

2 技術試験衛星 9 号機通信システム

2 Communication System for Engineering Test Satellite 9 (ETS-9)

2-1 技術試験衛星 9 号機 (ETS-9) のシステム概要

2-1 Overview of ETS-9 Satellite System

小川 亮

OGAWA Akira

技術試験衛星 9 号機 (ETS-9: Engineering Test Satellite-9) は、平成 27 年 (2015 年) 及び平成 28 年 (2016 年) にまとめられた「次期技術試験衛星に関する検討会報告書」を踏まえて、世界の静止通信衛星の市場において我が国の衛星メーカーが一定シェアを獲得して競争力を獲得すること、我が国の宇宙開発の自在性・自立性の確保と関連する宇宙産業や科学技術基盤の維持強化を図ることを目的として開発を進めている。総務省／情報通信研究機構 (NICT) が通信ミッションの開発と運用、文科省／宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が衛星バス及びフルデジタル通信ペイロードの開発と運用及び衛星システムインテグレーション並びに打上げを担当しており、現在、各機関で連携しつつ衛星システム試験及び各地地上システムの試験を実施している。

Engineering Test Satellite-9 (ETS-9) is the satellite to demonstrate new technologies to strengthen industrial competitiveness in the international GEO communication satellite market, and to keep the capability of building and operating the space system. MIC and NICT are in charge of development and operation of communication payload missions, and MEXT and JAXA are in charge of development and operation of the satellite bus system and full digital payload, system integration and satellite launch. Satellite system is in the system Proto-Flight-Test (PFT) phase and ground systems are also in the system test phase.

1 はじめに

我が国の衛星システムメーカーが「次世代静止通信衛星」を商用展開することで世界の通信衛星市場において一定シェアを獲得することが、国際競争力強化の観点から求められている。その次世代静止通信衛星に必要な衛星技術を実証し、宇宙産業や科学技術基盤の維持・強化に貢献することが技術試験衛星 9 号機 (ETS-9) の目的である [1]。

そのために、通信衛星の競争力の指標の一つであるビット単価を下げるため、打上げロケットの大型化を避けつつ、衛星に搭載できるミッション機器の比率を増大させることを目指している。静止衛星の打上げ質量の内訳において、推進剤の質量が多いことから、比推力が高い電気推進機にて全ての軌道制御を実施する全電化推進衛星技術を採用することで推進剤質量の削減を可能とする。推進剤質量が削減された分だけ打上げ能力に対して質量余裕が生まれるため、ミッション

機器の搭載量を増加することが可能となる [2]。

ミッション機器が増えることに伴って供給電力の増強が必要となるため、電源系の大電力・軽量化技術が求められる。また、電力が増大すれば発熱量も増加するため、熱制御系についても高排熱化が必要である。

また、新規バス技術の開発のみならず、通信の大容量化と通信のフレキシブル化に向けた技術開発を進めることが ETS-9 では求められていることから、総務省が開発する固定・可変ビーム通信サブシステム及び情報通信研究機構 (NICT) が開発する光フィーダリンク通信サブシステム及び共通部通信サブシステムを搭載する [3]。

上記にて開発を着手したのち、2019 年頃から通信周波数や通信領域をフレキシブルに変更でき、かつ従来よりも大幅に高速・大容量通信が可能な通信衛星の市場投入が欧米の衛星メーカーから相次いで発表されるなど、通信ペイロードのフルデジタル化・大容量化が急速に進展してきた。この状況変化を考慮し、我が国に

においても通信ペイロードのフルデジタル化・大容量化技術を獲得するべく、その軌道上実証のためにフルデジタル通信ペイロード (FDP) を搭載し早期の軌道上実証を目指すこととした。加えて、FDP が局所的な排熱を必要とすることから、二相流体ループも新たに開発することとした [4]。

2 衛星システム

静止通信衛星は、静止化後15年間のサービス期間を求められることが多く、加えて全電化推進衛星の特徴として静止軌道までの軌道遷移期間が長期にわたるこ

とから、その期間を最大で1年と想定し、衛星バス部の設計寿命は16年間としている。

ETS-9の成果を反映する次世代静止通信衛星においては、市場動向及び通信性能とのバランスを考慮して、衛星打上げ質量として5トン程度を目安としている。そのため、ETS-9では推薬を除くペイロード質量比40%の達成に向けてバス質量を2.4 tonと定めて開発を実施している。

衛星バスは実績のある三菱電機のDS2000バスをベースにすることで開発要素の重点化を行うこととした。ETS-9の外観図及び展開図をそれぞれ図1及び図2に示す。南北ペイロードパネルには、バス及び各

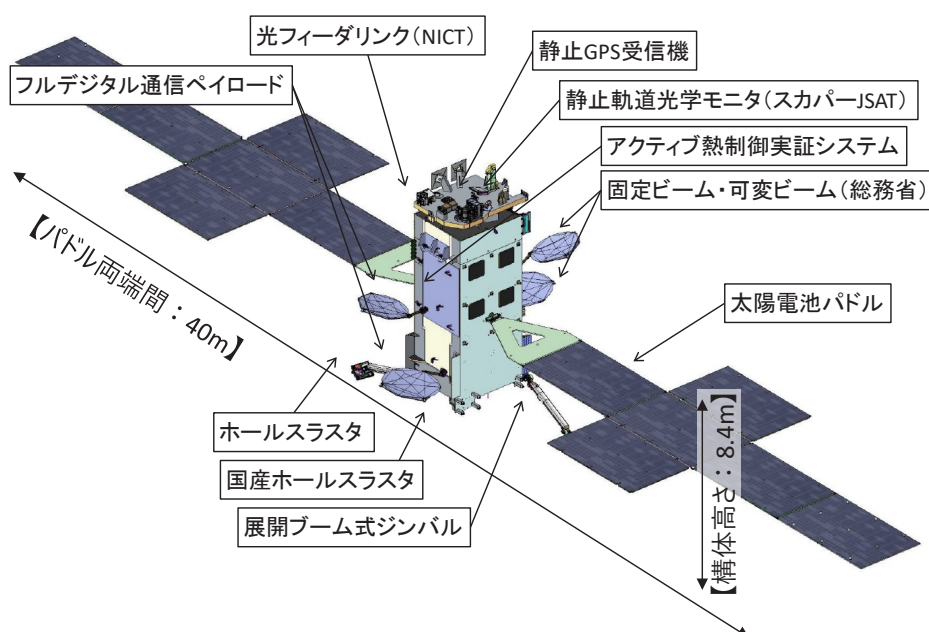


図1 ETS-9衛星システム概観

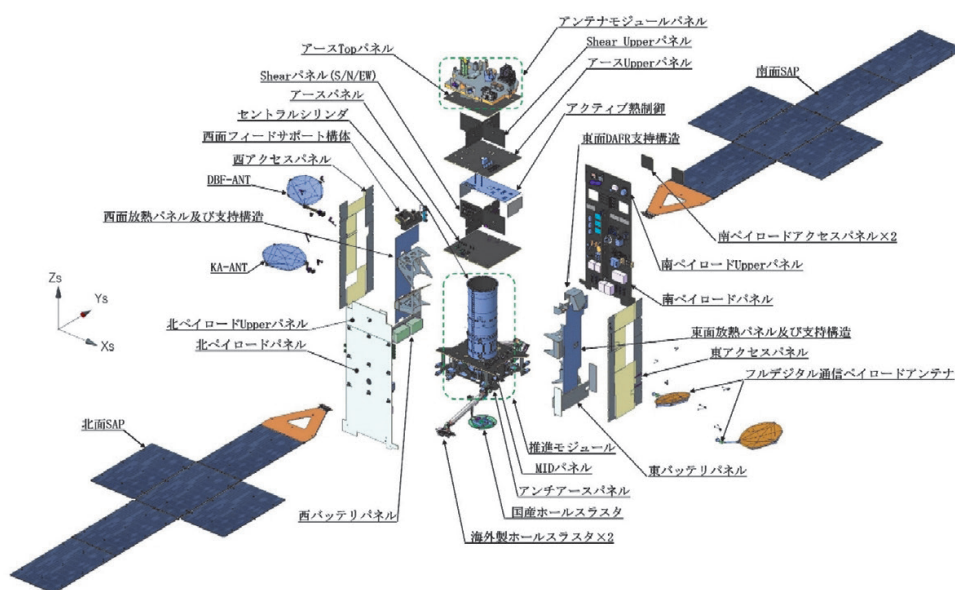


図2 ETS-9衛星システム展開図

ペイロードのコンポーネントが搭載され、発生電力 25 kW の太陽電池パドルが南北方向に展開される。東西面には各種通信ミッションの展開型の反射鏡、地球指向面には各種のアンテナや静止 GPS 受信機等を搭載する。

ETS-9 では全電化推進による軌道・姿勢制御を実現するためにホールスラスタを用いる。ホールスラスタの配置を図 3 に示す。反地球面側の展開ブーム式ジnbalの先端に海外製ホールスラスタ (HTM) を 2 台ずつ (主系 -1A、-2A / 従系 -1B、-2B) 搭載し、さらに軌道上実証を目的とした 6 kW 級の国産ホールスラスタ (HTM-E) が構体に直付けされており、合計 5 台の

スラスタを有する。ジnbal上のホールスラスタと構体底面に搭載したホールスラスタを組み合わせる運用する [5]。なお、打上げは H3 ロケットを前提としている。

設計寿命期間を通じて次世代静止通信衛星では通信ペイロードに必要と想定される 20 kW の電力を供給するため、衛星システムの発生電力は 25 kW を確保している。排熱システムとしてはヒートパイプによる従来型の技術に加え、アンモニアを用いた二相流体ループにより局所的な高発熱機器に対応する装置を開発する [6][7]。

衛星システム諸元及び構成を表 1 と図 4 に示す。

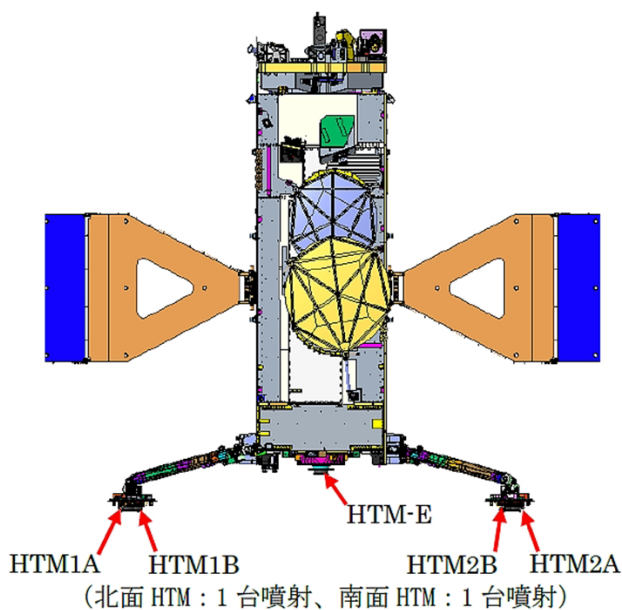


図 3 ホールスラスタ配置図

表 1 ETS-9 衛星システム諸元

打上げ	H3 ロケット
打上げ質量	4.9 ton 以下
設計寿命	16 年 (衛星バス) ペイロードは個々に応じて設定
電力	25 kW @ 寿命末期 (ペイロード電力 20 kW 以上)
推進系	ホールスラスタ 5 台 (うち 1 台は実証機器)
ペイロード	固定ビーム通信サブシステム 可変ビーム通信サブシステム 光ファイダリンク通信サブシステム 共通部通信サブシステム 静止軌道光学モニタサブシステム フルデジタル通信ペイロード ワイヤレス通信モジュール

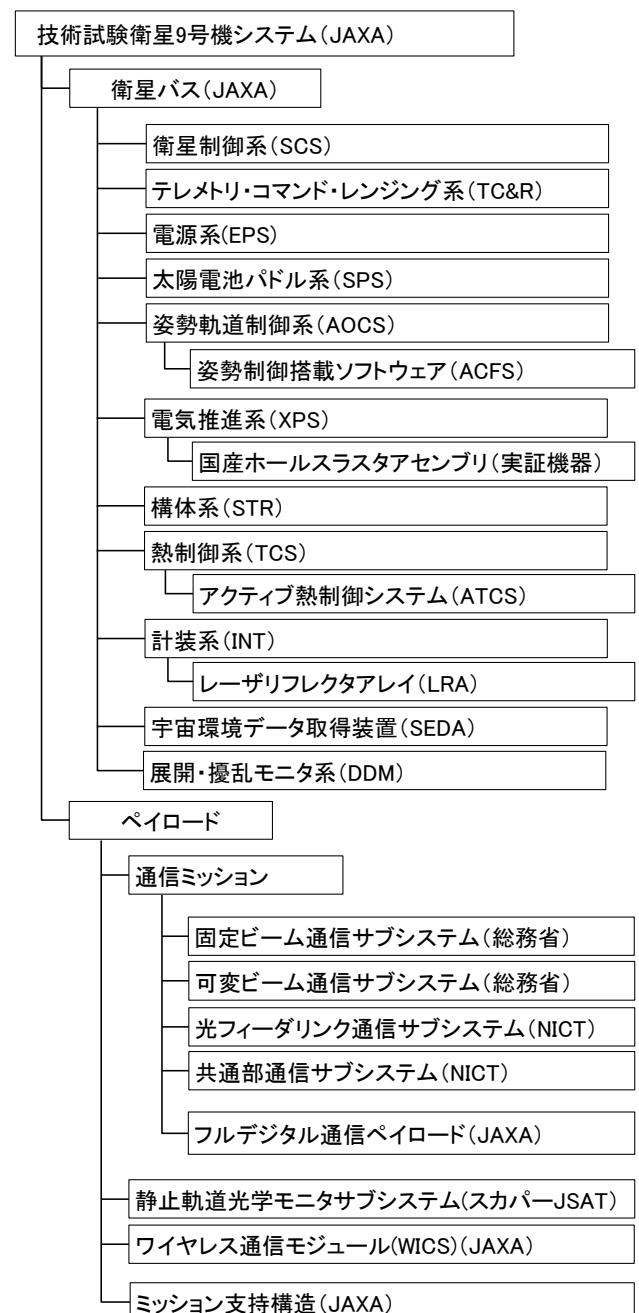


図 4 ETS-9 衛星システム構成

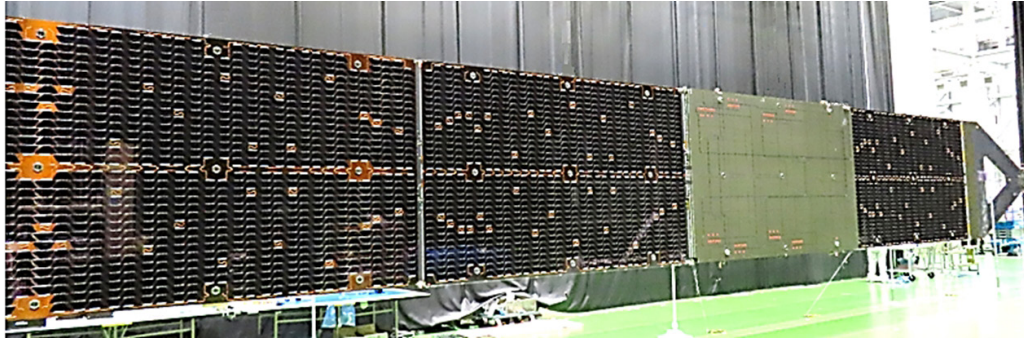


図 5 1 軸が展開状態の太陽電池パドル

3 バスシステム

ETS-9 のバスシステムは、三菱電機の静止通信衛星バスとして商用及び国内衛星に実績のある DS2000 をベースにホールスラストを採用した電気推進系を採用し、発生電力を従来の最大 15 kW から 25 kW へと大電力化を図るとともにそれに必要な排熱能力の向上を図っている。また、化学推進系を持たず推進にはキセノンガスを用いることで射場での推進充填作業が不要となるため打上げ準備期間の大幅な短縮を可能としている。

3.1 テレメトリ・コマンド・レンジング系 (TC&R)

S バンド及び Ku バンド回線によるバス系のテレメトリ・コマンド及びレンジング機能を有し、地上との通信により運用を行う。JAXA では S バンドの追跡ネットワークシステムを国内外に有しており、我が国初の全電化推進衛星であることから、軌道遷移中も可能な限りテレメトリをモニタできるよう S バンド回線を搭載している。静止化後は Ku バンドのみを用いる計画である。

3.2 衛星制御系 (SCS)

主制御装置に搭載されるソフトウェアにより、各搭載機器に対してコマンドデータの配信及び各機器が生成するテレメトリデータの収集を行うとともに、衛星の自律化に必要な計算を行う。

3.3 電源系 (EPS)

発生した大電力に対しては電力制御器 (PCU) 及び電力分配器 (PDCU) の高効率化及び軽量化を図ることで電力損失を抑制しつつ衛星全体へ電力を供給している。また、JAXA にて開発した高効率の新型リチウムイオンバッテリーセルを採用してバッテリー (BAT) の小型軽量化を目指している。

3.4 太陽電池パドル系 (SPS)

国産衛星最大の 25 kW の発電量を目指しているため、従来よりも大型の太陽電池パドル (SAP) が必要になるが、全長の増加による慣性モーメント及び低周波^{じょうらん}擾乱の増加を抑えるためにパネルを 2 軸方向に展開する二次元展開パドルを採用している。1 軸が展開状態の太陽電池パネルを図 5 に示す。

3.5 姿勢軌道制御系 (AOCS)

各種センサ及びアクチュエータを用いて衛星の姿勢・軌道制御を行う。軌道遷移においては、軌道長半径及び軌道傾斜角並びに離心率を静止軌道に向けて効率的に変化させるよう自律的にホールスラストジンバルを制御して推力発生方向及び衛星姿勢を制御する事でトルクバランスを取りながら、太陽電池パドルの回転角を制御して必要な電力を確保しつつ軌道・姿勢制御を行う。

さらに、軌道制御・目標姿勢決定のための軌道決定値及び時刻情報を GPS 受信機により取得することを実証し、地上からのコマンドアップリンク運用を削減する。静止軌道 (GEO) 用の GPS 受信機に加えて我が国として初めて遷移軌道 (GTO) 用の GPS 受信機を JAXA にて開発しており ETS-9 に搭載して実証運用を行う。また、静止軌道用 GPS 受信機の位置決定精度を高精度で検証するために、レーザ・リフレクタ・アレイ (LRA) を搭載し、リファレンスデータの獲得のため、筑波宇宙センターに設置された SLR 局等を用いて精密な軌道決定を実施する計画である。

3.6 熱制御系 (TCS)

大型構体のパネル (南北面) 間をヒートパイプで連結し、一体的に構体パネル上のラジエータにより排熱する設計としている。一方、追加搭載することとした FDP においては局所的な高発熱部が存在し、従来のヒートパイプより熱輸送／排熱能力を向上する必要がある。そのため、アンモニアを用いた二相流体ループにより能動的に排熱を行うシステムとして、大型構体

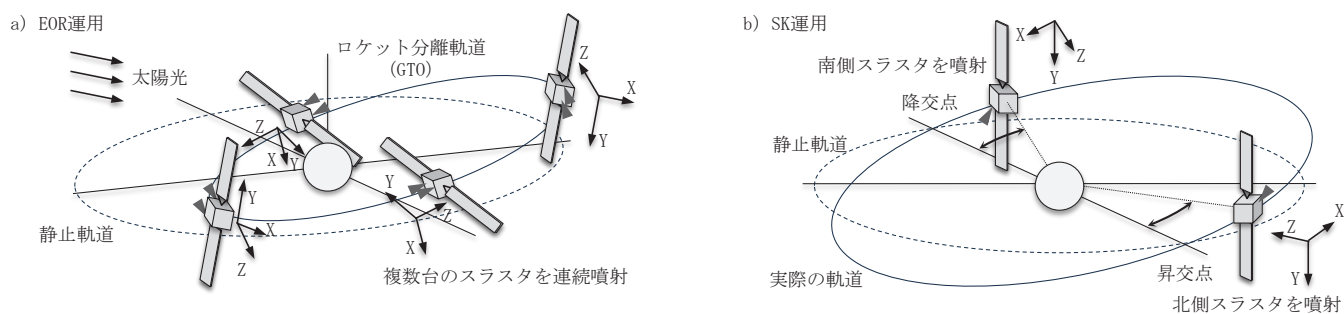


図6 軌道遷移 (EOR) 運用及び軌道保持 (SK) 運用におけるスラスタ噴射

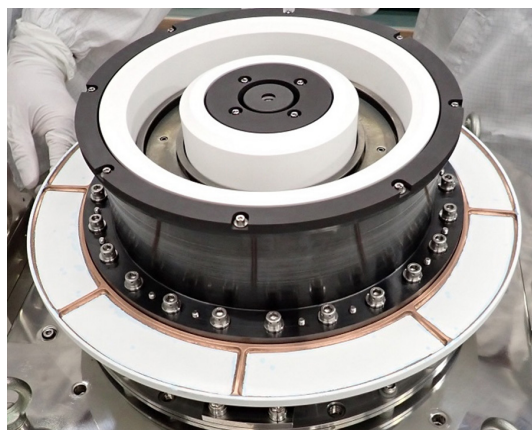


図7 国産ホールスラスタの外観 (FM)

表2 ホールスラスタの主要諸元

項目	海外製スラスタ (主系／従系)	国産スラスタ (実証機器)
電力 (OR) (SK)	4.5 kW 3.0 kW	6.0 kW 4.0 kW
推力 (OR) (SK)	290 mN 193 mN	359 mN 230 mN
比推力 (OR) (SK)	1770 s 1690 s	1783 s 1673 s
搭載台数	4 式	1 式
TRL	9	6 ※寿命は認定中

パネルの東西面から排熱するアクティブ熱制御サブシステム (ATCS) を開発し、軌道上にて実証運用を行う。

3.7 構造系 (STR)

打上げから軌道上でのコンフィギュレーションにおいて曝^{さら}される環境に対応するために、セントラルシリンドで主荷重を支え、東西面にアンテナ等のペイロード機器を必要に応じて支持構造を介して搭載し、南北面には通信機器等のペイロード機器及びバス機器を搭載する構造としている。

3.8 電気推進系 (XPS)

ロケット分離以降から軌道離脱 (デオービット) に至る全期間を通じて、軌道制御及び姿勢制御に必要な増速量 (ΔV) を電気推進機の微小推力・連続噴射によって発生させる。電気推進機には、キセノンガスを推進剤としたホールスラスタを採用している。

ロケットによる軌道投入後の静止軌道投入に向けた軌道遷移 (EOR) は、次世代通信衛星において展開ブーム式ジンバル上のスラスタ 3 台同時噴射で EOR を行うことから、ETS-9 の軌道上実証においても海外製スラスタ 4 台のうち最大 3 台を使用した噴射運用も行う。また、国産スラスタの軌道上実証のため、海外製スラスタ (HTM-1A、-2A) 1 台ずつと国産スラスタ

(HTM-E) の合計で 3 台を噴射させる。軌道保持 (SK) では東西軌道保持制御、南北軌道保持制御及びリアクションホイールのアンローディングを自律的かつ同時に行う統合化制御を実施する。春分点から 90 度及び 270 度の位置近傍の制御スロットにおいて、片方の展開ブームのスラスタ 1 台を噴射する形態となる。図 6 に EOR/SK 運用におけるスラスタ噴射の概念図を示す。また、図 7 に国産ホールスラスタの外観を、表 2 に各スラスタの主要諸元を示す。

3.9 宇宙環境データ取得装置 (SEDA)

長期間の軌道遷移による放射線の影響及びホールスラスタのプルームによる帯電とスパッタリングの影響について確認が必要であるとの判断から搭載している。センサとしては、電子及びアルファ粒子・陽子を計測する軽粒子観測装置 (LPT)、プラズマモニタ (PLAM)、イオンエネルギーアナライザ (RPA)、コンタミやスパッタの影響を計測する QCM を搭載する。

3.10 展開・擾乱モニタ (DDM) 系

太陽電池パドルや展開型アンテナ、展開ブーム式ジンバルといった展開構造物の状況を確認する展開モニタ及び光フィードリンク通信サブシステム等に対する微小擾乱を測定する擾乱モニタから構成されている。

4 ペイロード

ETS-9 に搭載しているペイロードには、通信ミッションとして総務省・NICTが開発及び運用を行う、固定・可変ビーム系通信サブシステム、光フィードリンク通信サブシステム、共通部通信サブシステムを搭載している。また、2021 年度から開発を開始したフルデジタル通信ペイロード (FDP) は JAXA が担当しているが、技術評価の観点からは NICT と JAXA で連携して共同で開発を行っている。これらの通信ミッションについては、本稿に続く他の論文で説明する。

その他のペイロードとしては、JAXA 研究開発部門が開発・運用を行うワイヤレス通信モジュール (WICS) を搭載し、衛星システム内の機器間のデータ通信を無線化する技術の基礎実験を実施する予定である。また、スカパー JSAT が開発・運用する静止軌道光学モニタサブシステム (GSOM) をホステッド・ペイロードとして搭載し、スカパー JSAT が GSOM を用いて商業活動を実施することと引き換えに軌道上実証期間 (定常運用移行から 3 年間を予定。通信ミッションは原則としてこの期間内に実験運用を実施する) 終了後のバス運用を担う計画としている。



小川 亮 (おがわ あきら)

宇宙航空研究開発機構
第一宇宙技術部門
技術試験衛星 9 号機プロジェクトチーム
プロジェクトマネージャ
システムデザイン&マネジメント

5 まとめ

本稿では ETS-9 衛星システムの全体像及びバスシステムについて述べた。現在 ETS-9 はシステム試験を進めており、試験終了後には種子島宇宙センターに輸送され、H3 ロケットにて打上げを迎える計画である。

【参考文献】

- 1 “技術試験衛星 9 号機プロジェクト移行審査の結果について,” 文部科学省宇宙開発利用部会, May 9, 2017.
- 2 “次期技術試験衛星に関する検討会報告書,” 次期技術試験衛星に関する検討会, May 2015/ May 2016.
- 3 三浦 周, 久保岡 俊宏, 坂井 英一, “技術試験衛星 9 号機による次世代ハイスループット衛星の通信技術確立に向けた取り組み,” 電子情報通信学会誌, vol.102, no.12, pp.1080-1084, Dec. 2019.
- 4 “技術試験衛星 9 号機 (ETS-9) の開発状況について,” 文部科学省宇宙開発利用部会, June 28, 2021.
- 5 深津 敦, 小川 亮, 佐野 伊彦, 小田原 靖, “技術試験衛星 9 号機の開発状況,” 第 65 回宇宙科学技術連合講演会講演集, Nov. 11, 2021.
- 6 矢部 高宏, 宮北 健, 岡崎 峻, 岡本 篤, 深津 敦, 中川 貴史, 草島 達也, “技術試験衛星 9 号機アクティブ熱制御実証システムの検討,” 第 65 回宇宙科学技術連合講演会講演集, Nov. 11, 2021.
- 7 久本 泰慶, 深津 敦, 小川 亮, 小田原 靖, 田代 洋輔, “技術試験衛星 9 号機の開発状況,” 第 68 回宇宙科学技術連合講演会講演集, Nov. 5, 2024.