrid Rocket Oxidizers. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021.
- Takada, Y., Iwanaga, K., Inoue, H., Inoue, S., Wakita, M., Kamps, L. T., Sahara, H., Iizuka, T., and Nagata, H. Ignition and Flame-Holding Characteristics of 60wt% Hydrogen Peroxide in a CAMUI-Type Hybrid Rocket Fuel. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021.
- Hirai, S., Kamps, L. T., and Nagata, H. Development of Safe, Low-Cost, Re-Ignitable Rocket Ignition System. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021.
- Rotondi, M., Migliorino, M. T., Bianchi, D., Kamps, L. T., and Nagata, H. Numerical Analysis of Nozzle Transient Heating and Erosion in Hybrid Rockets Burning HDPE. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021.
- Hirai, S., Leung, Y. A., Kamps, L. T., and Nagata, H. Safe and Low Voltage Rocket Ignition System Using Electrically Conductive Plastics. In *AIAA AVIATION 2022 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- Kojima, H., Kamps, L. T., Nobuhara, Y., Nagata, H., Valembois, T., and Cottenot, C. Progress Towards Graphite Nozzle Cooling for Throat Erosion Suppression. In *AIAA AVIATION 2022 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- Wakita, M., Takada, Y., Iwanaga, K., Iizuka, T., Sahara, H., Kamps, L. T., and Nagata, H. Application of Low Concentration Hydrogen Peroxide for Hybrid Rocket Propulsion System for Small Spacecraft. In *AIAA AVIATION 2022 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- Gallo, G., Kamps, L., Hirai, S., Carmicino, C., and Nagata, H., "Numerical Model for the Prediction of the Regression Rate in Hybrid Rocket Kick-Motors Working with Liquid Nitrous Oxide," 73rd International Astronautical Congress, International Astronautical Federation, IAC-22,C4,IPB,1,x70242, 2022.
- Gallo, G., Kamps, L. T., Hirai, S., Carmicino, C., and Nagata, H. Numerical Model for the Prediction of the Regression Rate in Hybrid Rocket Kick-Motors Working with Nitrous Oxide. In *AIAA SCITECH 2023 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2023.
- Kojima, H., Kamps, L. T., Nobuhara, Y., Gallo, G., and Nagata, H. Regenerative Cooling of Graphite Nozzles for Throat Erosion Suppression. In *AIAA SCITECH 2023 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2023.
- Hirai, S., Kamps, L. T., Nobuhara, Y., and Nagata, H. Demonstration of Axial-Injection End-Burning

- Hybrid Rocket Using FDM 3D Printer. In AIAA SCITECH 2023 Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2023.
- Wakita, M., “Study on Flame Holding with Catalyst Assist in CAMUI-Type Hybrid Rocket Using 60wt% Hydrogen Peroxide as Oxidizer,” presented at the The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2023.
  - Rotondi, M., “Numerical and Experimental Analysis of Transient Erosion in Rocket Nozzles,” presented at the The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2023.
  - Hosokawa, S., “Attitude Stability Analysis of Spin-Stabilized Microspacecraft Propelled by Hybrid Rocket,” presented at the The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2023.
  - Leung, Y. A., “A Study on the Pyrolysis Characteristics of Copper-Infused Electrically Conductive Polymer Igniter for Rocket Ignition,” presented at the The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2023.
  - Nobuhara, Y., “Effect of Electric Power and Oxidizer Flow Rate on the Ignition Criteria of Electrically Conductive Fuel,” presented at the The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2023.
  - Ono, G., Kinjo, R., Wakita, M., Gallo, G., Kamps, L., and Nagata, H., “Application of Preheated Low-Concentration Hydrogen Peroxide as an Oxidizer for Hybrid Rockets,” AIAA SCITECH 2024 Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2024.
  - Gallo, G., Kojima, H., Kamps, L., and Nagata, H., “Experimental Advancements in the Development of a Regenerative Cooling System for Hybrid Rocket Applications,” AIAA SCITECH 2024 Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2024.
  - Itoigawa, Y., Onodera, R., Tomoharu, N., Gallo, G., Kamps, L., and Nagata, H., “Optimal Diffuser Geometry Design and Verification for Micro-Scale High Altitude Test Stand,” AIAA SCITECH 2024 Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2024.
  - Miyahara Y., Gallo G., and Nagata H., "Advancements on Regenerative Cooling of Graphite Nozzle for Erosion Suppression," Space Propulsion Conference, Glasgow, Scotland, 2024.

#### 国内学会発表

- KAMPS Landon, 平井翔大, 永田晴紀, 「ライドシェア小型宇宙機用ハイブリッド化学推進系の開発」, 宇宙科学技術連合講演会講演集, 2023.
- 糸魚川 大和, 小野寺 遼, ガロ ジュセッペ, ケンプス ランドン, 永田 晴紀, 「小型衛星用推進系の低圧環境下推力取得に向けたディフューザ形状の最適化の検討」, 日本機械学会年次大会, 2023.
- 池田 拓矢, 信原 佑樹, ケンプス ランドン, 永田 晴紀, 「Nytrox/HDPE を用いたハイブリッドロケットの燃焼特性」, 日本機械学会年次大会, 2023.
- 小野寺 遼, 糸魚川 大和, Kamps Landon, 永田 晴紀, 「自己加圧供給される亜酸化窒素の流量特性に関する研究」, 日本機械学会年次大会, 2023.
- 江澤 悠太, 永田 晴紀, Kamps Landon, 信原 佑樹, 「カーボン粒子により導電性を付与した燃料樹脂の燃焼特性」, 日本機械学会年次大会, 2023.
- ケンプス, ランドン, 平井, 翔大, 永田, 晴紀, 「観測ロケット S-520 を用いた宇宙環境下でのハイブリッドキックモータ実験の提案」, 観測ロケットシンポジウム 2021, 2022.
- 糸魚川 大和, 平井 翔太, 津地 歩, 金井 竜一郎, ケンプス ランドン, 永田 晴紀, 「エタノール/LOX を用いた液体ロケットにおけるグラファイト製ノズルスロートの浸食解析」, 日本機械学会年次大会, 2022.
- 小野 玄太, 岩永 昂大, 高田 裕亮, 脇田 督司, ケンプス ランドン, 永田 晴紀, 「60wt% 予熱過酸化水素水を用いたハイブリッドロケットの保炎特性」, 日本機械学会年次大会, 2022.
- 平井翔大, KAMPS Landon, 永田晴紀, 「小型相乗り宇宙機用ハイブリッドキックモーターの開発状況」, 宇宙科学技術連合講演会講演集 65th, 2021.
- 友永優太, 戸谷剛, 永田晴紀, 「ハイブリッドキックモータを搭載する超小型深宇宙探査機の熱設計」, 宇宙科学技術連合講演会講演集 65th, 2021.
- 平井 翔大, KAMPS Landon, 永田 晴紀, 「3D プリント燃料を利用したロケット用再点火装置の実験的研究」, 日本機械学会年次大会, 2021.
- 井上翔太, KAMPS Landon, 平井翔大, 高田裕亮, 深田真衣, LEUNG Yownin Albert, 永田晴紀, 「ハイブリッドロケット技術を応用したロケット用再点火装置内部の可視化および燃焼形態の解明」, 燃焼シンポジウム 59th, 2021.
- 岩永昂大, 高田裕亮, 小野玄太, 脇田督司, KAMPS Landon, 佐原宏典, 飯塚俊明, 永田晴紀, 「白金触媒を用いた 60wt%過酸化水素のハイブリッドロケットにおける保炎特性」, 燃焼シンポジウム 59th, 2021.

## 【計画研究 A02：長期の深宇宙ミッション遂行能力を有する超小型探査機システムの研究】

### 雑誌論文

- Yuichiro Ezoe, Ryu Funase, Harunori Nagata, Yoshizumi Miyoshi, Hiroshi Nakajima, Ikuyuki Mitsuishi, Kumi Ishikawa, Masaki Numazawa, Yosuke Kawabata, Shintaro Nakajima, Ryota Fuse, Ralf C. Boden, Landon Kamps, et al., “GEOspace X-ray imager (GEO-X)”, Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems (査読あり), Vol.9, 34006, 2023.

### 国際会議発表

- Shintaro Nakajima, Ralf Boden, Yosuke Kawabata, Ryota Fuse, Kazuma Fujimoto, Akihiro Ishikawa, Ryu, Funase, “System Design of 50kg-class Microsatellite with High Thrust Propulsion System”, 34th International Symposium on Space Technology and Science, 2023.
- Yuichiro Ezoe, Ryu Funase, Harunori Nagata, Yoshizumi Miyoshi, Hiroshi Nakajima, Ikuyuki Mitsuishi, Kumi Ishikawa, Yosuke Kawabata, Shintaro Nakajima, Landon Kamps, et al., “GEO-X (GEOspace x-ray imager)”, Space Telescopes and Instrumentation 2022: Ultraviolet to Gamma Ray, 2022.
- Tomotaka Yamamoto, Yosuke Kawabata, Ryu Funase, Shinichi Nakasuka, “Trajectory and Attitude Planning during Deep Space Insertion from GTO for Microsatellite having High Thrust Propulsion System”, International Symposium on Space Technology and Science, 2022.
- Shintaro Nakajima, Yosuke Kawabata, Tomotaka Yamamoto, Kazuma Fujimoto, Akihiro Ishikawa, Ryu Funase, “System Design of Interplanetary Microsatellite with High Thrust Propulsion System”, International Symposium on Space Technology and Science, 2022.
- Kumi Ishikawa, Kazuhisa Mitsuda, Yuichiro Ezoe, Munetaka Ueno, Ryu Funase, Yoshizumi Miyoshi, Masaki Fujimoto, Satoshi Kasahara, Daiki Ishi, Masaki Numazawa, Harunori Nagata, et al., “The Earth's magnetosphere imaging mission : GEO-X”, 43rd COSPAR Scientific Assembly, 2021.
- Yuichiro Ezoe, Ryu Funase, Harunori Nagata, Yoshizumi Miyoshi, Satoshi Kasahara, Hiroshi Nakajima, Ikuyuki Mitsuishi, Kumi Ishikawa, Junko Hiraga, Kazuhisa Mitsuda, Masaki Fujimoto, Munetaka Ueno, Atsushi Yamazaki, Hiroshi Hasegawa, Yosuke Matsumoto, Yasuhiro Kawakatsu, Takahiro Iwata, Hironori Sahara, Yoshiaki Kanamori, Kohei Morishita, Hiroyuki Koizumi, Makoto Mita, Takefumi Mitani, Masaki Numazawa, Landon Kamps, Yosuke Kawabata, “GEO-X (GEOspace x-ray imager)”, Proceedings of SPIE, Vol.11444, Space Telescopes and Instrumentation 2020: Ultraviolet to Gamma Ray, 2020.

### 国内学会発表

- 岡田博嵩, 川端洋輔, 船瀬龍, 中須賀真一, “高推力推進系を有する小型衛星のキックモーター作動シーケンスにおける設計空間探索およびトレードオフ”, 日本航空宇宙学会第55期年會講演會, 2024
- 布施綾太, Boden Ralf, 中島晋太郎, 川端洋輔, 松下将典, 秋山茉莉子, 船瀬龍, 他, “高推力推進系を有する超小型衛星 GEO-X のバスシステム検討状況”, 第67回宇宙科学技術連合講演會, 2023
- 中島晋太郎, 川端洋輔, 布施綾太, 石川晃寛, 藤本和真, 船瀬龍, “高推力推進系を有する超小型衛星の検討状況”, 第66回宇宙科学技術連合講演會, 2022
- 江副祐一郎, 船瀬龍, 川端洋輔, 中島晋太郎, 永田晴紀, Kamps Landon, 中嶋大, 三石郁之, 石川久美, 沼澤正樹, 三好由純, 上野宗孝, “GEO-X 計画の現状と将来展望”, 第66回宇宙科学技術連合講演會, 2022
- 藤本和真, 川端洋輔, 近澤拓弥, 中須賀真一, 船瀬龍, “高推力推進系を有する超小型衛星の月遷移軌道から惑星間軌道への遷移軌道設計”, 第66回宇宙科学技術連合講演會, 2022
- 山本智貴, 川端洋輔, 船瀬龍, 中須賀真一, “高推力推進系を有する超小型探査機によるGTOから深宇宙への移行時の軌道と姿勢計画に関する研究”, 第65回宇宙科学技術連合講演會, 2021
- 川端洋輔, 中島晋太郎, 山本智貴, 石川晃寛, 藤本和真, 船瀬龍, “高推力推進系を有する超小型探査機による軌道制御技術”, 第65回宇宙科学技術連合講演會, 2021
- 江副祐一郎, 船瀬龍, 永田晴紀, 三好由純, 中嶋大, 三石郁之, 川端洋輔, Kamps Landon, 石川久美, 上野宗孝, “GEO-X 計画とその将来ビジョンー太陽系 X 線天文学”, 第65回宇宙科学技術連合講演會, 2021
- 藤本和真, 川端洋輔, 中須賀真一, 船瀬龍, “高推力推進系を有する超小型衛星の月近傍軌道から惑星間軌道への遷移軌道設計に関する研究”, 第65回宇宙科学技術連合講演會, 2021

## 【計画研究 A03：高頻度な深宇宙探査のための準自律的な軌道決定・計画手法に関する研究】

### 雑誌論文

- Naoya Ozaki, Kanta Yanagida, Takuya Chikazawa, Nishanth Pushparaj, Naoya Takeishi, Ryuki Hyodo, “Asteroid Flyby Cypher Trajectory Design Using Deep Neural Networks,” Journal of Guidance, Control, and Dynamics (査読あり), Vol.45, No.8, pp.1496-1511, August 2022.

### 国際会議発表

- Naoya Ozaki, Ryuki Hyodo, Yuki Takao, Darryl Z. Seligman, Michael E. Brown, Sonia Hernandez, Makoto Yoshikawa, Masaki Fujimoto, “Rapid Response Flyby Exploration Using Deep Space Constellation Deployed on Asteroid Cyclers,” IAA Planetary Defense Conference, Vienna, Austria, April 2023.
- Takuya Chikazawa, Naoya Ozaki, Kota Kakihara, Akihiro Ishikawa, Yasuhiro Kawakatsu, “Covariance Control Approach for Stationkeeping of Halo Orbits in the Earth-Moon System,” 33rd International Symposium on Space Technology and Science, February 2022.
- Kota Kakihara Naoya Ozaki, Akihiro Ishikawa, Takuya Chikazawa, Shinichi Nakasuka, Ryu Funase, “Integrated Optimization of Guidance and Navigation Scheduling for Deep Space Exploration via Stochastic Trajectory Optimization Approach,” 33rd International Symposium on Space Technology and Science, February 2022.

### 国内学会発表

- 尾崎直哉, 高尾勇輝, 兵頭龍樹, 寫生有理, 笠原慧, 長福紳太郎, 鶴飼諭史, 久本泰慶, 筒井真輝, 小塚陽希, 河北秀世, 脇田茂, 岡田達明, 吉川真, 稲富裕光, 津田雄一, 船瀬龍, 川勝康弘, 藤本正樹, “深宇宙コンステレーションによる小天体マルチフライバイ探査構想,” 第 66 回 宇宙科学技術連合講演会, 2022 年 10 月.
- 尾崎直哉, “深宇宙コンステレーションによる小天体超マルチフライバイ構想,” 超小型衛星利用シンポジウム, 2022 年 2 月.
- 石川 晃寛, 尾崎 直哉, 柿原 浩太, 近澤 拓弥, “観測不確定性に対してロバストな宇宙機軌道制御および軌道決定運用タイミング同時最適化に関する手法提案,” 第 65 回 宇宙科学技術連合講演会, 2021 年 10 月.
- 尾崎 直哉, 菊地 翔太, 佐々木 貴広, 石川晃寛, 柿原 浩太, 柳田 幹太, 近澤 拓弥, 川端 洋輔, “月近傍および深宇宙ミッションのための準自律的な軌道決定手法に関する検討,” 第 65 回 宇宙科学技術連合講演会, 2021 年 10 月.
- 柿原 浩太, 尾崎 直哉, 石川 晃寛, 近澤 拓弥, 中須賀 真一, 船瀬 龍, “深宇宙探査機の軌道決定時刻と軌道修正時刻の統合的最適化,” 第 65 回 宇宙科学技術連合講演会, 2021 年 10 月.

## 研究成果による産業財産権の出願・取得状況

- ・ 【ハイブリッドロケット燃料の燃焼方法および燃焼装置】特願 2021-121835 (2021年7月26日出願)
- ・ 【ロケットエンジンのノズル用冷却装置、及びハイブリッドロケットエンジンの再生冷却システム】特願 2024-005546 (2024年1月17日出願)

## 研究成果

### (1) 本研究領域提案の背景

超小型衛星は、大学における宇宙工学教育の目的からスタートしたものの、従来の衛星の2～3桁小さい低コスト、1～2年で開発ができる短期開発の特性から世界的に爆発的な勢いで研究開発が進み、今では地球観測、通信、エンターテインメントをはじめとする広い分野で実用的なミッションやビジネスに使われるようになってきた。日本では、東京大学が中心となって進めた2010-2014年の内閣府 FIRST の「(通称)ほどよしプロジェクト」により、50kg級の超小型衛星技術の研究開発と軌道上実証、インフラ整備や利用開拓が多く大学の・中小企業との協力のもとで行われ、その成果に基づいて世界を毎日観測するAxelSpace社のAxelGlobe計画が進められ、海外でも数百機の超小型衛星によるコンステレーション(衛星群)ビジネスが生まれるなど、中・大型規模の衛星とは異なる「圧倒的多数機のメリットを生かした宇宙空間利用」という方向性の宇宙ミッションが、地球低軌道近辺の領域においては盛んに行われている。

これらの超小型衛星で培われた技術は、太陽系探査に適用できるレベルに達しつつある。本研究領域代表が開発を主導した PROCYON 探査機は、2014～2015年に、世界に先駆けて超小型探査機による深宇宙探査を実現した。米国 NASA においても、2018年に大型の火星探査機 InSight に相乗りする形で、10kg級の超小型探査機 MarCO が火星フライバイ観測に成功した。これらの成果は、今後の超小型探査機の可能性を印象づけ、現在は JAXA・NASA のみならず ESA (欧州宇宙機関) やその他の宇宙機関においても世界的に超小型深宇宙探査機ミッションの計画が多数検討されはじめている。

このように、世界的に超小型衛星による深宇宙探査への機運・期待感が高まってきている。しかし、真に高頻度で機動的な太陽系探査を実現するには、以下に示す3つの決定的な課題(障壁)が存在している。

#### 障壁1 深宇宙への打ち上げ機会の確保

PROCYON, MarCO いずれも、数百億円以上の規模の大型探査機(深宇宙へ行くための専用のロケットを調達する予算のあるミッション)に相乗りする形で打ち上げられた。また、それ以降 NASA で計画されている超小型探査機ミッションも、大型プロジェクト(Psyche, Lucy, SLS Artemis-1計画)への相乗り打ち上げが前提である。この打ち上げ形態を前提とする限り、打ち上げ頻度は大型探査機の打ち上げ頻度に律速され、高頻度な超小型探査機ミッションは実現できない。

#### 障壁2 長期の探査ミッションを遂行可能な探査機の信頼性確保

PROCYON は打ち上げ1年後に何らかの探査機のトラブルにより地上との通信が途絶し、NASA の MarCO も打ち上げ半年後の火星フライバイ後に同様に地上と通信できない状況となった。PROCYON, MarCO とともに、超遠距離からの通信や深宇宙での軌道制御技術を実証する等、多くの技術を獲得したが、長期間にならざるを得ない深宇宙ミッションを遂行するためのミッション保証(Mission Assurance)の観点では課題が残っている。現状の、短期開発・高頻度多数機打ち上げを前提として、ある程度の故障率を許容するような地球周回の超小型衛星流の技術は、そのままでは深宇宙ミッションには適用できない。

#### 障壁3 探査機を運用・追跡する地上局の確保

地球から超遠距離まで航行する深宇宙探査機を管制するには、地上の大型のアンテナ(地上局)が必要であり、現状では NASA・JAXA・ESA 等の宇宙機関が保有する深宇宙専用のアンテナが用いられている。これらのアンテナは数が限られており、多数の超小型探査機ミッションを同時に実施するには、地上局の確保がボトルネックとなる。

超小型深宇宙探査機への期待は世界的に高まってきており、技術開発競争も激しくなりつつある。世界的に超小型深宇宙探査の機運が高まっている今このタイミングでこれらの障壁を解決することにより、産・官・学の三者が深宇宙空間を活用する真に高頻度で機動的な太陽系探査を実現する必要がある。

### (2) 領域の研究目的と全体構想

本研究領域の目的は、超小型衛星による機動的で高頻度な深宇宙探査を実現することである。各国の宇宙機関で実行される太陽系探査(深宇宙探査)は規模の拡大を続けており、欧米では1プロジェクトあたり数千億円が典型的な領域となっている。小惑星探査機「はやぶさ」など、比較的小規模な日本の探査ミッションでもその資金規模は数百億円のレベルであり、探査の頻度を高めることは現状、容易ではない。一方で近年、地球周回軌道の人工衛星の開発においては、宇

宙機関がリードする大型で高コストなプロジェクトだけではなく、小型・超小型の低コストな衛星（超小型衛星）の開発が、大学やベンチャー企業で活発に進められ、科学から民生利用まで爆発的な拡大を見せている。本研究領域では、超小型衛星の推進系・バス系技術（衛星の基本機能）と深宇宙探査ミッションの軌道設計技術を革新することで、地球近傍で培われた超小型衛星技術を深宇宙探査へ発展させ、深宇宙領域へのアクセスを容易にする。

高頻度で機動的な太陽系探査を実現するための障壁・制約は3つある（①深宇宙への打ち上げ機会、②探査機の長期ミッション遂行能力、③探査機管制のための地上局数）。本研究領域はこれらの障壁を、以下の3つの方策により解決する。

**解決方法1** 高頻度な機会が確保できる地球周回軌道への相乗り打ち上げから、超小型探査機が高推力で高軌道変換能力を持った推進系により独力で深宇宙に脱出できるようにする

**解決方法2** そのような推進系を搭載したうえで、小型・低コスト開発という超小型衛星の利点を損なうことなく、長期間の深宇宙ミッションを遂行するための信頼性確保・ミッション保証（Mission Assurance）方策を確立した超小型探査機システムを実現する

**解決方法3** 多数機の超小型探査機を極力地上局に依存せずに管制するための自律的な軌道決定・軌道計画技術を確立する

これらの方策を実現するべく、以下の3つの計画研究により本研究領域を実施する。

**【計画研究A01（通称：推進班）】** 深宇宙へのアクセス性を向上させるキックモーターの研究

**【計画研究A02（通称：バス班）】** 長期ミッションを遂行可能な超小型探査機システムの研究

**【計画研究A03（通称：軌道班）】** 地上局へ極力依存しない準自律的な軌道決定・計画の研究

本研究成果により、少なくとも現状、宇宙機関や大学等の研究機関によって実施される探査ミッションの数を、予算の制約を考慮しても数10機程度へ増やすことが可能になり、宇宙探査・太陽系探査の世界に新たな地平をもたらすことが期待される。また、本研究領域がさらに推進されれば、宇宙推進工学にはじまり、多数の宇宙機を低コスト・短期間に設計・製造するためのプロセスの確立や探査機自身が自律的に行動する自律化技術や、限られた軌道力学の専門家でなくとも深宇宙探査の軌道設計が半自動的にできるようにする技術などに至るまで、いわゆる航空宇宙工学プロパーな技術だけでなく、生産工学、設計工学、AI・情報工学等、航空宇宙工学に留まらない多くの分野の融合が進み、究極のゴールである圧倒的に多数の超小型探査機が自在に太陽系を航行する世界の実現も期待される（図1）。



図1 本研究領域の目標と、それを発展させたより大規模な融合領域形成への展望

### (3) 本研究領域により得られた成果

#### 【計画研究A01：小型宇宙機に革新的軌道変換能力を与えるハイブリッドキックモーターの開発】

##### 研究開始当初の背景

我が国ははやぶさによる小惑星サンプルリターン成功で世界をリードする成果を挙げたが、遠距離通信や重力天体への着陸等の基盤技術では依然として米国や欧州から大きく離れている

る。これは、深宇宙探査の技術実証やプロジェクトの機会が極めて少ないためである。深宇宙（月以遠）探査ミッションは 10 年間で 1~2 回しか実施されておらず、PDCA サイクルを一周させるのに 10 年前後を要する。予算が限られている中で深宇宙探査プロジェクトの機会を増やすためには、低コスト化による機会創出が有効である。2014 年度に、はやぶさ 2 の相乗りで打上げられた超小型深宇宙探査機 PROCYON は、イオンスラスターの不具合から小惑星の接近観測は断念したものの、地球水素コロナの全体像撮像に成功する等、大きな科学的成果を挙げた。しかし、深宇宙に到達出来る相乗りの機会は深宇宙探査機の打上げ時に限られており、本質的に、深宇宙への相乗りは深宇宙探査の高頻度化に繋がらない。

小型深宇宙探査ミッションを従来のミッションよりも高頻度化する方法として、小型探査機にキックモータを搭載した上で、地球周回軌道までの相乗り機会を利用することが考えられる。低軌道から静止軌道への遷移軌道（GTO）は、一般的な地球周回軌道の中で最も深宇宙に近い。静止軌道から火星フライバイ軌道に遷移するには 2.6 km/s 程度の速度増分が必要だが、GTO からタイミングを適切に選べば、近地点で 1.2 km/s 程度の増速で火星まで到達できる。1.1 km/s で金星まで、0.7 km/s で月まで到達出来る（図 2）。更に、米国を中心に月軌道プラットフォームゲートウェイ（GW）の建設が計画されているが、GW からであれば、0.7 km/s 程度の増速で火星到達が可能である。すなわち、1 km/s 前後の増速能力を与えることで、小型深宇宙探査機の打上げ機会は飛躍的に増大する。

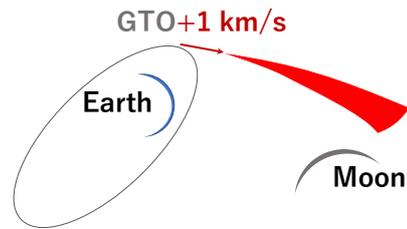


図 2 GTO から深宇宙へ

### 研究の目的

静止トランスファー軌道まで相乗りし、近地点で 1 km/s 前後の増速を与えて月、火星、金星等へ向かう超小型深宇宙探査機用のキックモータ（軌道変換用上段ロケット）を開発する。実現の鍵は、安価という小型宇宙機の利点を毀損せず、相乗り可能（= 安全）なキックモータの開発である。特別な管理コストが不要かつ安全な推進系としてハイブリッド式（固体燃料+液体酸化剤）を採用する。GTO から深宇宙へ向かうことを可能にすることにより、小型深宇宙探査機用の相乗りスロットを大幅に増やし、太陽系科学分野の発展に寄与する。

### 研究の方法

キックモータは、小型深宇宙探査機に軌道選択の自在性を与えるための基盤技術である。相乗り容積が限られた小型深宇宙探査機用キックモータにハイブリッドロケットを適用するためには、下記課題を解決する必要がある：

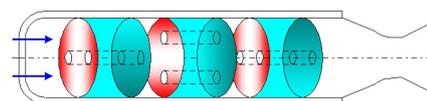
- ・ 限られた容積で適切な長秒時燃焼履歴を実現する、固体燃料形状設計の自在性
- ・ 長秒時燃焼において、ノズルスロット浸食を考慮した、ノズル形状の最適設計
- ・ 長秒時燃焼において、ノズルスロット浸食を抑制する作動条件およびノズル材料

それぞれの課題を以下の手法により解決する。

固体燃料形状設計の自在性：キックモータでは大推力を必要としない代わりに、モータのスケールに比較して長秒時の燃焼が要求される。一般的なハイブリッドロケットでは、図 3 (a) に示すように、円柱状固体燃料の軸方向にポートを設け、ポート内面を燃焼面とするが、要求される推力と燃焼継続時間から燃料形状はほぼ一意に決まり、限られた容積に収まるよう設計するのは困難である。本提案者らは、図 3 (b) に示すように、軸方向に 2 つのポートを設けた円柱状ブロックを積み重ねた形状の固体燃料を用いる CAMUI（縦列多段衝突噴流、Cascaded Multistage Impinging-jet）型ハイブリッドロケットで独自技術を有している。CAMUI 型は段数や各燃料ブロックの軸長さ等で設計の自由度が高く、限られた容積に収めるための自在な形状設計が可能である。



(a) 従来型ハイブリッドロケット



(b) CAMUI 型ハイブリッドロケット

図 3 燃料形状の比較

ノズルスロット浸食を考慮した最適設計：ノズルスロットが浸食されるとノズル開口比（エンジン）の圧縮比に相当するものが減少し、比推力が低下する。侵食の速度は燃料と酸化剤の比率（OF 比）に強く依存しており、OF 比を適切に設計することが肝要である。侵食速度を OF 比、ノズル表面温度、および燃焼室圧力の関数として予測する式を構築し、OF 比および燃焼室圧力の履歴

を予測する。これらを用いて浸食履歴を予測し、獲得出来る速度を最大化するよう最適設計を行う。

ノズルスロート浸食を抑制する作動条件およびノズル材料：浸食速度を予測する式を用いて、浸食を抑制しながら高比推力を維持する作動履歴が得られる燃料形状を探索するプログラムが長秒時燃焼条件においても有効であることを確認す。併せて、浸食を抑制する技術（ノズル冷却）を開発する。

## 研究成果

1) 亜酸化窒素を酸化剤とした燃料後退速度式の取得（固体燃料形状設計の自在性）

酸化剤に亜酸化窒素を選択し、燃料は高密度ポリエチレンとして燃料後退速度式を取得するための地上燃焼実験を実施した。本キックモータの燃料には円筒形状とCAMUI型形状のいずれも使用する可能性が有るため、それぞれについてデータ取得を行った。最初に、円柱状燃料を用いて燃料後退速度データを取得した。得られた研究成果を下記論文に纏めた。

Ito, S., Kamps, L., and Nagata, H., *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 37, No. 2, 2020, pp. 342–348. <https://doi.org/10.2514/1.B.37875>.

次に、燃料後退速度式の取得をCAMUI型燃料形状についても実施した。燃料と酸化剤は円筒状燃料の場合と同様に高密度ポリエチレンと亜酸化窒素である。得られた研究成果を下記論文に纏めた。

Nobuhara, Y., Kamps, L. T., and Nagata, H. Fuel Regression Characteristics of CAMUI Type Hybrid Rocket Using Nitrous Oxide. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021.

2) ノズルスロート浸食を考慮した最適設計手法の構築

1)で得られた燃料後退速度式と、本研究期間以前の先行研究で得ているノズルスロート浸食速度式を用いることで、任意の条件（燃料形状、ノズルスロート径、開口比、および酸化剤流量履歴）でハイブリッドロケットの作動履歴を予測出来るようになった。相乗り宇宙機に与えられた搭載エンベロープの制限の中で、最大の速度増分を与える設計を探索した。酸化剤は液体酸素、亜酸化窒素、過酸化水素水（濃度85%）、および四酸化二窒素の4種類を検討した。検討結果を下記論文に纏めた。質量の制限も考慮した場合に最も有利になる酸化剤は亜酸化窒素であることが判明し、本研究で開発する相乗り小型宇宙機用キックモータの酸化剤には亜酸化窒素を採用することとした。

Kamps, L., Hirai, S., and Nagata, H., *Aerospace*, Vol. 8, No. 9, 2021, p. 253.

3) ノズルスロート浸食の抑制

過去の研究により、ノズル内壁の温度を約1500 K以下に保つことが出来れば、ノズル浸食を抑制出来ることが明らかになっている。そこで、搭載した液体酸化剤によりグラファイトノズルを再生冷却することを考えた。先ず酸化剤に液体酸素を用いて地上燃焼実験を行い、ノズル浸食を完全に抑止する事に成功した。この研究成果を下記論文に纏めた。

Gallo, G., Kamps, L., Hirai, S., Carmicino, C., and Nagata, H. "One-Dimensional Modelling of the Nozzle Cooling with Cryogenic Oxygen Flowing through Helical Channels in a Hybrid Rocket." *Acta Astronautica*, Vol. 210, 2023, pp. 176-196.

続いて、酸化剤に亜酸化窒素を用いた場合についても再生冷却燃焼実験を行い、ノズル浸食を完全に抑止する事に成功した。この研究成果を下記論文に纏めた。

Miyahara Y., Gallo G., and Nagata H., "Advancements on Regenerative Cooling of Graphite Nozzle for Erosion Suppression," *Space Propulsion Conference*, Glasgow, Scotland, 2024.

併せて、下記特許を出願した。

【ロケットエンジンのノズル用冷却装置、及びハイブリッドロケットエンジンの再生冷却システム】特願2024-005546（2024年1月17日出願）

## 【計画研究A02：長期の深宇宙ミッション遂行能力を有する超小型探査機システムの研究】

### 研究開始当初の背景

100 kg以下の超小型衛星は、Planetが地球観測データでのビジネスを、SpaceXがStarlink衛星で通信ビジネスを展開するなど、単なる技術実証ツールを超えて科学的・経済的成果をもたらせるツールになりつつある。一方で、より遠く（月以遠）の深宇宙領域ではその利用は進んでいない。その主要因の1つは、打ち上げ機会確保の難しさである。小型ロケットでの専用打ち上げや大型ロケットでの相乗りによる打ち上げ、国際宇宙ステーション（ISS）からの放出といった

様々な機会に恵まれている地球周回低軌道に対し、深宇宙への打ち上げ機会は極めて少ない。もうひとつの困難は、長期間の探査ミッションを遂行可能な探査機の信頼性確保にある。すなわち、高頻度・多数機打ち上げを前提として、ある程度の故障率を許容するような地球周回超小型衛星の技術は、深宇宙ミッションにそのまま適用することはできない。このように、月以遠への打ち上げ機会の欠如と長期の信頼性確保の難しさが、超小型衛星の本格的な深宇宙進出にあたっての障壁となっている。

### 研究の目的

本研究では、超小型探査機バス技術の観点から前述の2つ課題を解決し、超小型衛星の本格的な深宇宙進出の道を開くことを目指す。打ち上げ機会確保については、打ち上げ機会が多い地球周辺の軌道から、キックモータ等を用いて自力で軌道変換を行い深宇宙軌道に到達することが解決策となる。その際、擾乱トルク抑制方法など、キックモータのような高推力推進系作動時特有の課題に対応する必要がある。また、信頼性確保については、「小さく・軽く・低コストに・早く」といった超小型の良さを毀損せずに、長期間の探査ミッションを遂行できる信頼性を探査機システムとして確保する必要がある。これらを踏まえて、本研究は、高軌道変換能力に対応し、長期間の探査ミッション遂行能力を備えた超小型探査機システムの実現性を示すことを目的とする。

### 研究の方法

#### (1) 高軌道変換能力に対応した超小型探査機システムの構築

超小型衛星の姿勢制御系やスラスタを用いて高推力推進系作動時の推力誤差を抑制し、所定の軌道に投入可能な探査機システムの構築を目指す。高推力なキックモータ作動時には、推力が大きいことと推力方向と重心のオフセットのために発生する姿勢擾乱トルクにより、推力発生方向が乱されるため、これをできる限り抑える必要がある。スラスタの制御により3軸姿勢制御を維持しながら軌道変換マヌーバを実行する方法や、推力方向軸まわりに探査機を高速スピンさせることにより推力方向の誤差を抑制する方法など、複数の方式をトレードオフしながら軌道姿勢制御系の実現解を見出す。

#### (2) 長期間の探査ミッションを遂行可能な超小型探査機のミッション保証技術

深宇宙探査は、探査対象の天体に到達するまで数カ月から数年を要することもある長期的なミッションである。単に宇宙環境耐性が保証され低い故障率が担保された高コストで重量・電力等のリソース消費の大きな宇宙用の部品で宇宙機を構成するという従来の高信頼な衛星開発手法ではなく、いかにして超小型の良さである「小さく・軽く・低コストに・早く」を毀損することなく品質・信頼性向上を図るかが超小型衛星の深宇宙進出においては重要であり、宇宙機の試験手法や運用手法なども含めてミッション全体としての信頼度向上策を見出す。

#### (3) 実証ミッションを目指した宇宙機の設計

上述の成果を踏まえて、具体的な打ち上げ機会および搭載ペイロード（ユーザー）を想定した実証ミッションの概念設計を行い、本研究で提案する超小型探査機システムの実現可能性を示す。

### 研究成果

以下のように、超小型衛星による深宇宙アクセスを実現するにあたって課題となる、高推力推進系を駆動するための軌道姿勢制御系の実現可能な解を導くとともに、各種超小型探査機ミッションの打ち上げ運用結果からの Lessons Learned や新しいミッションの概念検討を通じて、将来の超小型探査機の信頼性確保についての指針を得た。そして、これらを踏まえて、ユーザーとなるサイエンスペイロードを搭載した実際の宇宙ミッションを想定した宇宙機全体の概念設計を行った。以上により、本研究で提唱する超小型探査機システムの実現性を示し、高頻度で機動的な深宇宙探査が可能な世界の実現にむけて大きな一歩となる成果をあげることができた。

#### (1) 高推力推進系を駆動するための軌道姿勢制御系設計

高推力推進系（キックモータ）を有する超小型探査機システムの構築を見据えて、様々な構成の軌道姿勢制御系のトレードオフ検討を行った。深宇宙脱出のための高推力噴射は、質量が軽い超小型探査機に対して従来のミッションにはない強い推力擾乱を与える。これに対処するため、複数の推進系（スラスタ）を必要とする三軸姿勢制御方式と比較した結果、スピン制御による姿勢安定方式と超小型機に適したシンプルな姿勢決定手法を適用した外乱に強い姿勢決定・制御システムが有効であるという結論を得た。

スピン安定方式による姿勢制御でキックモータを噴射する際には、スピンレートの大きさに応じて推力擾乱の抑制効果が影響されるだけでなく、姿勢決定精度も変動し、それによってスピン軸方向制御誤差やそれによる $\Delta V$ 実行誤差などが生じ、最終的には目的軌道に投入するための軌

道修正マヌーバ (TCM) が必要となる。本研究ではこれらの重要な設計パラメータ間の相互依存関係を整理するとともに (図 4), スピンアップ制御・スピン軸方向制御・軌道修正マヌーバを含めた全体として必要となる燃料量を指標としたシステム全体の End-to-End でのスピンレート最適化手法を構築し, モデルケースとして GTO 打ち上げを想定した宇宙機のパラメータに対して最適なスピンレートを導出した (図 5)。

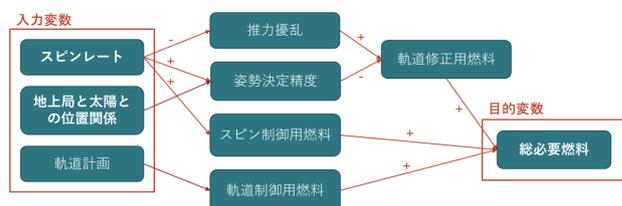


図 4: 設計パラメータ間の依存関係

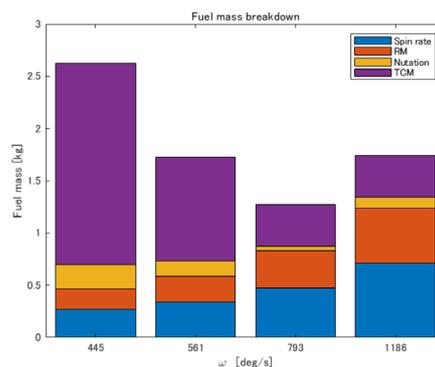


図 5: 最適なスピンレート評価の例

## (2) 超小型探査機の信頼性確保方策

超小型衛星を月およびそれ以遠 (他惑星や小天体等) に到達させるにあたっては, 地球低軌道よりも厳しい宇宙放射線環境 (重イオン等) への耐性と, 数年におよぶ長期間の航行を可能にする信頼性が要求される。地球低軌道で超小型衛星が爆発的な発展を遂げたのは, 「小さく・軽く・低コストに・早く」という超小型衛星の特長によるところが大きい。この超小型の良さを毀損することなく品質・信頼性向上を図ることが超小型衛星の深宇宙進出においては重要であり, 宇宙機の試験手法や運用手法なども含めて, システム全体としての信頼度向上策を見出す必要がある。本研究では, 各種超小型探査機ミッションの打ち上げ運用結果からの Lessons Learned や超小型衛星コミュニティ内の新しい超小型探査機ミッションの概念検討活動を通じて, 将来の超小型探査機の信頼性確保についての指針を以下のように整理した。

### ① 初期不良除去

宇宙環境耐性が保証され低い故障率が担保された高コストで重量・電力等のリソース消費の大きな宇宙用の部品で宇宙機を構成するのではなく, 多様な用途向けに大量生産され一定の品質を保っている民生部品の実力を活用するために, フライト品に対して基板レベル・機器レベル・システムレベルで長時間のバーンインを行って初期不良品を除去する方針は, 従来低軌道での超小型衛星では標準的な考え方となってきているが, 月・惑星探査においても同様の方針をとることが適切と考えられる。

### ② 長寿命化方策

数年以上の長期間の航行が必要になるような探査ミッション (例えば, まだ超小型衛星としてのミッション例はないが外惑星探査ミッション等) においては, 初期不良除去だけで十分な故障率の低減が達成できるとは限らない。このようなケースにおいては, 探査機システムの大部分の通電を OFF し偶発故障の発生確率を極限まで下げる「冬眠運用 (ハイバネーション運用)」が有効と考えられる。冬眠中の温度制御回路や冬眠からの復帰を管理する回路など一部の回路を高信頼性部品で構成することや, 冬眠中の姿勢運動を受動的に安定化させるための姿勢制御方策等が新たな超小型探査機ミッションの概念検討の中で検討されてきており, これらの方針を今後の超小型探査機の信頼性向上のために広く取り込むことは有効であると考えられる。

### ③ 深宇宙特有の放射線環境への対処

深宇宙は, 地球低軌道に比べて重粒子の飛来確率が高い等, 放射線環境が厳しい。したがって, 従来低軌道で軌道上実績のある機器であっても, 深宇宙の放射線環境では故障する可能性は排除できない。本研究期間内に打ち上げられた複数の超小型探査機ミッションにおいても, 超小型衛星として実績のある機器で構成されたシステムに故障が生じたと思われる事象が確認されている。したがって, 深宇宙環境で確実に動作させるためには, 実績のある機器であっても深宇宙環境を想定したシングルイベント (SEU, SEL) 耐性の追加評価を行って搭載する等の対応が必要と考えられる。

### ④ システムレベルでの検証

超小型衛星の失敗事例の多くは, 部品等の偶発的故障だけでなく衛星自体の設計の過誤によるものも多いとされている。高忠実度シミュレータによる計算機上でのシミュレーションや, 実機

のシステム全体での End-to-End 試験などにより設計検証を図る方法は地球低軌道ミッションを中心に研究されつつあるが、深宇宙探査ミッションにおいても同様に有効であると考えられる。特に大きな軌道変換能力を持った推進系は深宇宙探査機特有の機能であり、推進系の計算機上での高忠実なモデル化および推進系運用の実機での End-to-End 検証は重要である。

### (3) 超小型探査機システムの実証ミッションの設計

以上の成果を踏まえて、実際の宇宙ミッションを想定した宇宙機全体の概念設計を行った。具体的には、地球磁気圏の撮像を目的とする GEO-X ミッションをサイエンスペイロードとして搭載した、超小型衛星による深宇宙アクセス技術の実証機の概念設計を行った。GEO-X ミッションは、地球磁気圏外である 30-60R<sub>E</sub> 以上の高度から X 線による地球近傍の撮像を行い磁気圏の大局的な構造やその変化を観測することを目標としており、静止トランスファー軌道 (GTO 軌道) あるいは月近傍への相乗り打ち上げ機会を利用し、キックモータによって軌道変換することでその観測が可能となる。本研究では、推進系運用や観測機器運用を含むミッション全体の運用シナリオを整理し、具体的な打ち上げ軌道を想定した軌道・姿勢制御シーケンス設計を行ったうえで、別の計画研究で実施しているキックモータの研究開発状況と歩調を合わせる形で探査機システム全体の設計および解析を行い、システム全体の成立性を確認した (図 6)。姿勢制御シーケンスの設計においては、(1) で構築した手法をベースに、この実証ミッションで想定されるパラメータ空間の中で  $\Delta V$  実行精度および必要燃料を網羅的に解析し、スピンレートや衛星の質量特性、推進系の取付誤差などへ要求を配分した。

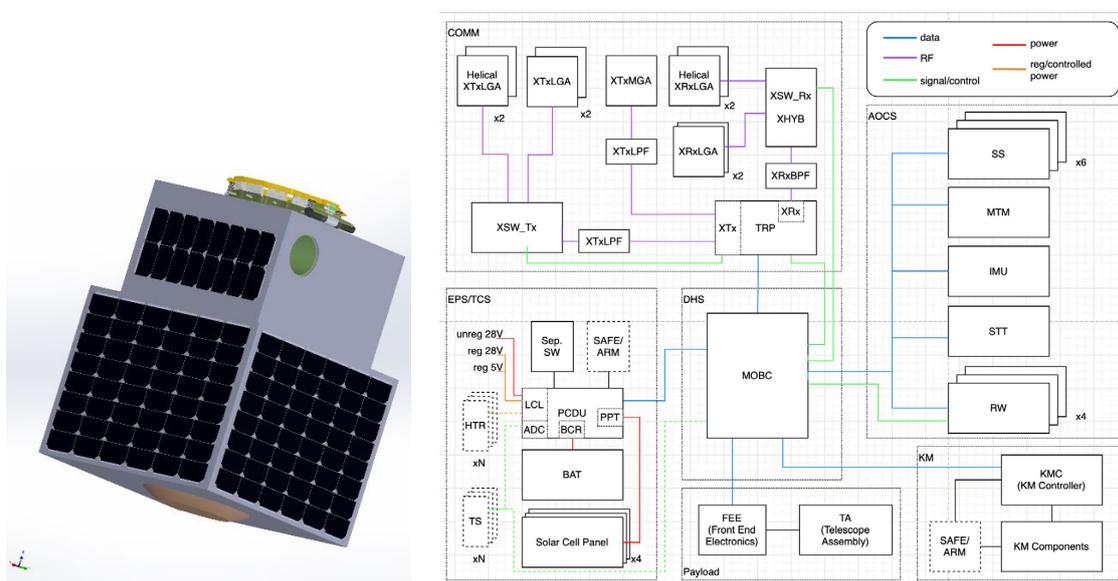


図 6 : 検討した実証衛星全体の外観図とシステムブロック図

また、実際の相乗り打ち上げ機会を想定してミッション設計・システム設計を実施する中で、打ち上げタイミングや打ち上げ軌道自体をミッション側から自由に選べないという相乗り打ち上げにおける制約が、目的地の決まった深宇宙探査ミッションを実現する際の大きな障害となることが識別されたため、これらの制約を緩和するような軌道計画手法についても研究を行った。

本研究では、GTO 軌道への相乗り打ち上げや、月近傍に国際協力によって構築される計画であるゲートウェイからの放出を、将来的に想定する打ち上げ機会として考えている。GTO 軌道への相乗りにおいては、打ち上げ軌道が必ずしも目的の天体へ遷移するのに適切なタイミングや軌道パラメータになっていない可能性がある中で、GTO 軌道からいったん軌道変更して月スイングバイを繰り返す軌道 (Moon to Moon Transfer) に投入し、タイミングを合わせて目的の天体への遷移軌道へ脱出する軌道設計手法を確立した。また、近地点での  $\Delta V$  マヌーバを複数周回に適切に配分する多段階近地点キック手法を提案し (図 7)、各種誤差への柔軟な対処による燃料節約を実現するとともに、打ち上げ時期制約の緩和も可能にすることを明らかにした。提案する深宇宙脱出シーケンスと一連の姿勢・軌道制御系設計手順の有効性を、具体的なミッション例として火星フライバイミッションを想定したケーススタディ (シミュレーション) を通じて検証した。さらに、月スイングバイとの組み合わせによる、放出軌道の制約緩和などの相乗効果も明らかにした。

ゲートウェイからの放出においても、最適なタイミング (日時) での放出は難しいと想定される

ため、いかに目的地となる天体等への遷移タイミングを合わせられるかが課題となる。中間軌道として  $m:1$  の synodic 共鳴軌道へ unstable manifold を用いて遷移させ、その後適切なタイミングで目的の天体への遷移軌道へ投入する軌道設計手法を確立した。

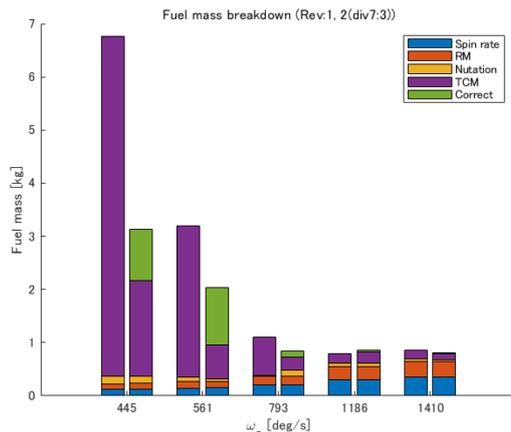


図7：多段階近地点キック手法による燃料最小化検討の例

以上により、高軌道変換能力を持った超小型衛星による深宇宙アクセスを実現するにあたっての、軌道計画および軌道姿勢制御上の課題を克服するとともに、このシステムにとってのユーザーとなるサイエンスペイロードを搭載した実際の宇宙ミッションのシステム成立性を確認し、本研究で提案する超小型探査機システムの実現性を示すことができた。

### 【計画研究 A03：高頻度な深宇宙探査のための準自律的な軌道決定・計画手法に関する研究】

#### 研究開始当初の背景

近年、超小型衛星の飛躍的發展により、地球周回ミッションを中心に衛星数が爆発的に増加しており、その衛星数増大（＝ミッションの高頻度化）の潮流が月・火星等の深宇宙探査領域へと展開しようとしている。地球周回ミッションと深宇宙ミッションの大きな違いの1つが、軌道決定・設計技術であり、高頻度化にとっての大きな障壁の1つになる。深宇宙ミッションでは、直径数十 m 規模の大型地上アンテナを利用した軌道決定を行う必要があるため、このままでは地上局リソース不足が深宇宙ミッション数増大の足枷となってしまう。実際に、NASA の Artemis 1 ミッションで打ち上げられる 13 機の超小型宇宙機において、地上局アンテナのリソースが逼迫していることが大きな問題として挙げられている。そのため、地上局リソースへの依存度を下げた深宇宙ミッション遂行の新しいスタイルを提案が求められている。

#### 研究の目的

本研究では、地上局リソースへの依存度を下げた準自律的軌道決定・計画手法を実現することを目標とする（図 8）。目指すべき準自律的な軌道決定・計画手法を実現するために、自律的軌道決定手法と軌道制御・軌道決定の統合的計画手法を導入する。そして、図 9 に示すように、定常運用時には自律的軌道決定・運用を取り入れ、クリティカルな時には地上局が割り当てられるようなメリハリをつけた軌道計画手法を確立する。



図8 提案手法の概要



図9 統合的軌道計画手法の概要

## 研究の方法

準自律的な軌道決定・計画手法を実現するために、「自律的決定手法」「統合的な軌道計画手法」「アプリケーション探求」の3つの方向性から研究に取り組んだ。

## 研究成果

### 1) 自律的軌道決定手法の確立

自律的な軌道決定手法に関して、専攻研究の網羅的なサーベイを行い、電波航法（レンジ・ドップラー・DDOR）、光学航法（対惑星、衛星間光通信）、レーダー航法、X線パルサー航法などの手法のメリット・デメリットの整理や定量的な精度評価を行なった（表1）。本研究成果は、日本航空宇宙学会主催の宇宙科学技術連合講演会にて発表した。

表1 自律的な軌道決定手法

自律的な深宇宙軌道決定手法	
□	天体(惑星・衛星)光学航法 (Riedel, J. E., et al., 2000)
□	宇宙機間光学航法(光通信) (Martin-Mur, T., et al., 2017)
□	宇宙機間電波航法 (Hill, K. and Born, G.H., 2007)
□	X線パルサー航法 (Sheikh, S, et al., 2006)

<引用文献>尾崎直哉, 菊地翔太, 佐々木貴広, 他, ”月近傍および深宇宙ミッションのための準自律的な軌道決定手法に関する検討,” 第65回宇宙科学技術連合講演会, 2108, オンライン, 2021年11月。

### 2) 「軌道制御計画」と「軌道決定計画」の両方を統合的に最適化する手法に関する研究

電波航法（レンジ・ドップラー・DDOR）等の地上局をベースとした軌道決定の頻度を下げるために、軌道決定誤差の不確定性を考慮した確立的な軌道設計を行うことで、必要最低限の軌道決定が遂行できるような手法を確立した。提案手法は、研究代表者が先行研究として確立した確率的軌道設計手法に対して、状態量の観測の不確定性モデルを組み込むことで、「軌道決定の観測実施時期」と「軌道制御」を同時に最適化することで実現されている。本研究成果を日本航空宇宙学会主催の宇宙科学技術連合講演会および33rd ISTSで発表した（図10）。

また、統合的な最適化の応用例として、地球・月圏のハロー軌道に対する軌道維持手法の研究を行なった。提案した確立的軌道設計手法を用いることで、従来手法より確率的に必要な燃料消費量を抑えることに成功している。本研究成果を日本航空宇宙学会主催の33rd ISTSで発表した（図11）。

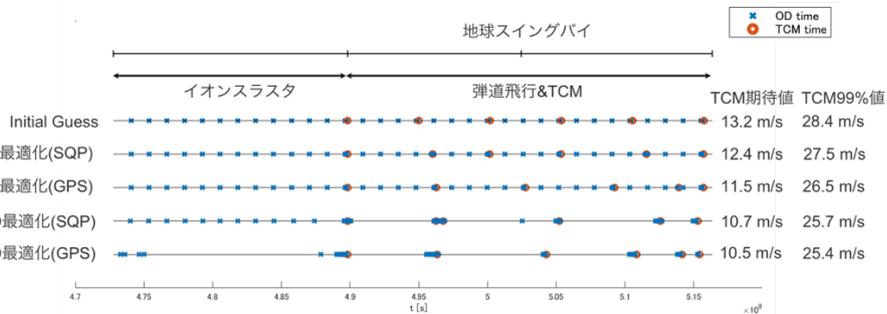


図10 軌道決定と軌道制御の統合的な計画手法による軌道修正マヌーバの最適化

<引用文献>Kakihara, K., Ozaki, N., Ishikawa, A., et al., “Integrated Optimization of Guidance and Navigation Scheduling for Deep Space Exploration via Stochastic Trajectory Optimization Approach,” Joint Symposium of 33rd ISTS, 10th NSAT & 14th IAA LCPM, 2022-d-74s, Online, February 28-March 4, 2022.

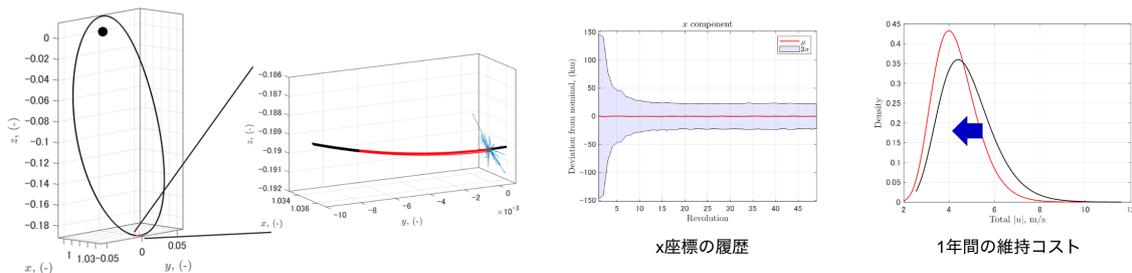


図11 地球・月系のハロー軌道に対する軌道維持手法に関する研究

<引用文献>Chikazawa, T., Ozaki, N., Kakihara, K., et al., “Covariance Control Approach for Stationkeeping of Halo Orbits in the Earth-Moon System,” *Joint Symposium of 33rd ISTS, 10th NSAT & 14th IAA LCPM, 2022-d-14, Online, February 28-March 4, 2022.*

### 3) 準自律的な軌道決定手法が必要となるアプリケーションの開拓

準自律的な軌道決定手法が強く求められるアプリケーションを探求し、小惑星マルチフライバイと恒星間天体等の即応型フライバイ探査を同時に実現する深宇宙コンステレーションのコンセプトを創出した(図12)。深宇宙コンステレーションのコンセプトでは、地球から最大0.5au程度まで離れた深宇宙空間に5~10機の(超小型)深宇宙探査機を配置させ、それぞれが年間1個の頻度での小惑星フライバイを実現するというものである。本コンセプトでは、10機以上の深宇宙探査機を同時に運用する必要があり、自律的軌道決定手法が課題となる。本研究成果は、日本航空宇宙学会主催の宇宙科学技術連合講演会、超小型衛星利用シンポジウム、IAA主催のPlanetary Defense Conferenceにて発表された。また、本深宇宙コンステレーション構想への適用を前提とした航法誤差の不確定性を考慮したロバストな軌道設計手法に関する研究を行い、AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meetingにて発表している。「自律的な軌道決定手法」を実現する方法としては、電波航法(宇宙機間測距を含む)と光学航法(対惑星・衛星)が主流になると考えており、これらの手法を用いた場合の軌道決定精度の劣化を考慮したロバストな軌道設計手法に関する研究は今後の課題として残されている。

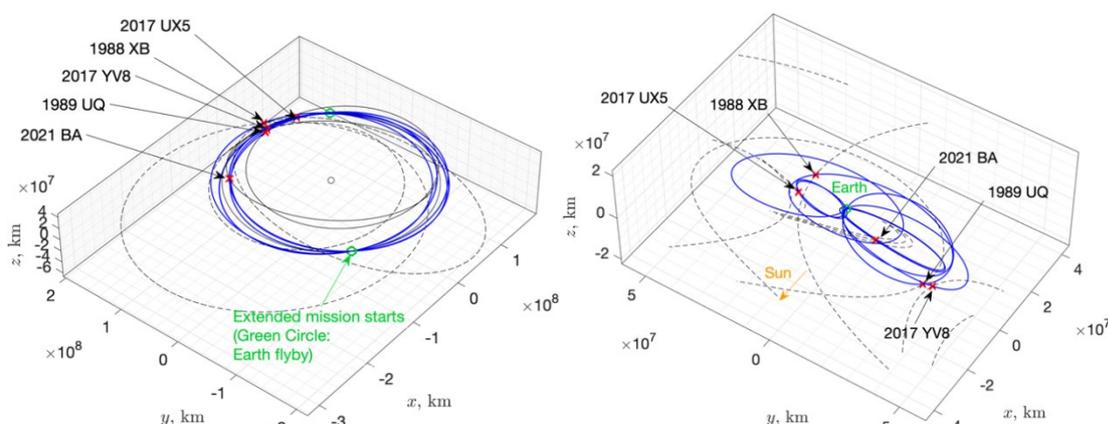


図12 深宇宙コンステレーションを構築する小天体フライバイサイクラー軌道の例

<引用文献>Ozaki, N., Yanagida, K., Chikazawa, T., Pushparaj, N., Takeishi, N., Hyodo, R., “Asteroid Flyby Cyclo Trajectory Design Using Deep Neural Networks,” *Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 45, No. 8, pp. 1496-1511, August 2022.*

### (4) 本研究領域の今後の展開

以上、本研究領域を構成する3つの計画研究

【計画研究 A01: 小型宇宙機に革新的軌道変換能力を与えるハイブリッドキックモータの開発】

【計画研究 A02: 長期の深宇宙ミッション遂行能力を有する超小型探査機システムの研究】

【計画研究 A03: 高頻度な深宇宙探査のための準自律的な軌道決定・計画手法に関する研究】

により、地球近傍への相乗り打ち上げから、超小型探査機が独力で深宇宙に脱出できるような高推力で高軌道変換能力を持った推進系の実現性を示し、そのような推進系を搭載し駆動可能な超小型探査機バスの実現解を示した。また、各種超小型探査機ミッションの打ち上げ運用結果を踏まえて、超小型の良さである「小さく・軽く・低コストに・早く」を毀損することなく品質・信頼性向上を図る方策についての指針も得た。そして、多数機の探査機を運用する際の地上局のボトルネックを解消するための準自律的軌道決定・計画手法を確立した。これらの研究活動とともに、深宇宙探査機のユーザーとなるサイエンスペイロードを搭載した実際の宇宙ミッションの設計を行い、システム成立性を確認し、本研究で提案する超小型探査機システムの実現性を示すことができた。

本研究後の別の活動の中で、本研究成果を活用・発展させる形で宇宙実証ミッションを実際に打ち上げられることを計画しており、本研究の提唱する「深宇宙探査をいつでも誰でも実施可能」という真に高頻度で機動的な深宇宙探査の実現が期待される。