



NBFGA

日本電気株式会社

HXTX / XMGA

慶應義塾大学

GPRCS

宇宙システム開発利用推進機構

AOBA VELOX-IV

九州工業大学

DLAS

東京工業大学

SPM

宇宙システム開発利用推進機構

TMSAP

JAXA

RISESAT

東北大学

NEXUS

日本大学

ORIGAMISAT-1

東京工業大学

MICRODRAGON

慶應義塾大学

ALE-1

株式会社ALE

FIREANT

中部大学

1

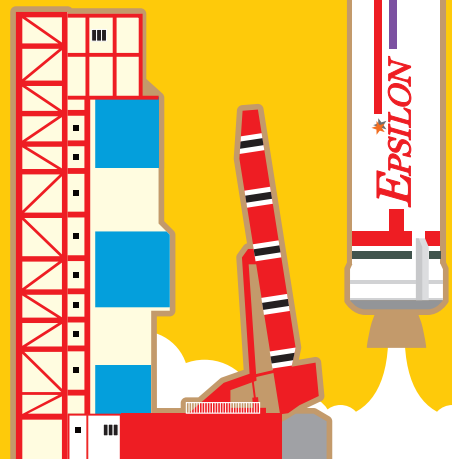
<http://fanfun.jaxa.jp/>

INNOVATIVE SATELLITES

革新的衛星技術実証1号機



PRESS KIT



目 次

1	革新的衛星技術実証プログラムとは	1
1.1	プログラムの目的	1
1.2	公募制度の概要	2
2	革新的衛星技術実証1号機概要	3
2.1	小型実証衛星1号機	4
	小型実証衛星1号機のミッション・特徴	4
	打上時外観図	6
	軌道上外観図	6
2.1.1	搭載ミッション機器	8
2.1.1.1	実証テーマ	8
	革新的FPGA	8
	Xバンド高速通信機/Xバンド中利得アンテナ	9
	グリーンプロペラント推進系	10
	粒子エネルギー spektrometer	11
	革新的地球センサ・スタートラッカー	12
	軽量太陽電池パドル	13
	超小型・省電力GNSS受信機 Fireant	14
2.1.1.2	実証の付加価値を高める機器	15
	ハイビジョン画像カメラ	15
	宇宙放射線観測装置	16
2.1.2	衛星システム構成	17
	搭載コンピュータ	17
	通信系	17
	電源系	18
	姿勢制御系	18
2.1.3	衛星の運用	19
2.1.4	主要諸元/開発スケジュール	21
	システム主要諸元	21
	開発スケジュール	22
2.2	超小型衛星	23
	MicroDragon	23
	超小型理学観測衛星「ライズサット」	24
	人工流れ星実証衛星「ALE-1」	25
2.3	キューブサット	26
	多機能展開膜実証3Uキューブサット「OrigamiSat-1」	26
	月探査技術実証衛星「Aoba VELOX-IV」	27
	アマチュア通信技術実証衛星「NEXUS」	28
3	打上げ	29
	打上げ後の運用シーケンス	29
	大型衛星と異なる小型衛星の特徴	29

Index

1	Innovative Satellite Technology Demonstration Program	1
1.1	Purpose	1
1.2	Outline of the call	2
2	Outline of Innovative Satellite Technology Demonstration -1	3
2.1	RAPid Innovative payload demonstration Satellite 1 (RAPIS-1)	5
	Mission and Features of “RAPid Innovative payload demonstration Satellite 1 (RAPIS-1)”	5
	Launch Configuration	6
	On-Orbit Satellite Configuration	6
2.1.1	Mission Equipment	8
2.1.1.1	Theme of on-orbit demonstration	8
	Innovative FPGA (NBFPGA: NanoBridge based Field Programmable Gate Array)	8
	HXTX: High data rate X-band Transmitter/XMGA:X-band Middle Gain Antenna	9
	GPRCS: Green Propellant Reaction Control System	10
	SPM: Space Particle Monitor	11
	DLAS: Deep Learning Attitude Sensor	12
	TMSAP: Thin Membrane Solar Array Paddle	13
	Fireant: Miniature Spaceborne GNSS Receiver	14
2.1.1.2	Equipment that increases added value of mission	15
	Earth Observation Camera, Deployment Monitor Camera	15
	Space Radiation Environment Monitor	16
2.1.2	System of the Satellite	17
	On-Board Computer	17
	Communication Subsystem	17
	Electrical Power Subsystem (EPS)	18
	Attitude Control Subsystem (ACS)	18
2.1.3	Operation	19
2.1.4	Main Characteristics / Development Schedule	21
	Main Characteristics	21
	Development Schedule	22
2.2	Microsatellite	23
	MicroDragon	23
	Rapid International Scientific Experiment Satellite “RISESAT”	24
	Man-made meteor shower Demonstration Satellite “ALE-1”	25
2.3	CubeSat	26
	Multi-Functional Deployable Membrane Structure Demonstrator “OrigamiSat-1”	26
	Lunar Exploration Technology Demonstration Satellite “Aoba VELOX-IV”	27
	Radio Amateur Satellite “NEXUS”	28
3	Launch	29
	Launch Sequence	29
	Small Satellite Features Compared to a Large Satellite	29

1

“革新的衛星技術実証プログラム”とは Innovative Satellite Technology Demonstration Program

1.1 プログラムの目的 Purpose

本プログラムは、宇宙基本計画上の「宇宙システムの基幹的部品等の安定供給に向けた環境整備」の一環として、民間企業や大学などが開発した機器や部品、超小型衛星、キューブサットに宇宙実証の機会を提供するプログラムです。

JAXAは、このプログラムを通じて以下の実現を目指しています。

1. 国や産業界の課題に対応しつつ、将来を先読みして、新たな利用を拓くミッションや産業競争力のあるシステム/サブシステムの創出に繋がる技術やアイデアの実証を行う。
2. リスクは高いが、日本の宇宙技術の発展と宇宙産業の国際競争力の確保に高い成果の期待される「革新的」な技術を優先的に取り上げ、実証を行う。

As part of "Space System's Stable Supply of Spatial System Components" under the Basic Plan on Space Policy, this program aims at providing opportunities for the demonstration of equipment, parts, spacecraft and CubeSats developed by private enterprises, universities, etc.

JAXA is aiming to realize the following through this program.

1. We look forward to the future and will demonstrate technologies and ideas leading to the creation of new uses and industrial competitive systems/subsystems, while responding to the challenges facing the country and industry.
2. Although the risk is high, we will preferentially take and demonstrate "innovative" technologies that are expected to achieve high results in the development of Japanese space technology and secure the international competitiveness of the space industry.

1.2 公募制度の概要 Outline of the call

JAXAは「革新的衛星技術実証プログラム」の実証テーマ提案を通年公募しています。

1. 募集する実証テーマ

- ① 部品（電子部品、機械部品など）
- ② コンポーネント（機器）
- ③ 小型衛星システム（超小型衛星【100kg程度まで】・キューブサット【3Uまで】）

2. 応募資格

- ① 日本国政府機関、日本国内の機関、法人、団体及びそれに属する者
- ② 提案テーマの開発・運用までの作業を責任を持って実施する意思がある者

3. 公募期間

通年公募

4. 募集要項

応募条件等の詳細については、以下の募集要項をご覧ください。応募のあった実証テーマについては、JAXAの事前審査を経て、実証テーマ候補リストに登録させていただきます。

<募集要項>

http://aerospacebiz.jaxa.jp/wp-content/uploads/2016/07/kakushin_guide-1.pdf

JAXA is offering a proposal for conducting the "Innovative Satellite Technology Demonstration Program" throughout the year.

1. Demonstration theme to call for

- ① Parts (electronic parts, mechanical parts, etc.)
- ② Components
- ③ Small satellite systems (ultra-small satellites (up to 100 kg)・CubeSats (up to 3 U))

2. Eligibility

- ① Japanese governmental agencies, institutions in Japan, corporations, organizations and those belonging to them
- ② Persons/entities willing to implement the work up to the development and operation of the proposed theme with responsibility

3. Public offering period

Year-round calls

4. Application guidelines

For details of the application conditions, etc., please see the following application guidelines. We will register the submitted demonstration theme in the candidate list of the demonstration themes after a preliminary review by JAXA.

<Application Requirements>

http://aerospacebiz.jaxa.jp/wp-content/uploads/2016/07/kakushin_guide-1.pdf

2

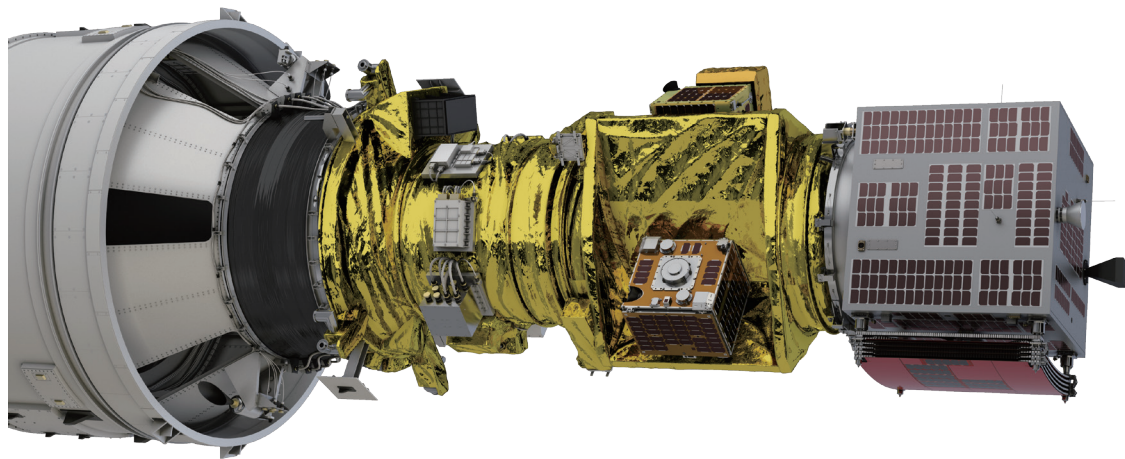
“革新的衛星技術実証 1 号機” 概要 Outline of Innovative Satellite Technology Demonstration -1

「革新的衛星技術実証 1 号機」は、「革新的衛星技術実証プログラム」の最初の実証機会であり、民間企業や大学、研究機関等を対象に公募を行い、選定された13テーマを搭載し、強化型イプシロンロケット4号機により内之浦宇宙空間観測所より平成30年度に打上げます。

JAXAが株式会社アクセルスペースに委託して開発する「小型実証衛星 1 号機 (RAPIS-1)」(7つの実証テーマを搭載)と6機の超小型衛星・キューブサットの計7機の衛星で構成されています。イプシロンロケットが初の複数衛星打上げに挑む点も特長の一つです。

The "Innovative Satellite Technology Demonstration -1" is the first demonstration opportunity of the "Innovative Satellite Technology Demonstration Program" to publicly invite private companies, universities, research institutions, etc., equipped with 13 selected themes, and will be launched in JFY2018 from the Uchinoura Space Center by Enhanced Epsilon Rocket No.4.

It consists of seven satellites: "RAPid Innovative payload demonstration Satellite 1 (RAPIS-1)" developed by JAXA via consignment to Axelspace Co., Ltd. (with seven demonstration themes), and six ultra-small satellites/CubeSats. It also one of the features that Epsilon launch vehicle challenges the first launch of multiple satellites.



2.1 小型実証衛星 1 号機 RAPid Innovative payload demonstration Satellite 1 (RAPIS-1)

小型実証衛星 1 号機のミッション・特徴

▶ ミッション

小型実証衛星 1 号機は、革新的衛星技術実証プログラムで選定された部品や機器を軌道上で実証するための衛星です。7つの実証テーマ部品・機器を搭載し、実証テーマ提案者からの要求を受けて実験を行い、実験データおよび実験実施時の環境データを提供します。この実証実験により、日本の衛星技術の国際競争力強化、宇宙利用の拡大、イノベーション創出を目指します。

(7つの実証テーマについては2.1.1.1をご参照ください)

ミッション：衛星技術刷新や産業振興・イノベーションにつながる宇宙実証

1. 衛星搭載機器の価格競争力・性能・機能などの格段な向上
2. 衛星の利用拡大およびイノベーション創出
3. 新たなビジネス構想・市場創造

▶ 特徴

小型実証衛星 1 号機は、JAXAが衛星の製造・運用をベンチャー企業（株式会社アクセルスペース）に委託した初めての事例です。「問題を起こさない」ではなく「問題が起きても復活する」ことにより、リスクのある実験にもチャレンジできるように、以下のような特徴を持っています。

■ サバイバリティを高めたアイソレーション設計

ミッション系（実証テーマ部品・機器）とバス系（電力・通信・姿勢制御等、人工衛星としての基本機能）を小型衛星としては可能な限り独立させ、実験中のミッション系に不具合が生じた場合も、バス系に影響が波及することを防ぐ設計になっています。例えば、ミッション系に過電流や応答異常が生じると、バス系によりミッション系の自動停止・リセット処理が行われます。

■ 超短期間開発

50kg級の小型衛星のバス技術をベースとして開発することで、極めて短期間（約2年半）で設計から打上げまで行います。

■ 再利用

ミッション機器とのインターフェースを可能な限り標準化することで、ミッション系・バス系共に円滑な開発を目指しています。

Mission and Features of “RAPid Innovative payload demonstration Satellite 1 (RAPIS-1)”

▶ Mission

RAPIS-1 aims to perform orbital demonstration of the components and equipment selected in the “Innovative Satellite Technology Demonstration Program”. Equipped with seven demonstration themes, the satellite will conduct the experiments as requested for the demonstration by the proposers, and thus offers the experiment data and its own environmental data. Through these demonstration experiments, we intend to strengthen the international competitiveness of Japanese satellite technology, promote space utilization, and generate innovation.

(As for the seven demonstration themes, please see 2.1.1.1)

Mission: Demonstration in space toward significant improvement of satellite technology and innovation

1. Significant improvement of the global price competitiveness, quality and function of Japanese space components
2. Facilitating the use of space and creating new innovations
3. Creating new businesses and new markets

▶ Features

RAPIS-1 marks the first case where JAXA consigned the manufacture and operation of a satellite to a start-up company (Axelspace Co. Ltd.). The satellite is intended to “spring back to life” and not “not cause problems”, and has the following features so that we can challenge the demonstration experiments with high risk.

■ Isolation Design for Survivability

Mission equipment and the bus system in this small satellite are designed independently, thereby preventing a mission equipment defect from affecting the bus system. For example, in case of overcurrent or a reaction error, the system stops automatically and then is reset.

■ Ultra-Short-Term Development

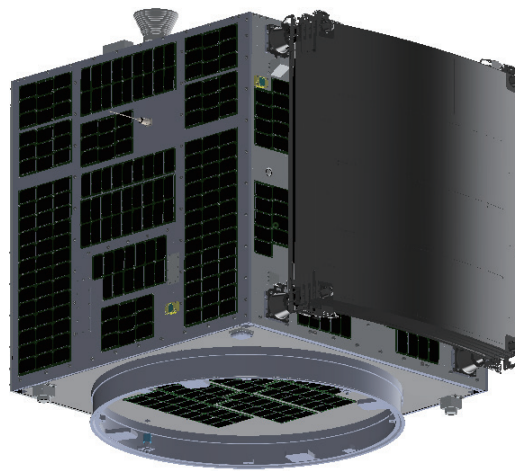
Based on the experience of developing the bus system for a 50-kg microsatellite, the period from design to launch is only about two years.

■ Reuse

The interface with mission equipment is standardized, so as to enable smoother development.

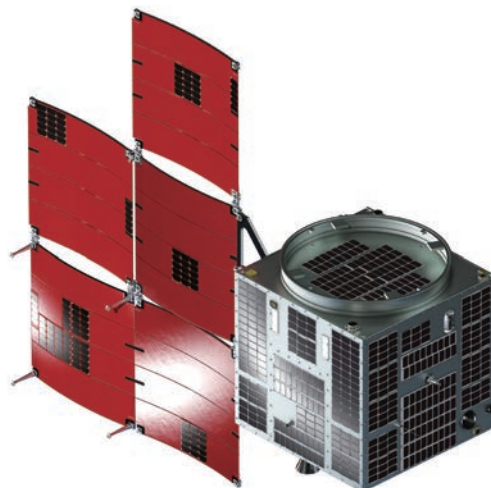
打上時外観図

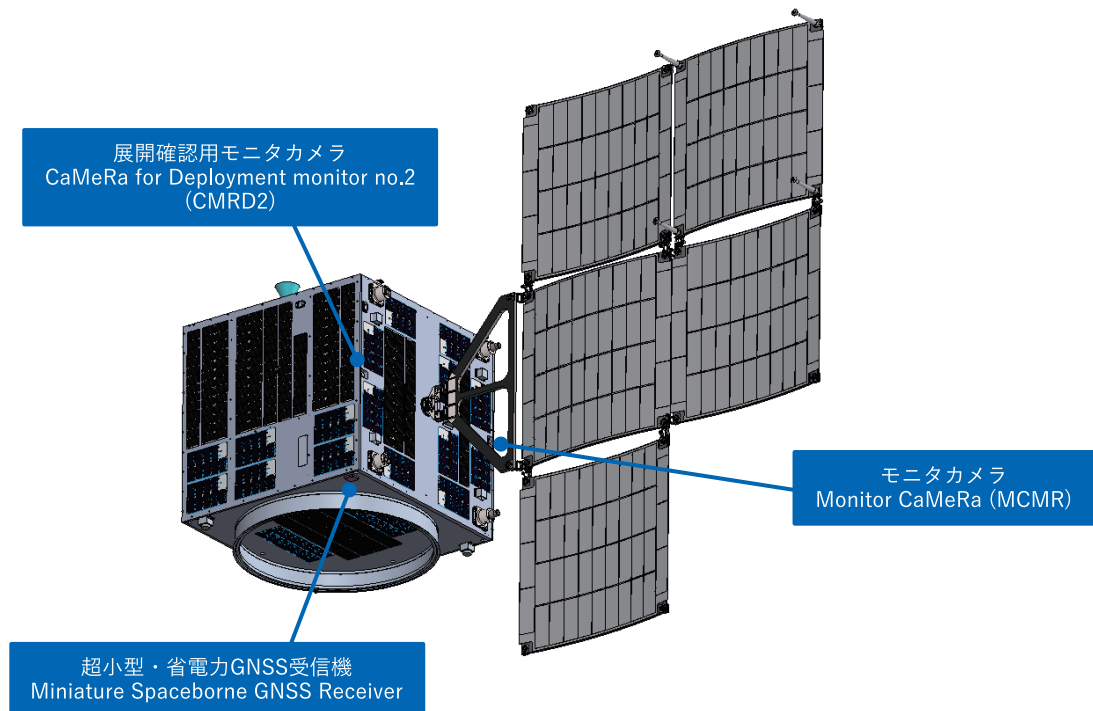
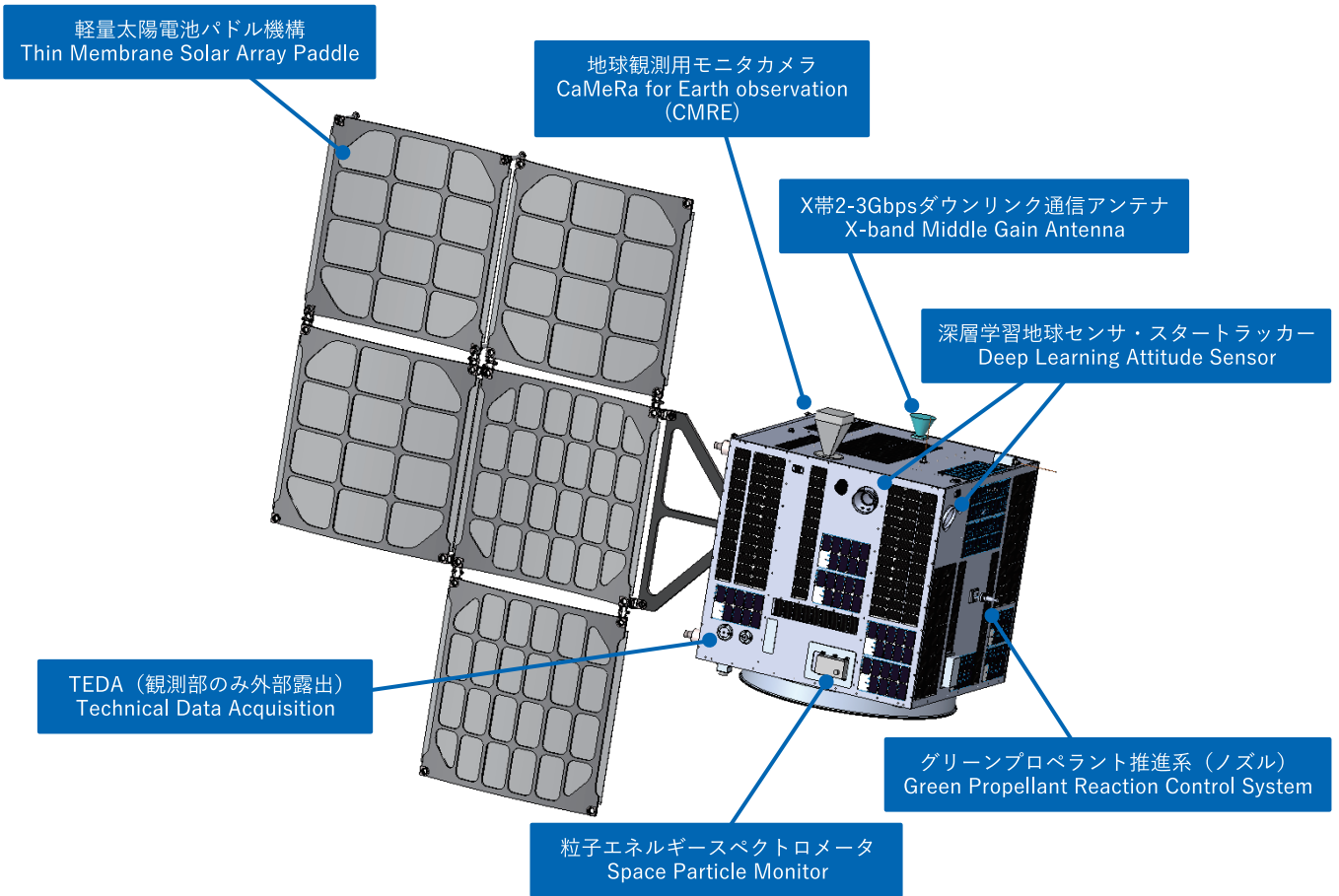
Launch Configuration



軌道上外観図

On-Orbit Satellite Configuration





2.1.1 搭載ミッション機器 Mission Equipment

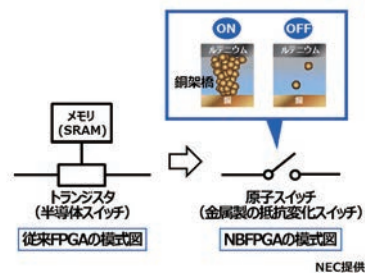
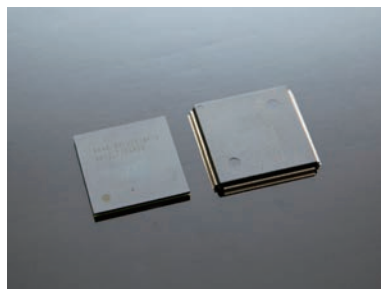
2.1.1.1 実証テーマ Theme of on-orbit demonstration



革新的FPGA

Innovative FPGA (NBFGA : NanoBridge based Field Programmable Gate Array)

実証テーマ名	革新的FPGAの耐宇宙環境性能軌道上評価
提案機関	日本電気株式会社 (NEC)
ミッション概要	我が国独自の動作原理 (原子スイッチ：ナノブリッジ) に基づく革新的FPGAであり、書換え可能ながら回路構成情報を蓄えるメモリは不要で、回路構成情報に関する放射線ソフトエラーの発生確率が小さく、高信頼化が可能かつ最先端FPGAと比較しても大幅な低消費電力化、および小型化が可能なFPGAの軌道上実証を行う。
寸法	28×28×3.4 mm
重量	4.9 g
実施責任者	システムプラットフォーム研究所 杉林 直彦 技術主幹

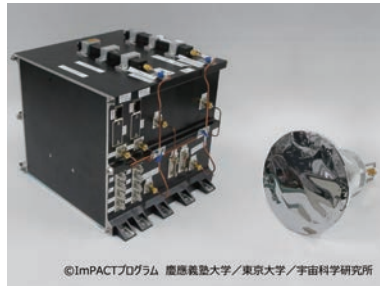


Theme name	An evaluation of space environmental durability of innovative FPGA on orbit
Proposing organization	NEC Corporation
Outline of mission	The FPGA using the novel switch of NanoBridge will be demonstrated on orbit. The configuration memory in conventional FPGA entails such drawbacks as soft errors and large power consumption. NanoBridge based on a unique operating principle replaces the configuration memory, thereby realizing an innovative FPGA that features high immunity against radiation, low-power consumption, and miniaturization of the module.
Dimensions	28×28×3.4 mm
Weight	4.9 g
Person responsible for implementation	Tadahiko Sugibayashi Senior Manager of System Platform Research Laboratories



Xバンド高速通信機／Xバンド中利得アンテナ
HXTX : High data rate X-band Transmitter／XMGA : X-band Middle Gain Antenna

実証テーマ名	X帯2-3Gbpsダウンリンク通信の軌道上実証
提案機関	慶應義塾大学
ミッション概要	降雨に強く、省電力、低価格のX帯通信システムでありながら、周波数利用効率が極めて高い、地球周回衛星からでは世界最高通信速度のX帯2-3Gbpsダウンリンク通信を実証。
寸法	Xバンド高速通信機：250×206×192 mm Xバンド中利得アンテナ：φ136.1×188.5 mm
重量	Xバンド高速通信機：6.6 kg Xバンド中利得アンテナ：0.6 kg
実施責任者	大学院システムデザイン・マネジメント研究科／科学技術振興機構 ImPACTプログラム 白坂 成功 教授
共同実施者	東京大学 中須賀 真一、JAXA 宇宙科学研究所 齋藤 宏文



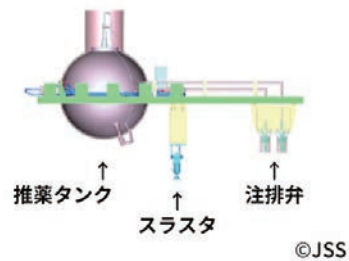
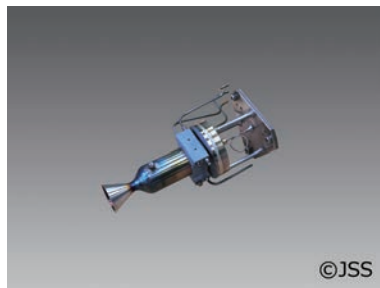
Theme name	On-orbit demonstration of X-band 2-3Gbps downlink communication
Proposing organization	Keio University
Outline of mission	To demonstrate X-band 2-3 Gbps downlink communication from Earth-orbiting satellites at the world's highest communication speed. This rain-resistant, power-saving, low-priced X-band communication system offers extremely high frequency usage efficiency.
Dimensions	HXTX : 250×206×192 mm XMGA : φ136.1×188.5 mm
Weight	HXTX : 6.6 kg XMGA : 0.6 kg
Person responsible for implementation	Seiko Shirasaka Professor, Graduate School of SDM Program Manager, ImPACT Program, Japan Science and Technology Agency
Collaborators	Shin-ichi Nakasuka (The University of Tokyo), Hirobumi Saito (ISAS/JAXA)



グリーンプロペラント推進系

GPRCS : Green Propellant Reaction Control System

実証テーマ名	グリーンプロペラント推進系の軌道上実証実験
提案機関	宇宙システム開発利用推進機構
ミッション概要	推進系に求められる期待に対応し、小型衛星に適した低毒推進系の軌道上実証。 1) 運用性向上：作業性・取扱い性向上 2) 低コスト：安価な材料の使用 3) 低消費電力：低凝固点による消費電力低減 4) 高性能推進剤：高密度高比推力HAN（Hydroxyl Ammonium Nitrate）系推進剤
寸法	840×430×531 mm
重量	8.34 kg（推進剤含む、パネル含まず）
実施責任者	研究開発本部システム開発部 岡 範全 担当部長
共同実施者	JAXA宇宙科学研究所



Theme name	On-orbit demonstration of Green Propellant Reaction Control System
Proposing organization	Japan Space Systems
Outline of mission	Orbit demonstration of a low-toxicity propulsion system suitable for small satellites. 1) Improving operability : Improving working and handling conditions 2) Low cost : Applying low cost materials for the system 3) Low power consumption : Reducing power consumption due to propellant's low freezing point 4) High spec propellant : High density and high specific impulse propellant
Dimensions	840×430×531 mm
Weight	8.34 kg (including propellant, but excluding the panel)
Person responsible for implementation	Noriaki Oka Deputy Director of Research and Development Division
Collaborators	ISAS/JAXA



粒子エネルギー spektrometer SPM : Space Particle Monitor

実証テーマ名	粒子エネルギー spektrometerの軌道上実証
提案機関	宇宙システム開発利用推進機構
ミッション概要	将来市場拡大が見込まれる小型衛星搭載等を想定して開発した、民生部品を使用した小型、軽量、低コスト、短納期である軌道上環境観測装置。
寸法	102×132×46 mm (突起含まず)
重量	0.81 kg
実施責任者	研究開発本部システム開発部 岡 範全 担当部長



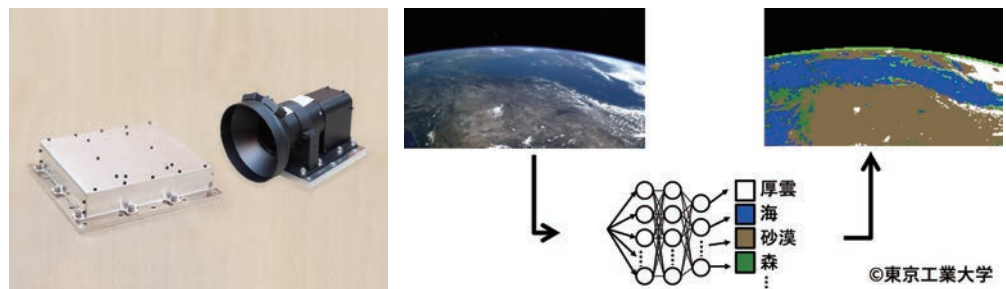
Theme name	On-orbit demonstration of Space Particle Monitor
Proposing organization	Japan Space Systems
Outline of mission	Radiation environment measurement equipment utilizing consumer parts that feature small size, light weight, low cost and short delivery for the emerging small satellite market.
Dimensions	102×132×46 mm (not including projections)
Weight	0.81 kg
Person responsible for implementation	Noriaki Oka Deputy Director of Research and Development Division



革新的地球センサ・スタートラッカー

DLAS : Deep Learning Attitude Sensor

実証テーマ名	深層学習を応用した革新的地球センサ・スタートラッカーの開発
提案機関	東京工業大学
ミッション概要	東京工業大学河合研・松永研は民生品を用いて安価なスタートラッカーおよび地球センサを開発した。本スタートラッカーは超小型衛星での使用を想定しており、軌道上にて較正観測、動作実証実験、長期性能モニタを行う。地球カメラは独自に開発したシンプルなAIを用いて、軌道衛星上という“エッジ”での画像認識を行い土地利用・植生分布の識別を行う。さらに、識別した地形データを応用して、全く新しい三軸姿勢推定法の実証実験を実施する。
寸法	コントローラユニット：245×195×45 mm、カメラユニット：107×193×116 mm
重量	一式 約 2.15 kg (カメラ 2 台を含む) コントローラユニット：0.91 kg、カメラユニット：0.62 kg
実施責任者	理学院物理学系 谷津 陽一 助教
共同実施者	株式会社天の技 (旧社名：株式会社Stray Cats' Lab)、東京大学、公益財団法人若狭湾エネルギー研究センター

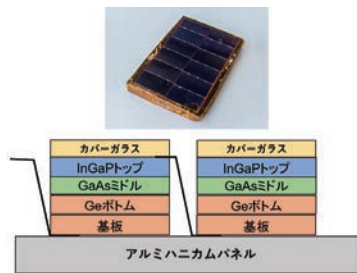


Theme name	Development of Innovative Deep Learning Attitude Sensor
Proposing organization	Tokyo Institute of Technology
Outline of mission	Kawai-lab and Matsunaga-lab at Tokyo Tech developed star trackers and Earth cameras by utilizing the COTS devices. Small satellites below 100 kg are being targeted for the STT. In this flight mission, in-orbit calibration, demonstration, and long-term degradation monitoring will be conducted. The Earth cameras are used for in-orbit and real-time image recognition experiments. Tokyo Tech developed a simple AI algorithm suitable for an on-board computer that can roughly recognize land usage and plant distribution. The image recognition results are also applied to demonstration of the brand-new three-axis attitude determination method.
Dimensions	Control Unit : 245×195×45 mm, Earth Camera Unit : 107×193×116 mm
Weight	Control Unit : 0.91 kg, Earth Camera Unit : 0.62 kg
Person responsible for implementation	Yoichi Yatsu Assistant Professor, School of Science, Department of Physics
Collaborators	Amanogi Corp. (formerly : Stray Cats' Lab Corp.), The University of Tokyo, The Wakasa Wan Energy Research Center

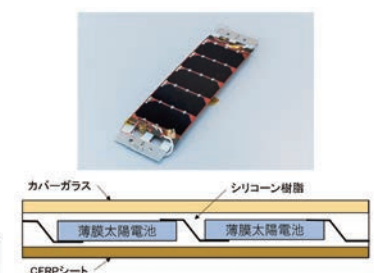


軽量太陽電池パドル TMSAP : Thin Membrane Solar Array Paddle

実証テーマ名	軽量太陽電池パドル機構
提案機関	JAXA
ミッション概要	JAXA開発の薄膜電池を採用し、従来のハニカムリジッドパネルと比較して1/3に軽量化した太陽電池パネル5枚を用いたパドル機構の軌道上での展開実証を行う。
寸法	展開時：2269×2829×252 mm
重量	12.2 kg
実施責任者	研究開発部門第一研究ユニット 今泉 充、住田 泰史
共同実施者	日本電気株式会社、株式会社シャープ



従来の太陽電池パネル
The existing solar array panel



今回実証する薄膜太陽電池パネル
The thin membrane solar array panel to be demonstrated

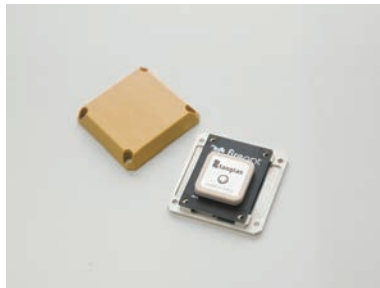
Theme name	Thin Membrane Solar Array Paddle
Proposing organization	JAXA
Outline of mission	On orbit deployment demonstration of a lightweight solar paddle system with thin-film triple junction solar cells developed by JAXA.
Dimensions	2269×2829×252 mm
Weight	12.2 kg
Person responsible for implementation	Mitsuru Imaizumi, Taishi Sumita Research Unit I, Research and Development Directorate
Collaborators	NEC Corporation, Sharp Corporation



超小型・省電力GNSS受信機 Fireant

Fireant : Miniature Spaceborne GNSS Receiver

実証テーマ名	超小型・省電力GNSS受信機の軌道上実証
提案機関	中部大学
ミッション概要	最新の車載用GNSS受信機アーキテクチャをベースに、超小型衛星での利用に最適化した切手大のGNSS受信機を宇宙環境で動作することを実際に確認する。
寸法	52×52×11 mm
重量	45 g
実施責任者	工学部宇宙航空理工学科 海老沼 拓史 准教授
共同実施者	株式会社センサコム



Theme name	On-orbit demonstration of a space-capable miniature GNSS Receiver
Proposing organization	Chubu University
Outline of mission	In-orbit testing of the world's smallest and ultra-low power space-capable GNSS receiver specially designed for nano-satellite applications with limited power and mass budgets.
Dimensions	52×52×11 mm
Weight	45 g
Person responsible for implementation	Takuji Ebinuma Associate Professor, Dept. of Astronautics and Aeronautics
Collaborators	SensorComm Co., Ltd.

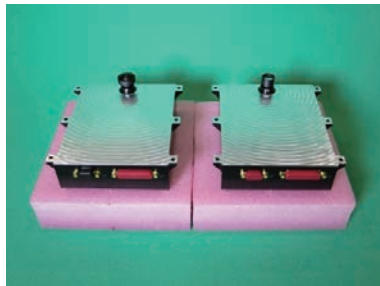
2.1.1.2 実証の付加価値を高める機器 Equipment that increases added value of mission

小型実証衛星1号機には、実証テーマの実証意義をより高める目的で、JAXAで開発した以下の2つの機器を搭載し、搭載された軌道上実証をサポートしています。

RAPIS-1 is equipped with two JAXA-developed components that increase added value of the mission.

ハイビジョン画像カメラ Earth Observation Camera, Deployment Monitor Camera

搭載機器名	CMRE：地球観測カメラ、CMRD2：展開確認用モニタカメラ (革新的FPGAの耐宇宙環境性能軌道上評価実証機器)
開発機関	JAXA (株式会社エイ・イー・エス、株式会社シキノハイテック)
概要	民生用小型ハイビジョンセンサを用いて、小型衛星を用いた地球観測実験を行う。また、同一機器を用いて、TMSAPの展開状況を監視し状況を確認する。ミッション部品である革新的FPGAを用いて、これらの機能を軌道上で実際に動作させる。
寸法	150×160×45 mm
重量	0.9 kg

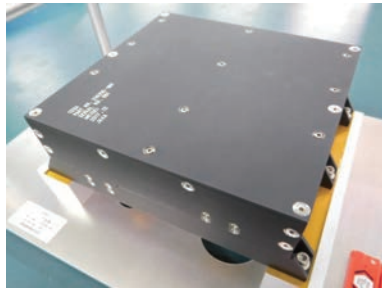


Name of equipment	CMRE : CaMeRa for Earth observation CMRD2 : CaMeRa for Deployment monitor no.2
Development organization	JAXA (Advanced Engineering Services Co., Ltd., Shikino High-Tech Co., Ltd.)
Outline	Earth observation experiment using small satellites will be conducted using a small-sized high-vision sensor for commercial use. This equipment also monitors the deployment status of TMSAP with Innovative FPGA (mission equipment).
Dimensions	150×160×45 mm
Weight	0.9 kg

宇宙放射線観測装置

Space Radiation Environment Monitor

搭載機器名	TEDA (Technical Data Acquisition Equipment)
開発機関	JAXA (明星電気株式会社)
概要	<p>小型実証衛星 1 号機の飛行する地球低軌道宇宙空間の放射線環境の観測を行い、搭載実験機器 (SPM) の比較校正データを提供するとともに、搭載実験機器の動作環境を明らかにする。</p> <p>あわせて、デジタルサンプリングによる放射線エネルギー波形計測の機能向上の軌道上実証も行う。</p>
寸法	220×184×92 mm (取り付け含まず)
重量	3.2 kg



Name of equipment	TEDA (Technical Data Acquisition Equipment)
Development organization	JAXA (MEISEI ELECTRIC CO., LTD.)
Outline	<p>TEDA observes the radiation environment of the flight trajectory of RAPid Innovative payload demonstration Satellite 1, and provides comparative calibration data of SPM .</p> <p>We will undertake on-track demonstration of improving the function of wave energy waveform measurement by digital sampling.</p>
Dimensions	220×184×92 mm (not including attachment)
Weight	3.2 kg

2.1.2 衛星システム構成 System of the Satellite

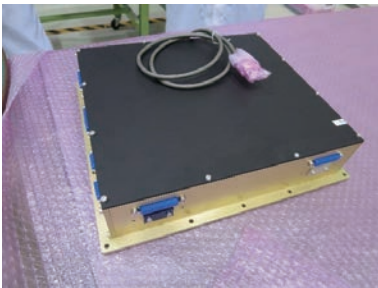
搭載コンピュータ On-Board Computer

小型実証衛星 1 号機は、2014年に打上げられた「ほどよし 1 号機」のシステムを基に開発されています。ミッション系とバス系が可能な限り独立した設計となっており、コンピュータもミッション系とバス系でそれぞれ搭載されています。

ミッション系の搭載コンピュータである「ミッションコントローラ」では、ミッション機器の制御や電力分配、データ取得を行います。

RAPIS-1 was developed based on the “Hodoyoshi-1” microsatellite launched in 2014. The satellite’s mission system and bus system are designed to work independently as much as possible, just like the on-board computers (OBC). The satellite is equipped with a mission OBC and a bus system OBC.

The “Mission Controller” (or mission OBC) controls the mission equipment, distributes the electric power, and obtains data of the mission equipment.



ミッションコントローラ
Mission Controller

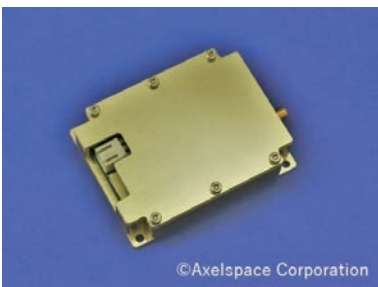
通信系 Communication Subsystem

通信系は、地上からの指令（コマンド）や衛星の状態を示すデータ（テレメトリ）、ミッションの実験データを地上とやりとりするためのサブシステムです。

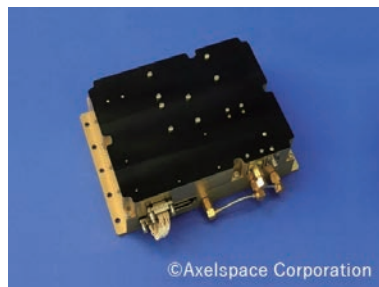
小型実証衛星 1 号機では、株式会社アクセルスペースが超小型衛星で実績のある周波数帯として、衛星の管制を司る通信にはUHF通信帯（Ultra-High Frequency）、ミッションデータに関する通信にはX帯を使用します。

The Communication Subsystem is used to process commands from the ground as well as the satellite’s telemetry data, and transfer the experiment data.

In the case of RAPIS-1, the UHF-band is used for controlling the satellite and the X-band is used for transmitting mission data using the flight-proven transmitters developed by Axelspace.



コマンド受信機
Command Receiver

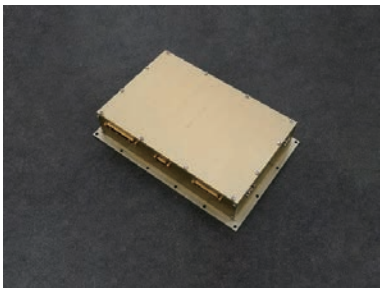


ミッションデータ送信機
(X-Tx) X-Band Transmitter

電源系 Electrical Power Subsystem (EPS)

電源系は、衛星の運用および実証テーマ実験に必要な電力を発生・蓄積・供給する機能を持ちます。小型実証衛星 1 号機では、太陽電池を衛星構体パネルの全ての面に貼り付ける方式（ボディマウント方式）を採用しており、太陽に対する衛星の姿勢が定常状態にない場合でも、衛星構体のいずれかの面で発電を続けることができるため、サバイバビリティが高くなります。また、ミッション系とバス系でそれぞれ独立の電源系を有し、別系統で電力供給を行います。これにより、RAPIS-1の後続機において、ミッション機器が変わってもバス系の再利用ができ、また、リスクあるミッションでもバス系が生き残ることができます。

The main function of EPS is to generate and supply electrical power to mission equipment. RAPIS-1 has higher survivability thanks to the body mounted solar array that allows the satellite to continue generating electrical power in case attitude control is lost. RAPIS-1 has a separate mission EPS and a bus system EPS. This means that the bus system can be reused to support other mission equipment in the successor of RAPIS-1, and can survive even if trouble occurs in high-risk demonstration experiment.

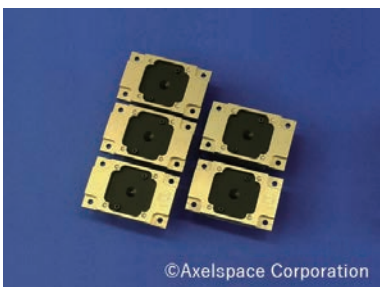


ミッション用充電制御ボード
(M-CHG) Mission Battery Control Board

姿勢制御系 Attitude Control Subsystem (ACS)

姿勢制御系は、衛星の姿勢制御を実施します。小型実証衛星 1 号機は、三軸姿勢安定機能を持ち、衛星の運用や実証テーマ実験に必要な姿勢制御を行います。スタートラッカーと呼ばれるセンサでは、星の画像を撮影して画像内の星の位置関係をデータベースと照合することにより、高精度に衛星の姿勢を決定します。

ACS controls the attitude of the satellite. RAPIS-1 has a three-axis stability system that is required for operation of the satellite and demonstration experiments. The sensor known as a “Star Tracker” determines the satellite’s attitude with a high degree of precision. Star Trackers obtain an image of the stars and measure their position by comparing the image with a star database.



太陽センサ
Sun Acquisition Sensor



スタートラッカー
Star Tracker

2.1.3 衛星の運用 Operation

小型実証衛星 1 号機では、各実証テーマ提案者の実験リクエストの受付から実験データのデリバリーまで、一貫して人手を介さず自動化されたシステムで運用します。
これまでの衛星ではそれぞれの専門家が担っていた作業を、システムにより自動化することで、ヒューマンエラーの排除や運用の省力化・低コスト化が実現できます。
4つの自動システムと2つの受信局を通じたオペレーションの流れは次の図のようになり、実証テーマ提案者は、ミッションリクエストデータ提供システムに実験のリクエストをインプットして待つだけで、実験データを入手することができます。

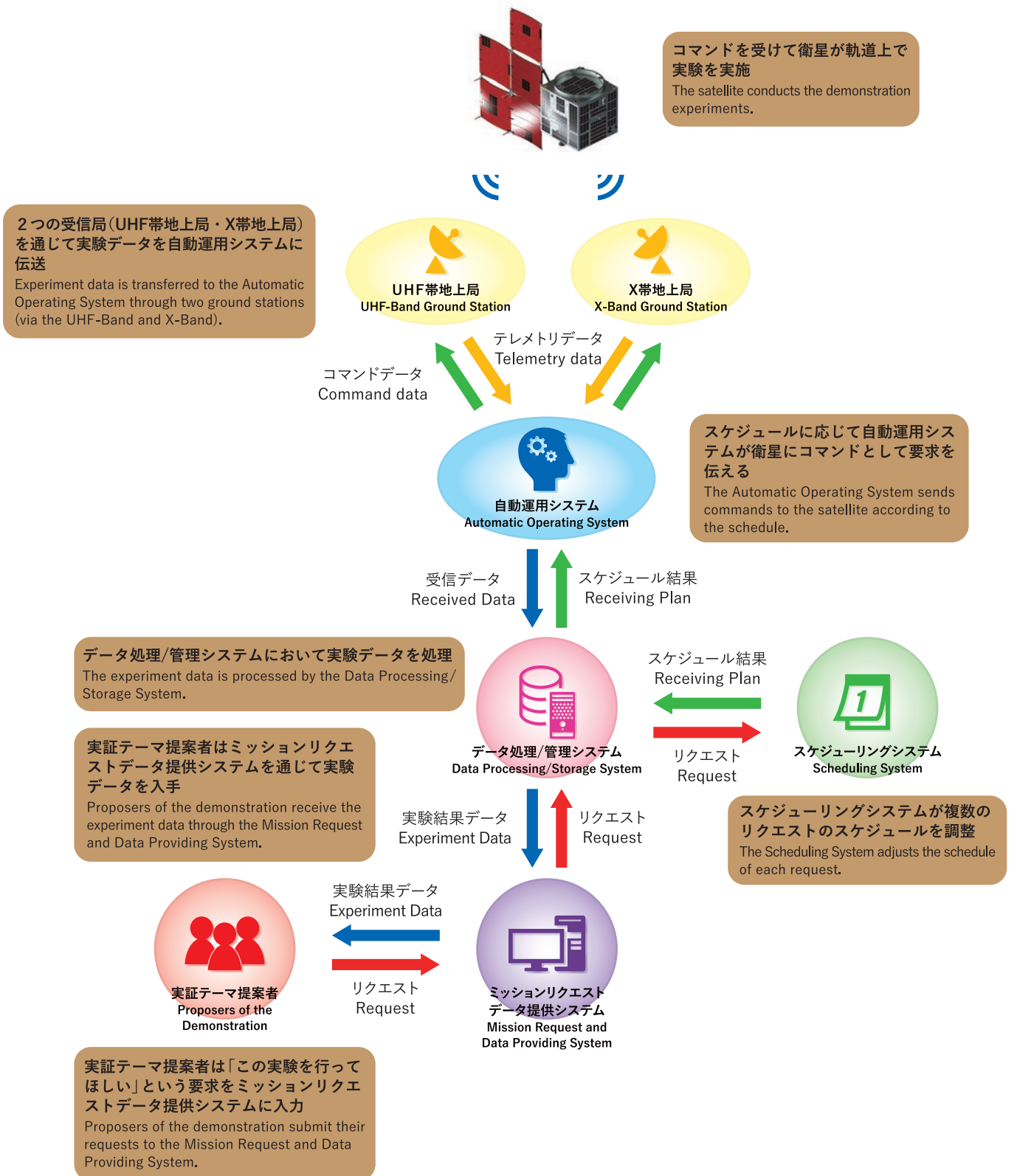
小型実証衛星 1 号機は、UHF帯とX帯により、地上局との通信を行います。X帯はミッションデータのダウンリンクに、UHF帯はコマンドアップリンクおよび、ハウスキーピング (HK) テレメトリダウンリンクに用いられます。それぞれの地上局はネットワークを介して、運用システムに接続されており、オペレータは運用システムを介してHKデータの取得や可視パス中のリアルタイムモニタを行います。

衛星はロケットから分離された後、地上局との通信と十分な発生電力を確認することでクリティカルフェーズを終了し、約 1 か月間、初期運用フェーズとして衛星搭載機器のチェックアウトを行います。
すべてのチェックアウトが完了することで初期運用フェーズが終了し、その後の定常運用フェーズで、各搭載機器の観測データや実験データを取得します。

RAPIS-1 consists of four systems and two ground stations. The ground system of RAPIS-1 employs highly automated processes to handle all the procedures from planning the schedule to delivering data without human interaction. The Automatic Operating System prevents human errors, thereby saving labor and reducing cost. The operating procedure is described below. Proposers of the demonstration submit their requests and receive data through a web interface called the Mission Request and Data Providing System.

RAPIS-1 will communicate with the ground stations by using the UHF band and X band. The X band is used for the downlinking of mission data, and the UHF band is used for uplinking commands and downlinking housekeeping (HK) telemetry data. Each ground station is connected to the operating system via the network, and operators conduct HK data acquisition and real-time monitoring in the visible path via the operation system.

After separation from the launch vehicle, RAPIS-1 will complete its critical phase when communication with the ground station and sufficient generated power are confirmed. The checkout of all satellite equipment about a month later will complete the initial operation. The observation and experiment data of each device are to be acquired in the nominal operation phase.



2.1.4 主要諸元 / 開発スケジュール Main Characteristics / Development Schedule

システム主要諸元 Main Characteristics

打上げ Launch	打上げロケット Launch Vehicle	強化型イプシロンロケット Enhanced Epsilon Launch Vehicle
	射場 Launch Site	内之浦宇宙空間観測所 Uchinoura Space Center
	打上げ時期 Launch Timing	平成 30 年度 JFY2018
軌道 Orbit	太陽同期軌道 Sun-synchronous orbit	
	高度 Attitude	500 ± 20 km
	軌道傾斜角 Inclination	97.24 ± 0.2 deg
	降交点通過地方太陽時 Local Sun Time at Descending Node	9:30 ± 15 min, -0 min
形状 Shape	ボディマウント式太陽電池セルを有する箱型 Box type with body mounted solar cell	
	衛星本体 Satellite Body Section	1022 × 1082 × 1060 mm (衛星構体のみ。衛星分離部 / 突起部は含まない) (Structure only, Separator/Protrusion not included)
質量 Weight	最大 200 kg 200 kg max	
姿勢制御 Attitude Control	姿勢制御 Attitude Control	三軸制御 (地球指向、太陽指向、固定地点トラッキング、デスピンの各モード) Three-axis control (Earth-pointing, Sun-pointing, ground point tracking, despinn modes)
	姿勢安定度 Attitude Stability	300 arcsec 以内 (規定時間 0.2 sec) Within 300 arcsec (allowed time of 0.2 sec)
発生電力 Power Generated	バス部 Bus system	約 100 W About 100 W
	ミッション部 Mission system	約 100 W About 100 W
ミッション期間 Mission Term	初期運用および定常運用 1 年、後期運用 1 年 Initial Operation and Regular Operation 1 year + 1 year	

開発スケジュール Development Schedule

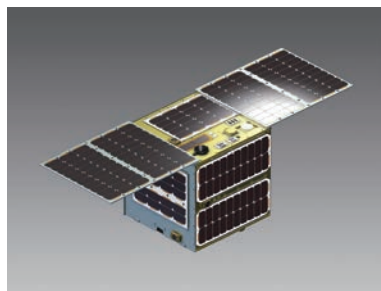
		H28 (JFY2016)												H29 (JFY2017)												H30 (JFY2018)																																											
		5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3																																	
マイルストーン Milestones																																																																					
ミッション機器 Mission Equipment			★ テーマ選定 Theme Selection																																																																		
衛星システム	設計 Design																							詳細設計 Critical Design												維持設計 Follow-up Design																																	
	開発試験 Development Test																							EM・STM 製作 / 試験 EM-STM Manufacture/Tests																																													
	P F M																																																																				

2.2 超小型衛星 Microsatellite



マイクロドラゴン MicroDragon

実証テーマ名	海外新興国への衛星開発教育支援により衛星利用および海外市場を拡大するための地球観測マイクロ衛星
提案機関	慶應義塾大学
ミッション概要	1) 海色リモートセンシング 2) エアロゾル偏光リモートセンシング 3) ほどよしバスからの改良点 (FOG等) の軌道上実証 4) 帯電防止用ATOコーティングの特性劣化測定
寸法	50×50×50 cm
重量	50.5 kg
実施責任者	大学院システムデザイン・マネジメント研究科 前野 隆司 教授
共同実施者	東京大学、東北大学、北海道大学、九州工業大学、VNSC (ベトナム)

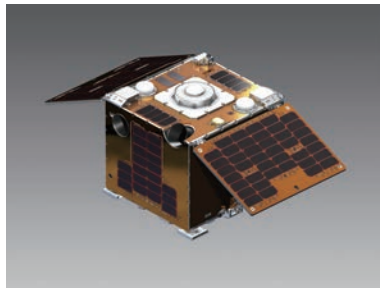


Theme name	Earth observation microsatellite for expanding satellite usage and overseas markets by supporting satellite development education for overseas emerging countries
Proposing organization	Keio University
Outline of mission	1) Remote sensing for ocean color 2) Remote sensing of aerosol 3) On-orbit demonstration of improvement from Hodoyoshi bus systems 4) Measurement of ATO coating for antistatic degradation
Dimensions	50×50×50 cm
Weight	50.5 kg
Person responsible for implementation	Takashi Maeno Professor, Graduate School of SDM
Collaborators	The University of Tokyo, Tohoku University, Hokkaido University, Kyushu Institute of Technology, VNSC



超小型理学観測衛星「ライズサット」 Rapid International Scientific Experiment Satellite "RISAT"

実証テーマ名	高空間分解能スペクトル撮像技術の確立による新規地球環境計測及び農林水産鉱業市場の開拓と海外衛星利用市場の拡大
提案機関	東北大学
ミッション概要	1) 高分解能マルチスペクトル観測 2) 衛星バスシステム（姿勢制御系）の動作性能実証 3) 光通信実験 4) 国際理学観測
寸法	50×50×50 cm
重量	59.3 kg
実施責任者	工学研究科 栗原 聡文 准教授
共同実施者	北海道大学、情報通信研究機構、東京理科大学、福井工業大学、台湾国立中央大学、台湾国立成功大学、チェコ工科大学、株式会社中島田鉄工所

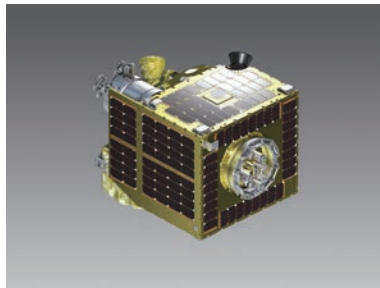


Theme name	High-resolution/multi-spectrum Earth observations and development of agriculture, forestry, fisheries and mining markets for expanding overseas satellite utilization communities
Proposing organization	Tohoku University
Outline of mission	1) High-resolution/multi-spectrum observation 2) On-orbit demonstration of attitude control system 3) Optical communications experiment 4) International scientific observations
Dimensions	50×50×50 cm
Weight	59,3 kg
Person responsible for implementation	Toshinori Kuwahara Associate Professor, Graduate School of Engineering
Collaborators	Hokkaido University, National Institute of Information and Communications Technology, Tokyo University of Science, Fukui University of Technology, National Central University (Taiwan), National Cheng Kung University (Taiwan), Czech Technical University in Prague, Nakashimada Engineering Works, Ltd.



人工流れ星実証衛星「ALE-1」 Man-made meteor shower Demonstration Satellite "ALE-1"

実証テーマ名	流星源と放出装置を用いた人工流れ星の実現可能性と市場性の検証
提案機関	株式会社ALE
ミッション概要	1) 人工流れ星に関するエンターテイメントとしての技術検証と市場性の検証 2) 人工流れ星を利用し、高層大気の密度、風、成分等を観測 3) 人工流れ星の再突入による軌道の変化と現象の理解
寸法	60×60×80 cm
重量	68.0 kg
実施責任者	岡島 礼奈 代表取締役社長
共同実施者	東北大学、首都大学東京、日本大学、神奈川工科大学



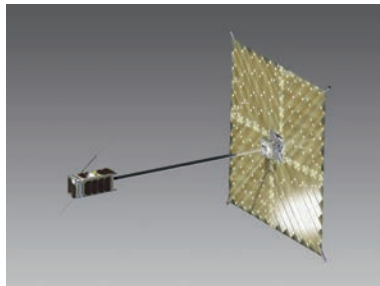
Theme name	To verify the feasibility of generating man-made meteor showers at specified locations and times, and produce man-made meteor showers of a sufficient quality for commercial use (marketability)
Proposing organization	ALE Co. Ltd.
Outline of mission	1) Verifying technology as entertainment using man-made meteor showers and verification of marketability 2) Observing the density, wind, components, etc., of the upper atmosphere by using meteor shower particles 3) Understanding changes in orbits and phenomena due to the re-entry of meteor showers
Dimensions	60×60×80 cm
Weight	68.0 kg
Person responsible for implementation	Lena Okajima CEO
Collaborators	Tohoku University, Tokyo Metropolitan University, Nihon University, Kanagawa Institute of Technology

2.3 キューブサット CubeSat



多機能展開膜実証3Uキューブサット「OrigamiSat-1」 Multi-Functional Deployable Membrane Structure Demonstrator “OrigamiSat-1”

実証テーマ名	3Uキューブサットによる高機能展開膜構造物の宇宙実証
提案機関	東京工業大学
ミッション概要	1) ブーム・膜複合構造による「多機能展開膜構造」の宇宙実証 2) 2U+1Uサイズの「実験プラットフォーム」構築と宇宙実証 3) 5.8GHzアマチュア無線による高速ダウンリンクとUHF膜状アンテナ受信
寸法	10×10×34 cm
重量	4.1 kg
実施責任者	工学院機械系 坂本 啓 准教授
共同実施者	日本大学、サカセ・アドテック株式会社、株式会社ウェルリサーチ

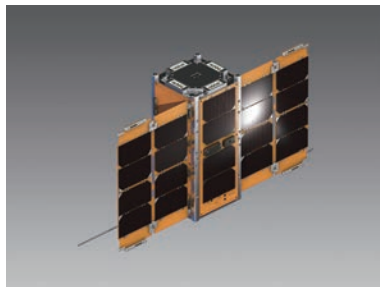


Theme name	On-orbit demonstration of Multi-Functional Deployable Membrane Structure on 3U CubeSat
Proposing organization	Tokyo Institute of Technology
Outline of mission	1) On-orbit demonstration of Multi-Functional Deployable Membrane Structure 2) Construction of 2U+1U sized experimental platform 3) High-speed data downlink in 5.8GHz band using on-membrane UHF antenna
Dimensions	10×10×34 cm
Weight	4.1 kg
Person responsible for implementation	Hiraku Sakamoto Associate Professor, School of Engineering, Department of Mechanical Engineering
Collaborators	Nihon University, Sakase Adtech Co., Ltd., WEL Research Co., Ltd.



月探査技術実証衛星「Aoba VELOX-IV」 Lunar Exploration Technology Demonstration Satellite "Aoba VELOX-IV"

実証テーマ名	ルーナーホライズングロー撮影を目指した、パルスプラズマスラスタによるCubeSatの姿勢・軌道制御と超高層大気撮像高感度カメラの実証
提案機関	九州工業大学
ミッション概要	1) パルスプラズマスラスタ (PPT) によるモーメントダンピング 2) PPTによる軌道制御 3) 高感度カメラでの地球縁の超高層大気発光現象撮影等
寸法	10×10×22 cm
重量	2.6 kg
実施責任者	宇宙環境技術ラボラトリー 趙孟佑 教授
共同実施者	シンガポール南洋理工大学 (NTU)、台湾国立成功大学 (NCKU)

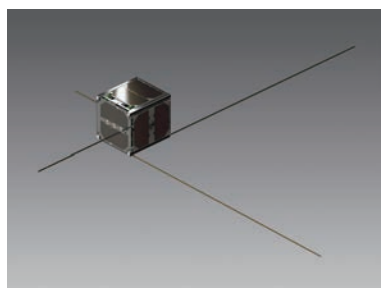


Theme name	On-orbit demonstration of the attitude/orbit control and low-light camera for lunar horizon glow observation
Proposing organization	Kyushu Institute of Technology
Outline of mission	1) Momentum dumping of Pulse Plasma Thruster 2) Orbit control by Pulse Plasma Thruster 3) Take Earth-rim and the Earth night images by low-light camera
Dimensions	10×10×22 cm
Weight	2.6 kg
Person responsible for implementation	Mengu Cho Professor, Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering
Collaborators	Nanyang Technological University (NTU), National Cheng Kung University (NCKU)



アマチュア通信技術実証衛星「NEXUS」 Radio Amateur Satellite “NEXUS”

実証テーマ名	次世代アマチュア衛星通信技術の実証
提案機関	日本大学
ミッション概要	既存のアマチュア衛星より高速な衛星通信や操作可能なカメラを提供し、アマチュア無線家によるCubeSat開発、衛星通信を促進することで、衛星搭載部品産業、衛星通信用地上機器産業等、衛星関連産業の発展を促す
寸法	10×10×11 cm
重量	1.3 kg
実施責任者	理工学部航空宇宙工学科 宮崎 康行 教授
共同実施者	日本アマチュア衛星通信協会 (JAMSAT)



Theme name	On-orbit demonstration of next-generation amateur satellite communication technology
Proposing organization	Nihon University
Outline of mission	Aiming to expand the use of amateur satellite communication, we demonstrate three kinds of transmitters developed by JAMSAT.
Dimensions	10×10×11 cm
Weight	1.3 kg
Person responsible for implementation	Yasuyuki Miyazaki Professor, Department of Aerospace Engineering, College of Science and Technology
Collaborators	Japan AMSAT Association (JAMSAT)

3 打上げ Launch

小型実証衛星 1 号機、複数の超小型衛星およびキューブサットは、強化型イプシロンロケットにより鹿児島県にあるJAXAの内之浦宇宙空間観測所から打上げられます。

RAPIS-1 (including the ultra-small satellites and the CubeSats) will be launched by Enhanced Epsilon Launch Vehicle from the Uchinoura Space Center, located in the southern part of Kagoshima Prefecture.

打上げ後の運用シーケンス Launch Sequence

打上げ後、小型実証衛星 1 号機はロケットから分離し軌道に投入され、バス系の電源が入ります。まず、クリティカルフェーズでは通信と電力の確保を確認します。その後、初期運用フェーズが開始され、始めの約 1 週間かけてバス系の健全性を確認します。その中では、姿勢センサおよび姿勢アクチュエータの動作確認を順次行った後、三軸姿勢安定を確立します。引き続き、地上局トラッキング試験を行った後、ミッション系の健全性確認が開始され、バス系コンピュータとの連携を確認し、ミッション機器ごとに計画された初期チェックアウトを打上げ後 1 か月程度で実施します。その後、定常運用へ移行します。

After RAPIS-1 separates from the launch vehicle, the bus system is activated.

At the beginning, in the critical phase, we check the status of the communication system and the electric power system. Then we check the bus system for one week. During this period, three-axis stability is set after checking the operation of the attitude control sensors and attitude actuators.

Next, we conduct a tracking test of the ground stations. After that, operation of the mission demonstration begins, with the link of mission equipment to the bus system and initial check of each unit of mission equipment being confirmed. All these procedures are performed for one month after the launch, and then we proceed to the next step of nominal operation.

大型衛星と異なる小型衛星の特徴 Small Satellite Features Compared to a Large Satellite

大型衛星の場合は消費電力が大きく、打上げ後すぐに太陽電池パドルを開き太陽に向けないと電池が枯渇するため、軌道投入後すぐに自動的に短時間で三軸姿勢確立や太陽電池パドルの展開を行います。

一方、小型実証衛星 1 号機の場合は、衛星のボディに貼られた太陽電池により軌道投入後の姿勢に関係なく電力を確保できるため、ロケットから分離後、上述のように 1 ステップずつ確認しながら運用を始めていきます。

In case of a large satellite, its solar array paddles must be set toward the sun soon after launch so as to supply electrical power. Therefore, three-axis attitude control and deployment of the solar array paddles are automatically conducted in sequence in a short time after the satellite is placed in orbit.

In contrast, RAPIS-1 can be supplied with stable electrical power via the solar panels covering its body. After separating from the launch vehicle, the satellite will start the operation while confirming the process step by step.



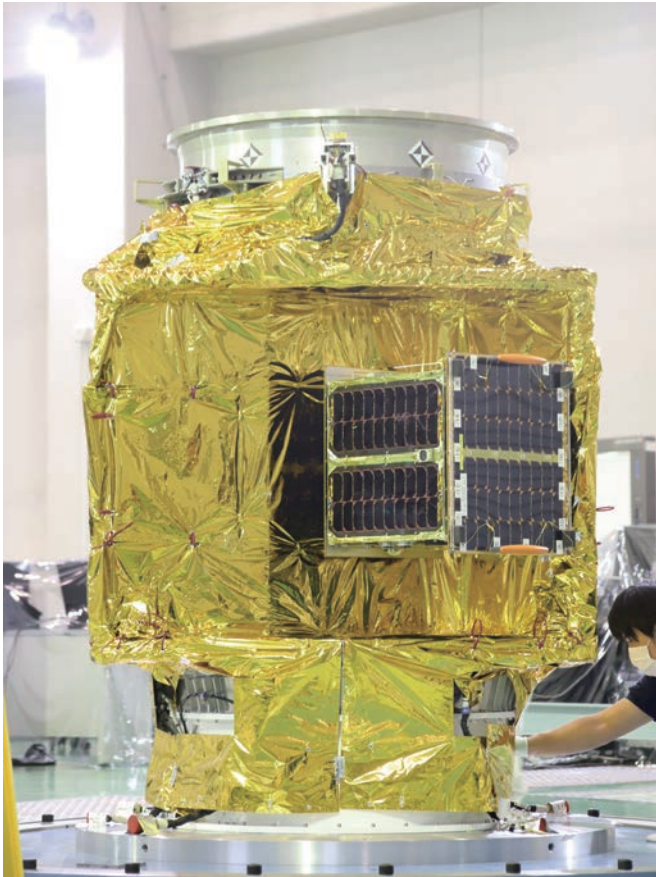
RAPIS-1 外観



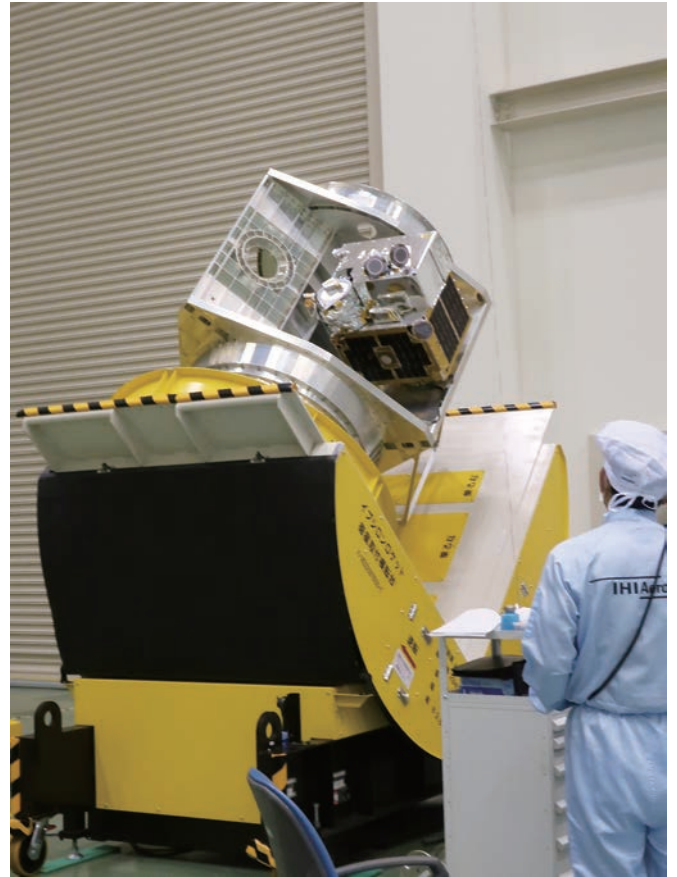
デカール貼付
Decal



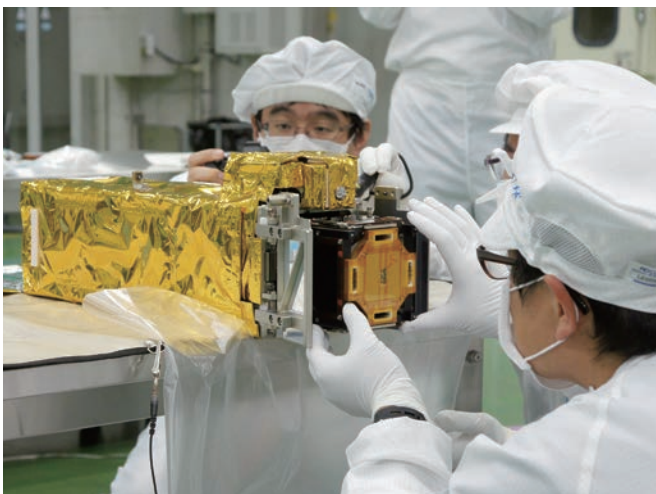
RAPIS-1 振動試験
RAPIS-1 Vibration Test



MicroDragon ダイナミックバランス試験
MicroDragon Dynamic Balance Test



ALE-1 フィットチェック
ALE-1 Fit Check



Aoba VELOX-IV



RISESAT 質量特性試験
RISESAT Mass Properties Test

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 研究開発部門
〒305-8505 茨城県つくば市千現 2 - 1 - 1
TEL 029-868-5000 (代表)

Japan Aerospace Exploration Agency
Research and Development Directorate
2-1-1 Sengen, Tsukuba-shi, Ibaraki 305-8505
PHONE +81-29-868-5000

JAXA ホームページ
<http://www.jaxa.jp>

研究開発部門 革新的衛星技術実証1号機ページ
<http://www.kenkai.jaxa.jp/kakushin/kakushin01.html>



