



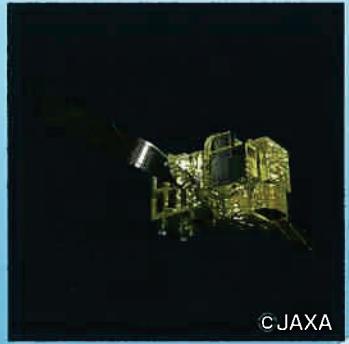
# 三菱電機技報

2

2021

Vol.95 No.2

## 宇宙のSDGsへの貢献



# 三菱電機株式会社 創立100周年を迎えて

Mitsubishi Electric Corporation 100th Anniversary

杉山武史 *Takeshi Sugiyama*

執行役社長

President & CEO



当社は2021年2月1日に創立100周年を迎えました。100年の長きにわたり事業を続けてこられたのは、ひとえに皆様のご支援の賜物であり、深く感謝申し上げます。私たちを取り巻く環境は、新型コロナウイルスの感染拡大や気候変動などで大きく変化し、社会課題も多様化しております。

三菱電機グループは、グループ内外の力を結集した統合ソリューションの提供によって、多様化する社会課題の解決を通じて活力とゆとりある、持続可能な社会の実現に全力で取り組んでいきます。

暮らしを表すライフ、生活に必要なものを生みだすインダストリー、社会を支えるインフラ、これらをつなぐモビリティという4つの領域において、社会課題の解決に向けた価値創出への取組みを推進いたします。

加えて、オープンイノベーション等を積極活用した循環型ビジネス、データ利活用ビジネス、プラットフォームビジネスなど、新たな事業モデルや新事業の創出・育成を加速していきます。

三菱電機技報は、当社創立から4年後の1925年に創刊されました。

三菱電機グループの優れた技術・製品、技術開発活動を広く社外に公表し、周知することによって、社会への技術

貢献を図ることを目的に発行しており、その役割を果たしてまいりました。今後もその責務を果たすとともに、魅力ある誌面となるよう改善を図っていきます。

オープンイノベーション等の積極活用には、三菱電機グループの技術・事業を広く紹介し、グループ内外のあらゆる連携を強化することが重要であり、三菱電機技報がその役割の一端を担えるよう努めてまいります。また、三菱電機技報でも、ライフ、インダストリー、インフラ、モビリティの4つの領域でそれぞれのコンテンツをご紹介してまいります。

三菱電機グループの持つ知見や技術を活用いただくことによって、持続可能な社会の実現と安心・安全・快適性の両立に貢献できれば幸いです。

次の100年においても、企業の姿勢である“Changes for the Better”の精神で、常により良いものを目指し、三菱電機技報は変革に挑戦し続けていきます。

ご愛読者各位のご期待に沿えるよう、有益な情報をタイムリーに提供し、そして三菱電機グループの目指す姿である活力とゆとりある、持続可能な社会の実現に貢献すべく、より一層邁進してまいりますので、今後ともご支援賜りますようよろしくお願い申し上げます。

三菱電機株式会社 創立100周年を迎えて	2	Mitsubishi Electric Corporation 100th Anniversary
杉山武史		Takeshi Sugiyama
<b>特 集 宇宙のSDGsへの貢献</b>		Contribution to SDGs by Space Systems
卷頭言		
SDGs達成への宇宙システムの貢献	4	Contribution to SDGs Achievement by Space Systems Development
原 労久		Yoshihisa Hara
卷頭論文		
三菱電機宇宙事業の歴史	6	History of Space Business of Mitsubishi Electric Corporation
小山 浩		Hiroshi Koyama
宇宙ステーション補給機(HTV)量産機の成果と		Achievements of HTV(H-II Transfer Vehicle) and Construction of Future Spacecraft Concept
HTV後継機開発による将来宇宙機構想の構築	11	by Development of HTV-X as Successor to HTV
松本達也・堀田成紀・中村浩四		Tatsuya Matsumoto, Shigeaki Hotta, Hiroshi Nakamura
月と火星衛星への探査機	15	Spacecrafts to Moon and Mars Satellite
下地治彦・井上頼一郎		Haruhiko Shimaji, Teiichiro Inoue
高精度測位社会実現に向けた		Establishing A Seven Satellite Constellation for Quasi-Zenith Satellite System in order to
準天頂衛星システム7機体制の確立	19	Realize High Precision Positioning Society
三木康徳・上原見齊・木村剛久		Yasunori Futagi, Akinari Uehara, Takehisa Kimura
気象衛星ひまわり7・8・9号による		Contribution to Earth Environment Observation with Meteorological Satellite HIMAWARI-7/8/9
地球環境観測への貢献	23	Atsushi Tanaka
田中 敦		
地球観測衛星GOSAT/GOSAT-2による		Observation of Greenhouse Gases by GOSAT/GOSAT-2 and Development of Next Generation
温室効果ガスの観測と後継機GOSAT-GWの開発	28	Satellite GOSAT-GW
上野信一		Shinichi Ueno
小型衛星による宇宙開発の新しい取組み	32	RAISE-2 on the Innovative Satellite Technology Demonstration Program
板尾彰二・神谷修平・圓道新吾・神代俊季・村岡武晋		Shoji Itao, Shuhei Kamiya, Shingo Endo, Yuki Koshiro, Takekuni Muraoka
<b>一般論文</b>		
衛星搭載機器の輸出事業		Export Business of Satellite Onboard Equipment
—急拡大する市場要求への対応—	36	—Adapting to Rapidly Expanding Overseas Market Demands—
吉岡省二・野村武秀・竹谷 元・田中宏治・小堀秀明		Shoji Yoshioka, Takehiko Nomura, Hajime Takeya, Koji Tanaka, Hideaki Koakutsu
衛星通信用航空機搭載超薄型アンテナ技術	41	Extra-thin Satellite Communication Antenna Technology for Aircraft
山本勝之・高橋智宏・原田良尚・中本成洋		Katsuyuki Yamamoto, Tomohiro Takahashi, Yoshihisa Harada, Narihiro Nakamoto
宇宙機・衛星開発へのMBSEの適用	46	Application of Model-Based Systems Engineering to Spacecraft and Satellite System Development
井上頼一郎・平山芳和・玉越大資・久保田博之		Teiichiro Inoue, Yoshikazu Hirayama, Daisuke Tamakoshi, Hiroyuki Kubota
地上大型光学・電波望遠鏡のキー技術ノロジー	51	Key Technologies for Large Optical and Radio Ground Telescopes
江崎 豊・川口 昇		Yutaka Ezaki, Noboru Kawaguchi
宇宙状況把握光学望遠鏡システム	54	Optical Telescope System for Space Situational Awareness
高根澤 隆・服部友哉・坂本慎介		Takashi Takanezawa, Tomoya Hattori, Shinsuke Sakamoto
くらしのエコテクノロジー	58	
Webサイト紹介		
(三菱電機宇宙システム総合サイト)	60	

新型コロナウイルス感染症で亡くなられた方々に謹んでお悔やみを申し上げますとともに、罹患(りかん)された皆さまとご家族及び関係者の皆さまに心よりお見舞い申し上げます。



#### 表紙：SDGs達成への宇宙システムの貢献



三菱電機の衛星観測ソリューション事業は、地球全体の地表や海洋を定期的に観測できる観測衛星の撮像データを使って、様々な分野でサービスを提供している。

先進光学衛星“だいち3号”(ALOS-3)は大型・高性能なセンサを搭載し、全地球規模の陸域を継続的に観測しており、広い観測幅と高い地上分解能を生かし、蓄積した平時の画像や災害発生時の画像を提供して、防災・災害対策等に貢献する。

先進レーダ衛星“だいち4号”(ALOS-4)はLバンド合成開口レーダを搭載し、デジタル・ビーム・フォーミング技術によって、平時の地殻・地盤変動などの観測頻度を向上させ、火山活動、地盤沈下、地すべり等の異変の早期発見など、減災への取組みに貢献する。



ライフ



インダストリー



インフラ



モビリティ

# 巻頭言

## SDGs達成への宇宙システムの貢献

Contribution to SDGs Achievement by Space Systems Development



原 芳久 *Yoshihisa Hara*

常務執行役、電子システム事業本部長

*Executive Officer, Group President, Electronic Systems*

2015年に国連が“17の持続可能な開発のための目標(SDGs)”を発表してから早5年が経過していますが、現状は目標達成に向けては途上の段階であり、国を越えたグローバルな取組みを加速していくことが必要になっています。その中には宇宙は国境もなく、またグローバルなシステムを構築できることからSDGsの達成に向けた期待が高まっている分野の一つです。日本で2020年6月に決定された「宇宙基本計画」では、政策目標の一つに“災害対策・国土強靭化(きょうじん)化や地球規模課題の解決への貢献”が挙げられています。宇宙システムを強化し、深刻化する世界のエネルギー、気候変動、大規模自然災害等の地球規模課題の解決に貢献してSDGsの達成につなげることを、政府を挙げて目指していくことが明示されました。

宇宙の利用は通信・放送、地球観測、測位、また宇宙科学・探査など幅広い分野にわたって進められています。この特集号では、各分野で三菱電機が1960年代から継続して取り組んでいる宇宙システムの事例と技術について紹します。

通信・放送衛星のシステムは早くから実用化が進められ、BS(Broadcasting Satellite)放送など既に国民生活に浸透しています。一方で大規模災害発生時など、地上の通信網が使用不可能な状況でも衛星通信端末を用いることで迅速に被災地との通信回線を確保できるなどの利点があり、東日本大震災の際には初期の携帯電話網の復旧のために多くの衛星端末が動員されました。日本政府による「SDGs実

施指針」の優先課題に関する主な取組みの一つに“持続可能で強靭な国土と質の高いインフラの整備”があり、防災・減災に対する対策が重要な位置付けになる中で、通信インフラは宇宙システムが果たす主要な貢献分野になります。

地球観測の分野でも衛星画像が防災・減災に向けた気象観測や国土・インフラのモニタ、また災害発生時の被災状況の把握に大きな役割を果たしています。気象衛星“ひまわり”シリーズの観測データは気象予報に欠かせないものになっていますが、当社はひまわり7号以降の全ての気象衛星の製造を担当し、時代とともに観測性能の向上も実現しています。現在は局所的な気象変化も2.5分ごとの機動的な観測が可能になっており、2020年のオーストラリアでの大規模森林火災の際には、ひまわり8号のデータがオーストラリアにリアルタイムで提供されて発生域の特定にも貢献しました。陸域観測技術衛星“だいち”シリーズは災害発生時の被害把握はもちろん、平常時の国土・インフラの監視、さらには災害発生の防止にも利用され始めており、国土強靭化に向けて更なる活用が期待されています。また、気候変動・地球温暖化対策は地球規模の喫緊の課題としてSDGsにも挙げられています。当社が開発を担当している温室効果ガス観測技術衛星“いぶき”シリーズは、全世界での二酸化炭素など温室効果ガスの排出状況のモニタリングに活用されています。取得データは、各国の温室効果ガスの排出量算定の精度を高めるために利用されることになるなど、パリ協定や各国の気候変動対策の策定や評価

に技術で大きく貢献するものになります。

測位衛星はカーナビゲーションには不可欠の衛星ですが、日本独自の測位衛星システムである準天頂衛星システムは現在4機が稼働しています。GPS(Global Positioning System)衛星の信号を補完する通常の測位信号に加えて、センチメータ級の精度の測位が可能になる補強情報も提供しています。自分の位置が正確に把握できるため、農機・建機等の自動化に加えて、自動車の自動走行への適用が進められるなど利用の裾野が広がりつつあります。自動化・自律化を中心とした社会の高度化に向けて、SDGsで挙げられる産業・技術革新の基盤づくりに貢献できるものと期待されています。

未来の宇宙空間の利用に向けて、現在高度約400kmで地球を周回する国際宇宙ステーション(ISS)では宇宙飛行士が滞在し、各種の実験を行っています。必要な物資を

運搬する補給機“こうのとり”は2020年に最終の9号機のミッションが成功裏に終わりました。当社では現在次世代補給機の開発を進めていますが、この輸送・補給機の技術を応用した月や火星衛星への探査機の開発も進んでいます。最先端技術による月や火星への探査は、宇宙の起源の解明など人類にとっての新たな知を創造し、未来の活動の領域、地球上で枯渇する資源の新しい源としての宇宙を考えて次の世代につないでいく上でとても重要なものになります。

宇宙は、遠いところ、普段の生活には関係ないものと思われがちですが、先に述べたとおり、既に私たちの生活とも密接に関わっており、安心・安全の確保には不可欠のものになっています。

様々な可能性を持っている宇宙を貴重な公共財として有効に活用し、より豊かな社会づくりに貢献するため、これからも宇宙事業に取り組んでまいります。

## 三菱電機宇宙事業の歴史

History of Space Business of Mitsubishi Electric Corporation



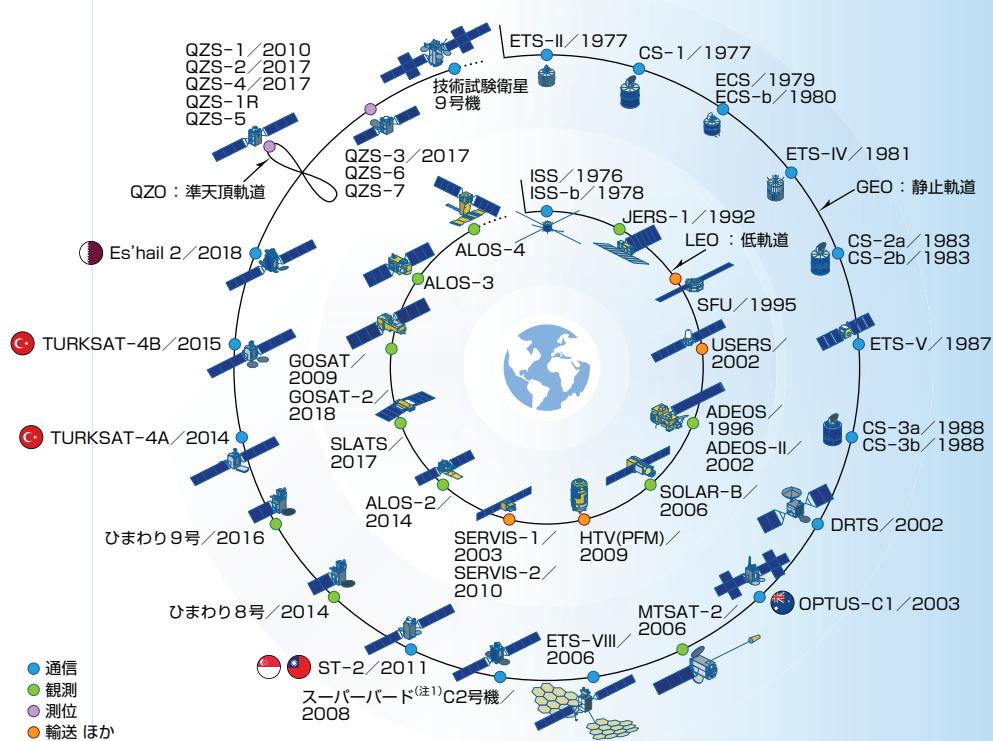
小山 浩\*  
Hiroshi Koyama

### 要 旨

三菱電機は1960年代に宇宙事業に参入して以来、通信・放送、地球観測、宇宙科学、物資輸送、測位といった様々な分野の人工衛星、追跡管制局、大型望遠鏡等の開発・製造を行ってきた。“宇宙事業を通じて、豊かな社会の実現に貢献”をスローガンに事業を推進している。これまで、衛星システム主契約者として約70機の人工衛星の製造を担当し、開発した衛星搭載機器の海外輸出を通じて500機以上の国内外衛星プログラムへの機器搭載実績を持ち、太陽電池パドル、リチウムイオン電池等、世界市場で高いシェアを獲得している。また、日本の衛星メーカーとして初めて確立した標準静止衛星プラットフォーム“DS2000”的高信頼性は国内外で高い評価を得ている。

これまでの日本の宇宙開発の歴史で1988年の“米国宇宙

ステーション計画への参画”，1990年の“日米衛星調達合意”，2008年の“宇宙基本法及び宇宙基本計画の制定”，2010年代後半の“ニュースペースの台頭”“海外衛星の急速な技術進展”等、幾つかの大きな環境変化があった。特に、近年の衛星に対する高度なQCD(Quality Cost Delivery)要求に加えて、打ち上げ後の通信サービスエリア、機能・性能のフレキシブルな変更を可能にするデジタル化、フルソフトウェア化への対応要求はますます高まっており、更なる技術開発への取組みが急務である。当社は、宇宙事業を経営基盤強化に向けた主要事業の一つと位置付けており、これらの宇宙ビジネス環境の変化を踏まえつつ、幅広い分野にまたがる衛星・地上システムの製品群を開発・製造することによってグローバルな社会インフラ構築に貢献することを目指している。



(注1) スーパーバードは、スカパーJSAT(株)の登録商標である。

### 当社宇宙事業の歴史

これまでに当社の開発した衛星システムを年代順に示している。図上で通信、観測、測位、輸送の各分野を衛星名称とともに区別している。当社は、衛星システム主契約者として約70機の衛星製造を担当し、500機以上の国内外衛星プログラムへの機器搭載実績を持つ。

## 1. まえがき

当社宇宙事業は、1990年頃には研究開発衛星と衛星搭載機器の販売が中心の小規模事業であった。その後、市場環境の変化を捉えた事業展開によって、官需の確固たる事業基盤に加え、商用事業を拡大した。

2013年には、事業規模の更なる拡大を見据えた設備投資として衛星組立・試験棟を増築し、年間生産能力4機から8機への倍増を実現した。加えて、拡販体制の整備に取り組み、同時にシンガポールに海外営業拠点を設置し、アジア・パシフィック、中東地域をターゲットとした活動を進めてきた。2020年4月には衛星組立・試験新棟を増設し、年間生産能力18機への拡大を実現した。

当社は宇宙事業を経営基盤強化に向けた主要事業の一つと位置付けており、幅広い分野にまたがる衛星・地上システムの製品群によってグローバルな社会インフラ構築への貢献を目指している(図1)。具体的には、観測衛星による地球温暖化防止、気象現象・地球環境の監視強化、災害状況把握、防災への貢献、測位衛星による高精度な測位情報の提供、通信衛星による各地域の通信・放送インフラ発展への貢献、大型望遠鏡による宇宙科学への貢献等を挙げることができる。

## 2. 宇宙事業を巡る環境の変化と対応

### 2.1 初期の宇宙事業

当社は1960年代から宇宙事業への取組みを開始して、1965年に米国TRW社からインテルサットⅢ号機用搭載電力機器を受注し、1969年にNASDA(現JAXA)から電離層観測衛星“うめ”を衛星システムとして受注し、宇宙事業への本格的取組みを開始した。

事業開始当初は国産技術による技術試験衛星開発と海外からの技術導入による実用衛星の開発が中心であった。技術試験衛星は新規技術の開発・実証を通じて、実用衛星での国産化率を高める役割を担っていた。当社は主契約者

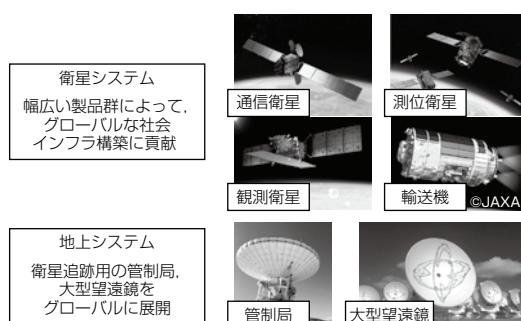


図1. 当社の宇宙事業

として技術試験衛星Ⅱ号“きく2号(ETS-II: Engineering Test Satellite-II)”, “きく3号(ETS-III)”, “きく5号(ETS-V)”, “きく8号(ETS-VIII)”等の開発を担当した。各衛星の打ち上げ年度、技術実証目標を表1に示す。

一方、実用衛星では、気象衛星を日本電気株、放送衛星を(株)東芝、通信衛星を当社がそれぞれ分担し、異なる米国メーカーの支援を受け、開発を行った。当社の担当した実用通信衛星は“さくら(CS: Communication Satellite)”に始まる“さくらシリーズ”である。2.3節に述べる日米衛星調達合意前の“さくら3号a(CS-3a)”, “さくら3号b(CS-3b)”までを当社が開発を担当し、中型の実用スピンドル型静止通信衛星技術を確立した。

### 2.2 米国宇宙ステーション計画への参画

日本の宇宙開発の歴史での第一の環境変化は1988年の政府間協定による米国宇宙ステーション(International Space Station: ISS)計画への参画である。この計画への参画によって一定規模の予算(年間400億円規模)が毎年、継続的に投入されることになり、政府の宇宙関連予算の構造が大きく変わることになった。ISS本体に関しては、当社が持っていた電源技術をベースに“日本実験棟きぼう(JEM: Japanese Experiment Module)”に必要電力を供給するための電源系開発を担当した。一方、ISSプログラムへの参画を機に日本の輸送機によるISSへのアクセス・物資補給・軌道上サービス等を行うために必要になるランデブ・ドッキング技術の研究が本格的に開始された。NASDA, NAL(現JAXA)及び当社で1980年頃から開始した“ランデブ・ドッキング技術の研究”的成果を踏まえ、1996年に打ち上げられた宇宙実験・観測フリーフライヤ“SFU(Space Flyer Unit)”でのスペースシャトルとのランデブ・回収運用に向けて、遠方ランデブ技術の開発が行われた。ここで、遠方ランデブとは宇宙空間の任意の地点に移動するための技術である。また、1997年に打ち上げられた“おりひめ／ひこぼし(ETS-VII)”でターゲット衛星近傍での接近、離脱及びターゲット衛星へのドッキングを可能にする近傍ランデブ技術の軌道上実証が行われた。両衛星で当社はランデブに必要となる航法誘導制御系、地上運用システムの開発・運用を担当した。これらの実証成果、技術的知見をベースに宇宙ステーション補給機“こうのとり(HTV: H-II Transfer Vehicle)”の開発が開始された。

表1. 技術試験衛星の実証目標

名称	打ち上げ年度	技術実証目標
きく2号	1977年	静止衛星打ち上げ、追跡管制、軌道保持、姿勢保持技術等
きく3号	1981年	同上
きく5号	1987年	H-Iロケット試験機性能確認、静止3軸衛星バス技術の確立等
きく8号	2006年	災害時通信手段の提供、移動体通信実験等

当社はSFUとETS-Ⅶで培った航法誘導制御技術をベースにHTVの航法誘導制御系を含む電気モジュール、地上のHTV運用管制設備、及びHTVのISS接近に必要なJEM搭載の近傍接近システムの開発を担当した。HTVの開発は1997年から開始されたが、スペースシャトルの事故等、宇宙ステーションプログラム自体の遅延もあり、初フライトは2009年になった。以降、2020年の実用9号機まで継続し、HTVプログラムは成功裏に終了した。HTVの開発を通じて、航法誘導制御系技術と有人対応技術を確立し、その技術はHTVの後継機である“HTV-X”(2023年打ち上げ予定)、小型月着陸実証機“SLIM(Smart Lander for Investigating Moon)”(2023年、月面へのピンポイント着陸を目指す)、火星衛星探査機“MMX(Martian Moons eXploration)”(2020年代前半の打ち上げを目指す)の実現に活用されている。これらランデブ・ドッキングの技術開発の道のりを図2に示す。

### 2.3 日米衛星調達合意

第二の環境変化は日米衛星調達合意によって訪れた。1980年代以降の日米間の自動車、半導体分野等での貿易摩擦激化への対抗策として、米国は日本が打ち上げる政府実用衛星の市場開放を要求した。結果として1990年に日米衛星調達合意が結ばれ、日本国内で調達される政府実用衛星は国際競争入札が前提になり、技術力に勝る米国メーカーが国内実用衛星市場を独占することになった。これによって商用市場への参入を目指した国産実用衛星の開発は一時的にトーンダウンする形になった。こうした状況を打破し、事業規模の確保・拡大を図るため、当社は1990年

代後半、海外企業に伍(ご)する衛星システムメーカーになるため“インテグレータへの道”というスローガンを掲げて、商用通信衛星市場への参入に向けた活動を開始した。市場参入に向けて、海外通信オペレータへのヒアリングを重ねる中で、発注を受けるためには幾つかの要件を満たすことが必要であることが分かってきた。それは、高い製品競争力(品質、コスト、納期の観点で勝ること)を持った軌道上実績のある標準衛星を持っていること、及び製造工程の自在性を確保するため、自社に一貫生産体制を持つこと等である。標準衛星の課題に対しては、NASDAの指導の下に開発したデータ中継衛星“こだま(DRTS)”, “きく8号(ETS-Ⅷ)”の開発成果をベースに社内開発を加え、静止衛星市場向け標準衛星プラットフォーム“DS2000”を確立し、標準化を推進することで短納期・低コスト化を実現した(図3)。一貫生産体制の課題に対しては、1999年に当社鎌倉製作所内に宇宙空間の真空状態を模擬する大型スペースチャンバー、衛星打ち上げ時の音響環境下での機能確認を行う音響試験設備、宇宙空間の電波環境を作つて通信の性能確認を行うコンパクトアンテナテストレンジ等の設備を一つの建物内に全て備えた衛星一貫生産工場を建設し(図4)、当時国内メーカーでは唯一となる衛星の設計・製造・試験にわたる全行程を一貫して行う生産体制を整備した。

こうした取組みによって、DS2000を商用衛星市場へ投入し、欧米メーカーとの競合下で2000年に運輸多目的衛星“ひまわり7号(MTSAT-2: Multi-functional Transport SA Tellite-2)”を受注し、2005年には“スーパーバードC2号機”を宇宙通信株(後にスカパーJSAT株に合併)から受注し、DS2000が初めて商用通信衛星に採用された。その後も2009年にシンガポール・台湾向け“ST-2”, 2011年

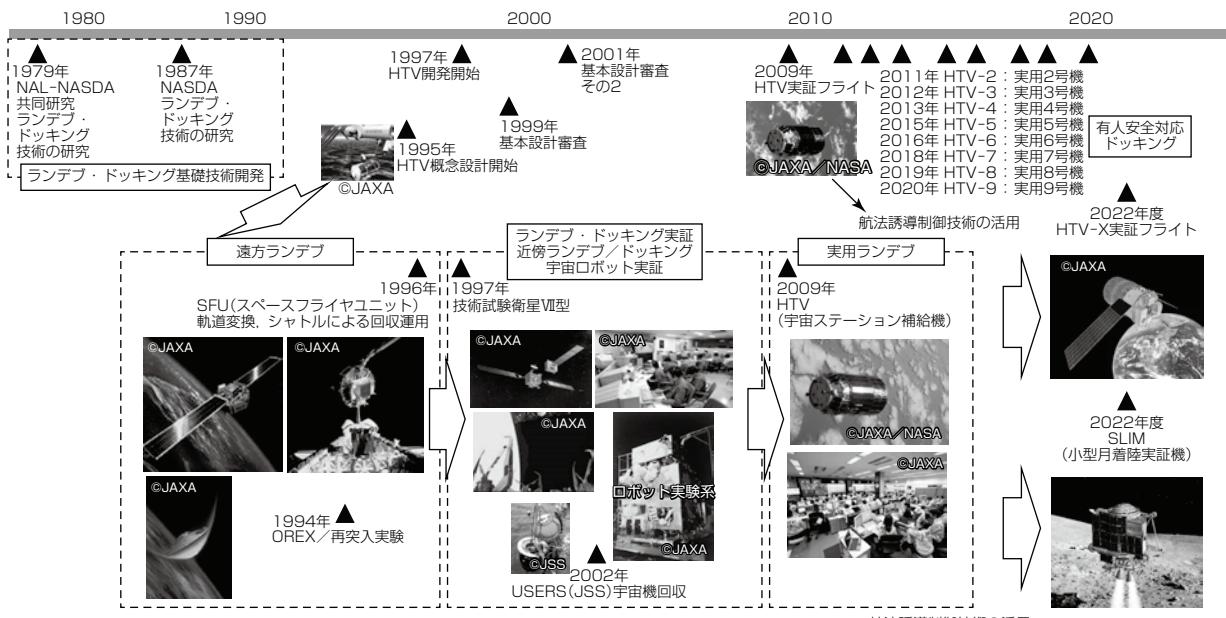


図2. ランデブ・ドッキング技術開発の道のり

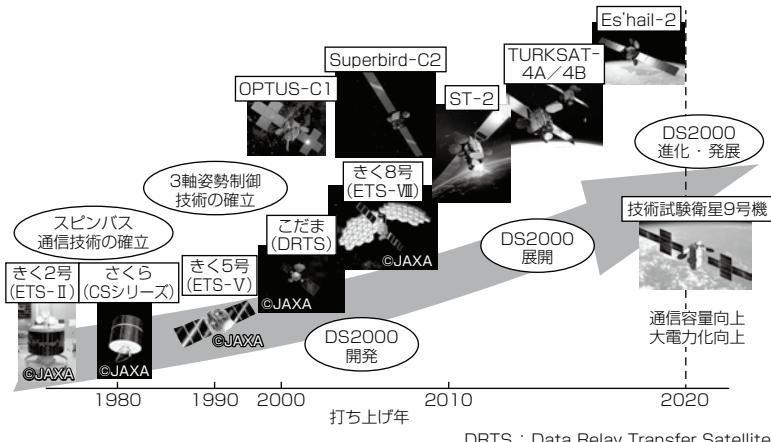


図3. DS2000の確立



図4. 当社の衛星生産工場

にトルコ向け“TURKSAT-4A/4B”，2014年にカタール向け“Es'hail 2”といった商用通信衛星を受注するに至った。また，DS2000は“ひまわり8・9号”，準天頂衛星“みちびき(QZSS: Quasi-Zenith Satellite System)”等の商用通信衛星以外にも採用されている。現在ではDS2000を採用した衛星は打ち上げ前の衛星も含め国内外で23機になり，軌道上の衛星は2017年1月と8月にそれぞれ運用寿命を終えた“きく8号(ETS-VII)”，“こだま(DRTS)”，及び“ひまわり7号(MTSAT-2)”を除く全ての衛星がどれも順調に運用されており，運用年数は2020年6月現在で延べ105年を超えるに至っている。

#### 2.4 宇宙基本法及び宇宙基本計画の制定

第三の環境変化は，宇宙基本法及び宇宙基本計画の制定である。これによって，“安全・安心で豊かな社会の実現”“安全保障の強化”“宇宙外交の推進”“先端的な研究開発による活力ある未来の創造”“21世紀の戦略的産業の育成”“環境への配慮”等の指針が規定され，その後の日本の宇宙政策の新たな方向性の基盤が築かれることになった。宇宙基本計画は2009年に初版が制定され2013年，2015年，2020年に改訂がなされている。2015年の改訂では，“宇宙利用の拡大”と“自律性の確保”が基本的方針として制定され，“安全保障・防災”“産業振興”“宇宙科学等のフロンティア”が三つの重点課題として識別された。この中で，準天頂衛星“みちびき(QZSS)”は“安全保障・防災”及び“産業振興”に資する日本の宇宙インフラとして計画され，2013年には“2010年代後半を目指す4機体制を整備する。

将来的には持続測位が可能になる7機体制を目指すこととする”旨が閣議決定され，みちびき初号機に続く，追加3機の整備が開始された。図5に準天頂衛星外観と軌道を示す。QZSSは日本国内，アジア・オセアニア域への測位サービス提供を目的とした測位衛星であり，測位の安定性の向上，センチメータ級の高精度測位サービスの提供等を目標にする。当社はQZSSを主契約者として開発したほか，2013年3月には4機体制を目指した2～4号機を受注し，2017年に打ち上げを完了して初号機と併せて4機体制で運用中である。4機体制のサービスインイベントが2018年11月1日に実施され，これによって，日本国内で24時間，QZSSのサービスを受けることが可能になった。

また，現在，2023年の7機体制確立に向けて，5～7号機を製造中である。7機体制実現時にはQZSSだけで常に位置決定を行うことが可能になる。QZSS計画で当社は衛星本体，地上運用管制設備，高精度測位系の開発・整備を担当している。

QZSSの実用サービスインまでの道のりは平坦(へいたん)なものではなかった。QZSSに関する検討は1970年代に始まり，2000年頃には総合科学技術会議でQZSSを“産官の連携の下に推進する”との方針が決定された。これを受けて，2002年に当社ほか59社の出資によって準天頂衛星を活用し，通信と放送に測位を複合させたサービスを提供する新衛星ビジネス(Advanced Space Business Corporation: ASBC)が設立され，民間による事業化判断の検討が開始された。最終的には継続的な国インフラになる測位衛星を，後続機を含め民間が担うことは難しいとの判断に至り，政府によってQZSSの整備を行う旨の閣議決定になった。

宇宙基本計画では“産業振興”に関する施策として衛星システム・衛星搭載機器の輸出強化に加え，裾野拡大に向けた宇宙システム利用の拡大も重要な要素として位置付けられている。宇宙システム利用の主要分野がQZSSの提供する高精度測位情報利用及び国内各種観測衛星の提供する

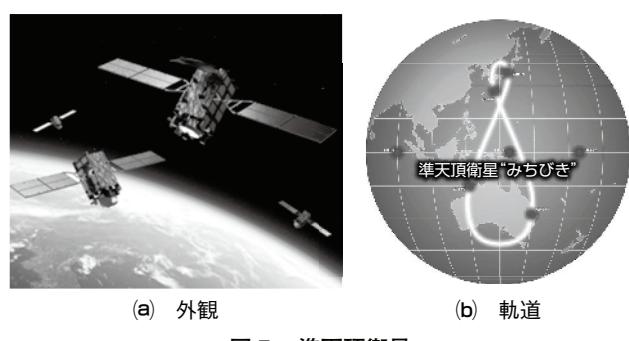


図5. 準天頂衛星

観測衛星画像データ利用である。

QZSSの提供するセンチメータ級高精度測位情報は今後の“スマート社会”実現に向け、新たな革新的サービス、新たな産業を生み出す可能性を持っている。当社は高精度測位情報利用拡大への取組みを推進、社会の高度化・自動化や安心・安全の向上に貢献するため、センチメータ級高精度測位用の端末の開発・販売、その活用が見込まれる自動走行、自動農業等、高精度測位の活用に向けた実証の推進、社会実装化の支援を行っている。ここで、高精度測位情報の主要利用分野である自動走行システムの実現

に際しては、宇宙インフラに加え、車載用の高精度測位端末と自動運転用の高精度三次元地図(ダイナミックマップ)情報の提供が不可欠である。この地図情報の整備・提供を行うことを目的として、当社は2016年、地図会社6社、国内自動車会社11社とともに、“ダイナミックマップ基盤企画(株)”を設立した。

観測分野に関しては、当社は気象観測を行う気象庁の静止気象衛星“ひまわり”に加え、JAXA指導の下、地表の様子を広域かつ高精度な画像として捉える先進光学衛星“ALOS-3”を始めとする光学観測衛星、夜間・悪天候下でも地表の様子をレーダで精細に捉えることのできる先進レーダ衛星“ALOS-4”を始めとする合成開口レーダ衛星、地球温暖化ガスを捉えることができる温室効果ガス観測技術衛星“いぶき(GOSAT)”, “いぶき2号(GOSAT-2)”のシステム開発に携わってきた。これまでに当社が開発に参画したレーダ観測衛星・光学観測衛星・環境観測衛星・気象衛星の系譜を図6に示す。

宇宙基本計画では日本の宇宙政策の目標の一つとして、“災害対策・国土強靭(きょうじん)化や地球規模課題の解決への貢献”が掲げられ、大規模災害や大事故への対応、老朽化するインフラの維持管理等への活用による災害対策・国土強靭化の推進、地球規模課題の解決への貢献、SDGs(Sustainable Development Goals)の達成が示されている。近年、自然災害の発生頻度と規模が深刻さを増しているが、当社は光学センサ及び合成開口レーダを搭載する複数の衛星を連携させた防災向け衛星観測ソリューションの提供を目指している。

## 2.5 ニュースペースの台頭と海外衛星の急速な技術進展

第四の環境変化の一つはベンチャーを中心とした小型衛星コンステレーション事業の登場である。これまでにない数百～数万の小型衛星を打ち上げる計画が提案・推進されており、IT業界等、他業種からの参入者主体に構成され

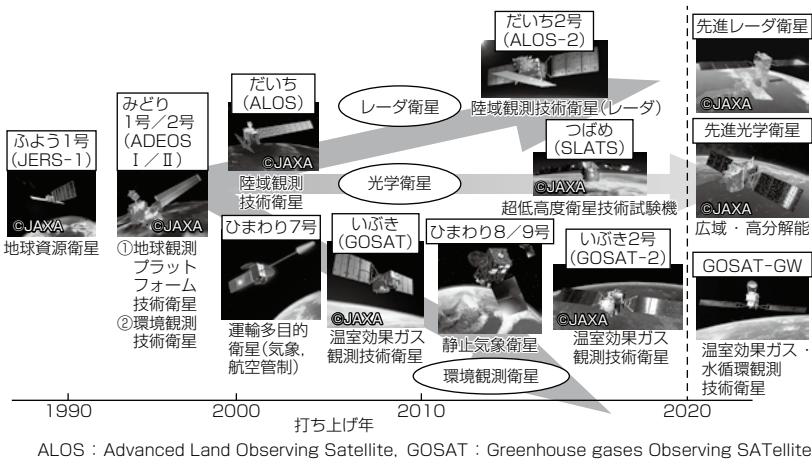


図6. 当社観測衛星の系譜

たニュースペース企業と従来の宇宙関連企業の連携が進み始めている。ニュースペース企業との新たな連携、大量の衛星の量産を前提とした製造方式への取組みが求められている。

また、商用通信衛星の世界を中心とした、デジタルペイロードによるフレキシブル化の流れはもう一つの大きな変化である。これらのデジタルペイロード機器を商用衛星に適切なコストで搭載することによって、通信需要やビジネスモデルの変化に対応することが可能になる。内部の処理を全てソフトウェア化することで、異なる地域のトラフィック需要変動に応じて、秒単位で地上から衛星ペイロードの通信モード設定を変更できる。

今回改訂された宇宙基本計画では、衛星技術の開発・実証を戦略的に推進する枠組みとして、“衛星開発・実証プラットフォーム”という新たな仕組みが規定され、国内外の技術、市場、政策を調査分析した上で、将来のユーザニーズを先取りした革新的で野心的な衛星技術の開発テーマを設定し、推進することが示されている。欧米の商用通信衛星に適用されている各種技術は、まさにこうした戦略的・長期的開発の成果である。このプラットフォームの今後の役割に期待したい。

## 3. む す び

当社の宇宙事業のこれまでの取組みの歴史を述べた。これら宇宙システムの開発実績、利活用への取組みを通じて、Society5.0で定義された“国及び国民の安全・安心の確保と豊かで質の高い生活の実現”“地球規模の課題への対応と世界の発展への貢献”“持続的な成長と地域社会の自律的な発展”に対して、貢献を果たしていく。

## 参 考 文 献

- (1) 三菱電機技報, 94, No.2 (2020)
- (2) 三菱電機技報, 92, No.2 (2018)
- (3) 三菱電機技報, 90, No.2 (2016)

# 宇宙状況把握光学望遠鏡システム

Optical Telescope System for Space Situational Awareness

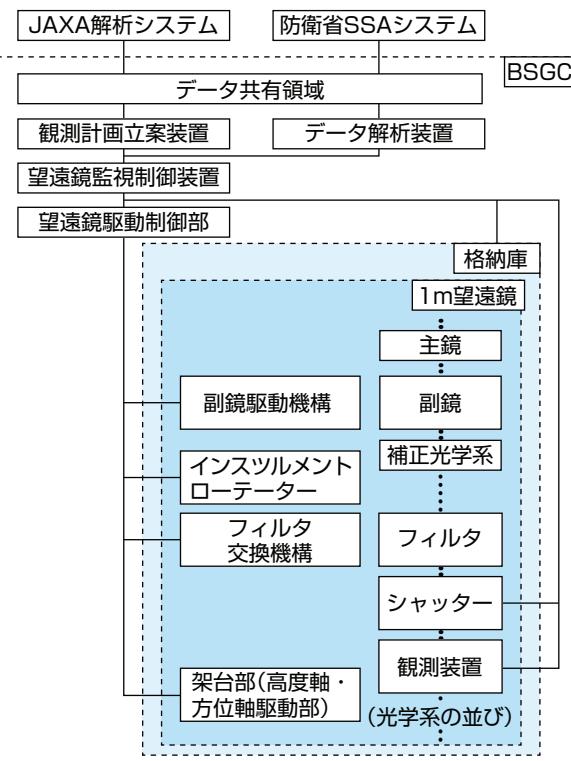
高根澤 隆\*  
Takashi Takanezawa  
服部友哉†  
Tomoya Hattori  
坂本慎介†  
Shinsuke Sakamoto

## 要旨

宇宙空間の安全利用のため、地球を周回するスペースデブリ等を把握するSSA(Space Situational Awareness, 宇宙状況把握又は宇宙状況監視などと呼ばれる)システムの整備が進められている。この光学望遠鏡システムは、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構(JAXA)が運用するSSAシステムの一部をなすもので、従前からデブリや地球に接近するおそれのある小惑星を観測するために運用していた岡山県井原市にある美星スペースガードセンター(BSGC)の光学望遠鏡システムを更新するものであり、2016年度に設計を開始し、現在、2021年度末の納入に向けてBSGCでの現地調整試験を進めているところである。

このシステムへの要求は、これまでの観測運用の継続を

可能にし、かつ将来的な観測運用拡充を図るための研究開発に供する機能と性能の整備であり、開発方針として、これまでの観測運用に使用されてきた観測装置や冷却システムなどのハードウェアや、観測運用者によって継続的に整備・拡張されてきた観測計画立案や画像処理のためのソフトウェアといったレガシーを最大限活用するとともに、三菱電機の光学及び電波望遠鏡システムで培った設計資産や開発経験を適用することで応えることにした。レガシーを活用する上で必要な設計・製造上の制約への対応と、開発要素としてのデブリ観測特有の広視野光学系の採用や低軌道物体追尾用の高速駆動化がこのシステムの特徴になっている。



## 光学望遠鏡システム構成及び1m望遠鏡の全景

左の図は、1m望遠鏡を中心とした光学望遠鏡システムの主要構成を示す。1m望遠鏡は望遠鏡監視制御装置によって格納庫や観測装置とともに監視制御される。通常のスペースデブリ観測は、JAXA解析システムからの観測要求を基に立案した観測計画を望遠鏡監視制御装置に投入することで自動実行される。右の図が示す既設基礎構造上に設置される1m望遠鏡は、軽量化のためトラス構造を採用した。

## 1. まえがき

当社がこれまでに開発を行った地上光学望遠鏡システムとしては、大型のすばる望遠鏡(口径8.3m)、TMT(Thirty Meter Telescope)(同30m、現在も開発中)、中型の赤外シミュレータ(同1.2m)、ぐんま天文台望遠鏡(同1.5m)、西はりま天文台なゆた望遠鏡(同2.0m)がある。今回の光学望遠鏡システムは、これらと比べると小口径ではあるが、SSA用途に特化した当社初の光学望遠鏡システムであり、また、既設望遠鏡の更新及びレガシーの活用という点でこれまでのシステムとは異なる開発要素及び制約条件もあり、その開発は決して容易なものではない。

本稿では、このシステムの位置付け・構成、及び特徴的な機能・性能とその実現方法について述べる。

## 2. 光学望遠鏡システムの位置付けと構成

### 2.1 光学望遠鏡のシステムの観測対象

更新前の光学望遠鏡システムの観測対象は、いわゆる地球を周回するスペースデブリや人工衛星といった静止軌道帶物体と、より遠方の地球に接近するおそれのある小惑星であり、これらの軌道決定のための位置測定、姿勢変化や形状把握のための光度変動(ライトカーブ)、物理的特徴を把握するためのフィルタ測光ほか、データベースにない未知物体のサーベイを行ってきた。更新後でも継続してこれらを観測対象にしており、さらには低軌道物体も将来的な観測対象として追加されている。なお、小惑星観測はJAXA SSAシステムのミッション目標ではなく、他の研究要請によるものである。

### 2.2 他システムとの連接

光学望遠鏡システムはJAXA SSAシステム内で、茨城県つくば市に設置されている解析システムと連接する。解析システムは観測対象物体の軌道情報を含んだ観測要求を、日々光学望遠鏡システムに送信し、光学望遠鏡システム観測運用者はそれを基に天候や物体の可視条件を考慮して詳細な観測計画を立案する。観測計画に基づき光学望遠鏡システムを操作して取得した光学画像データは、画像処理によって精確な位置情報を持つ恒星カタログとマッチングされ、恒星以外の物体像の抽出とその位置が算出される。物体像の位置情報は解析システムに送信され、解析システムでは軌道を算出し、人工衛星及びスペースデブリのデータベースと照合して既知未知物体の判別を行い、既知であれば軌道を更新し、未知と判別された場合は光学望遠鏡シス

テムに対して追観測の要求を送信する。追観測要求に対しては、優先度に応じて日々の観測計画を組み換えて実施される。

JAXA SSAシステムは、上齋原(岡山県鏡野町)に設置される低軌道物体を観測対象とするレーダも含むが、光学望遠鏡システムとの直接的な連接はない。

また、JAXA SSAシステムは防衛省SSAシステムと連接しており、光学望遠鏡システムは防衛省の観測要求にも応じるものになっている。

### 2.3 光学望遠鏡システムの構成

光学望遠鏡システムは口径1m及び50cmの望遠鏡(以下、それぞれ“1m望遠鏡”“50cm望遠鏡”という。)各1台を持つ。後者については特に性能に影響を与える更新は行わないものとしたため、本稿では前者の口径1mの望遠鏡について述べる。

要旨の図に1m望遠鏡を中心とするシステム構成を示した。データ共有領域は他システムとインターフェースする領域であり、他システムからの観測要求及び望遠鏡で取得した観測画像データや解析結果を保存する。観測計画立案装置は観測条件を考慮した上で観測計画を立案するツールを提供し、データ解析装置は2.2節で述べた画像処理を行うものである。格納庫内に位置する1m望遠鏡は望遠鏡監視制御装置によって格納庫や観測装置とともに監視制御される。なお、要旨の図の“主鏡”から“観測装置”の縦の並びは光路に沿った光学系構成品の並びである。

## 3. 特徴的な機能・性能とその実現

### 3.1 検出限界等級と位置測定精度

静止軌道帶物体観測に対する総合的な性能要求として、規定の条件の下で、18等級以上の検出限界等級が要求されている。これらは更新前の望遠鏡で得られた性能に基づいて設定されており、18等級に相当する静止軌道帶のスペースデブリの大きさは、その形状や反射率、光源になる太陽との位置関係にもよるが、直径30cm程度である。位置測定精度としては、光学画像データに映り込んでいる恒星位置を基に、1秒角RMS(Root Mean Square)以下が要求されている。

### 3.2 広視野光学系

未知のスペースデブリや小惑星のサーベイには広い視野が有利である。更新前の望遠鏡の光学系でも広視野が実現されており、観測装置もその視野を生かすため4枚の大型CCD(Charge Coupled Device)素子がモザイク状に配

置されている。更新に当たって観測装置は流用するものとし、またそれに従って、光学系の構成は更新前の光学設計をベースとした上で、硝材の入手性や構造上の制約による見直しを行った。

図1に光学系配置図を示す。凹面鏡である主鏡と凸面鏡である副鏡、それに4枚のレンズからなる補正光学系で構成されるカセグレン光学系である。光学性能を示すスポットダイアグラムは、設計計算上では、焦点位置の視野中心で0.37秒角RMS半径、視野から1.5度離れた位置で0.48秒角RMS半径になる。広い視野にわたって高い結像性能は得られるものの、主鏡と焦点位置のバックフォーカス長が短く、これは主鏡支持方式の選定や3.3節で述べる経緯台式架台化での構造上の制約になった。

図2に主鏡の支持構造を示す。当社実績のある鏡の支持方式には、てこを使った力支持方式やアクチュエータによる能動支持方式があるが、主鏡支持方式には、焦点位置に位置する観測装置と干渉しない、省スペース化が可能な支持方式として、更新前望遠鏡と同様のウィップルツリー支持方式を採用した。ウィップルツリー支持方式は望遠鏡構造から幾重に枝分かれした構造を用いて、鏡を多点で等分の力で支持する方式である。支持点は主鏡の下面18点と

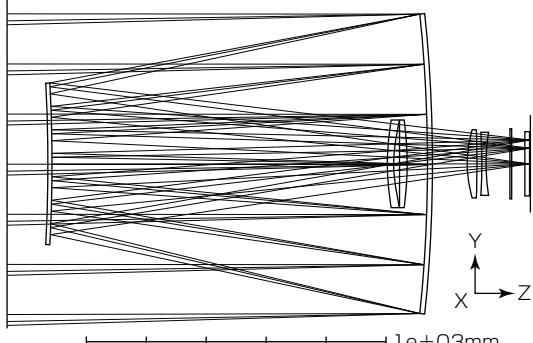


図1. 1m望遠鏡の光学系配置図

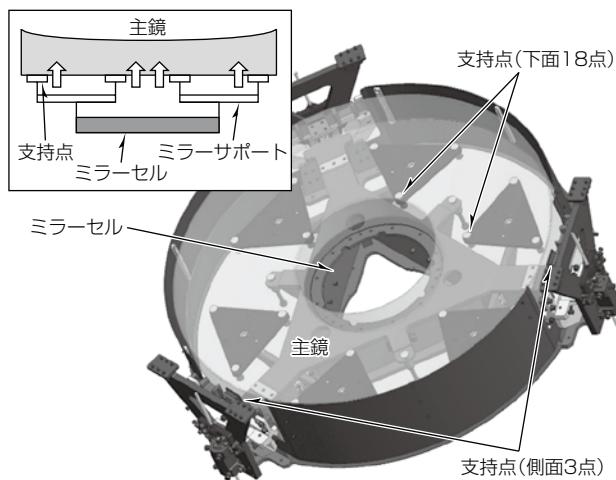


図2. 1m望遠鏡の主鏡支持構造

側面3点で構成され、過拘束を避けるように、側面で鏡平面方向と光軸周りの回転の3自由度、下面で光軸方向と光軸周り以外の回転の3自由度を拘束するものにした。また、支持位置の最適化やバイポッドの採用によって、支持反力や熱による鏡の変形を最大限抑制した。

### 3.3 経緯台式架台

更新前の望遠鏡の架台は1m望遠鏡、50cm望遠鏡ともフォーク式赤道儀である。赤道儀の場合、天の北極付近を通過する物体の追尾観測には極軸に対して大きな回転速度が必要であり、極軸が持つ回転速度で、その追尾観測は制限される。また、将来的な観測運用拡張として、複数の観測装置の切替えや大型の観測装置の使用が考えられるが、更新前架台が持つカセグレン焦点一つだけでは対応が難しい。

この二つの問題点の解として、1m望遠鏡には経緯台式架台を採用することにした。AZ/EL(AZimuth/ELevation)の駆動軸を持つ経緯台式架台では、天頂を通過する物体を追尾するには無限大のAZ軸回転速度が必要になるが、赤道儀式のままでする50cm望遠鏡と組み合わせることによって、システム全体としての追尾不可領域が縮小されることになる。また、経緯台式架台の場合、EL駆動軸を支持するヨーク構造にナスマス焦点用の観測装置設置スペースを設定するのが容易である。

1m望遠鏡架台の経緯台式化を実現するに当たり、二つの難点があった。一つは望遠鏡架台とインターフェースする基礎構造の強度に関する安全性のリスクであり、もう一つはバックフォーカス長の制約による狭小な空間に、観測装置を回転させる機構、すなわちインストルメントローターと、観測装置上に位置するフィルタ交換機構とシャッター機構を配置するという構造上の問題である。

図3に基盤構造を含めた1m望遠鏡の外観を示す。更新前望遠鏡の架台はフォーク式赤道儀であったため、格納庫

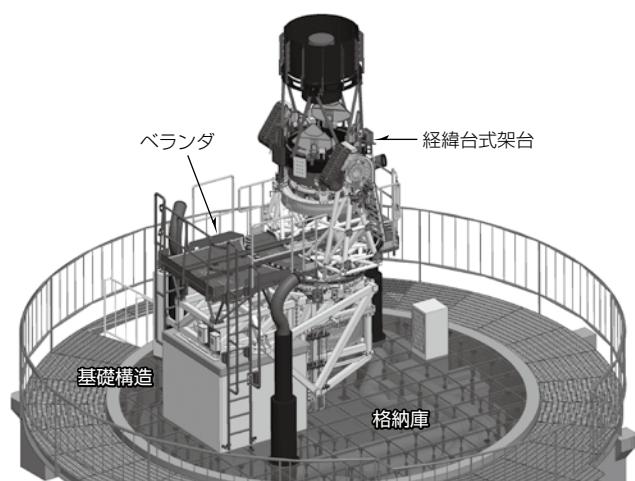


図3. 1m望遠鏡

(ドーム)の回転中心からオフセットした位置に基礎構造が位置しており、この基礎上に経緯台式架台を構成するためには、片持ちのベースフレームを設置する必要がある。最終的には建設当時の資料に立ち戻り、基礎構造の安全性がJAXAから示されたが、基本設計時点では資料の図面と実物の寸法の相違が明らかになるなど、リスクが残存している状況であったことから、精密な測量、X線による配筋調査、特性把握のための有限要素解析のほか、望遠鏡構造の軽量化設計によるリスク低減策を実施した。具体的な軽量化には、架台部のトラス構造化のほか、方位軸旋回軸受への軽量なRガイド採用、駆動方式としてダイレクトドライブを採用することによる部品削減がある。これらによって、基礎の耐荷重条件10トンに対して望遠鏡質量は5トンになり、十分な安全余裕を確保した。また、保守用足場として、基礎構造部とベースフレームの上部にベランダを設置することで、保守作業の作業性向上とドーム内空間の有効活用を図った。

図4にカセグレン焦点部の拡大図を示す。主鏡と観測装置間の狭小なスペースに、インツルメントローテーター、フィルタ交換機構、シャッター機構が配置されているのが分かる。また、観測装置への電源供給や信号送受のためのケーブルや観測装置冷却システムへHe(ヘリウム)ガスを供給するためのフレキシブルチューブを、回転に伴う過度な曲げや捩(ねじ)れを発生させずに保持するための巻き取り機構もコンパクトに配置されている。

なお、インツルメントローテーターとは、赤道儀式架台とは異なり経緯台式架台で発生する指向方向に応じた視野回転を補正するための機構であり、空間的分布を持つ天体等を長時間露光する際等に、フィルタ交換機構と観測装置をこの視野回転を補正する方向に回転させる。この回転補正には、デブリ等の位置測定は恒星位置との比較で行われるため、画像上の赤経・赤緯方向が既知であり、また一定である方が観測画像内恒星像の恒星カタログ位置とのマッチングが容易になるという側面からの要請もある。ま

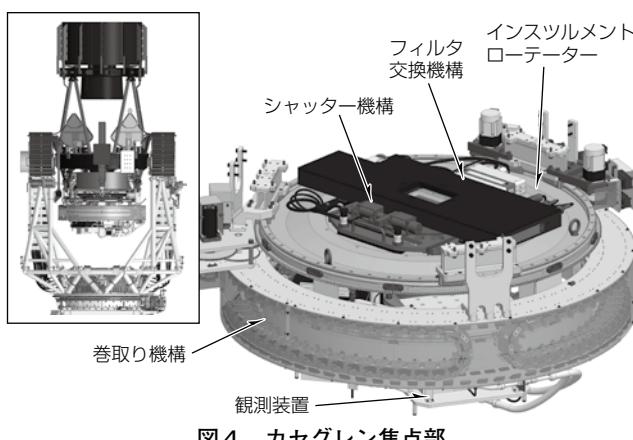


図4. カセグレン焦点部

た、他の望遠鏡にない回転補正モードとして、物体追尾中にその物体の進行方向を一方向に保つ、すなわち、望遠鏡指向方向変化に伴う物体像の回転を補正するモードも備えている。このモードはCCDのTDI(Time Delay Integration、電荷を転送しながら露光を行う)を利用した物体の短周期の光度変動測定や低軌道衛星の撮像に利用可能である。

### 3.4 高速駆動と高精度指向・追尾

JAXAミッション及び政府要求にある将来の研究開発業務への光学望遠鏡システムの対応の一つとして、低軌道物体の観測を可能にする高速追尾機能の1m望遠鏡への導入がある。具体的には、レーダとの協調観測を想定した高度200kmかつ最大仰角70度の円軌道物体を追尾可能にする駆動性能が要求されている。また、指向・追尾精度の要求仕様値はそれぞれ、5秒角RMS以下、追尾速度15秒角/秒での10分間で1秒角RMS以下であり、他の中型望遠鏡と同等の高い精度が要求されている。

3.3節に述べたダイレクトドライブの採用は、高速駆動要求に十分なAZ/EL軸の角速度として、それぞれ6.5度角/秒、1.5度角/秒を持ち、かつ低速での高精度追尾要求に応じた摩擦変動の少ない駆動系の実現につながっている。高精度追尾に必要な高周波領域での機械共振成分の抑圧と制御帯域の確保は、この駆動系用に新規設計した速度制御ループ内の高次フィルタで行う。

指向精度要求は器差補正機能で満足する。この機能は、望遠鏡構造の重力変形や軸受の傾きなど、望遠鏡姿変化に伴った再現性のある指向誤差を、角度指令値に補正值を附加することで補正するものである。当社の光学及び電波望遠鏡では補正值算出式はほぼ共通化されており、恒星や電波源を使ったポインティングアリシスで補正係数を決定し、その補正係数を用いた補正で十分な精度を得られている。しかし、この1m望遠鏡では片持ちとなるベースフレームの撓(たわ)み、複数のRガイドで構成された軸受による複雑な傾斜変化などが予測されたこともあり、ポインティングアリシスに先立って、望遠鏡に設置した傾斜計で姿勢変化に伴う傾斜変化を高い分解能・精度で測定して指向誤差に変換した上で、それらを表現し得る、より適切な1m望遠鏡固有の補正值算出式を求めて設定している。

## 4. む す び

JAXA向け宇宙状況把握用の光学望遠鏡システム、及び特徴的な機能とその実現方法について述べた。1m望遠鏡本体は2020年度中に完成し、他システムとのインターフェース部と一部の装置、また、その接続試験については2021年度に完成及び実施する予定である。

## 月と火星衛星への探査機

Spacecrafts to Moon and Mars Satellite

## 要旨

三菱電機では、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構(JAXA)で開発を進めている探査機、小型月着陸実証機SLIM(Smart Lander for Investigating Moon)、及び火星衛星探査機MMX(Martian Moon eXploration)のシステム開発を担当している。

SLIMは、日本では初めてになる重力天体、月への着陸を目指している。これまでの海外の月着陸例では、着陸地点精度が数kmであった。それに対して、SLIMでは将来の科学探査の要求に対応できるように目標の着陸地点から、約100m以内のピンポイント着陸を目指している。そのため、カメラで撮影した画像をベースにした画像照合航法や、探査機の軽量化技術の開発を進めている。

MMXでは、火星への往復を各1年、火星近傍に3年滞

在し、搭載する13台のミッション機器で観測を行う。

滞在する3年の間に火星の衛星フォボスに2回着陸し、サンプル採取して持ち帰るミッションがある。フォボスの着陸に当たっては、SLIMのピンポイント着陸技術を応用する。さらにフォボスの地表面に関する事前情報がなく、また通信遅延時間が最大40分あるため、自律的に着陸運用を遂行する必要がある。これらの課題を解決するため、現在難易度の高い設計開発を進めている。

SLIMは2022年度、MMXは2024年度の打ち上げを目指して開発を進めている。この2機の探査機の開発を通して、今後の国内の月・惑星探査の基本技術を確立し、将来のゲートウェイ構造など、将来的な日本の先進的な技術開発として位置付け、技術開発を進めていく。



## MMX, SLIM, HTV-Xをベースとする月と惑星探査のロードマップ

スペースシャトルとのランデブをしたSFU(Space Flyer Unit)、ETS(Engineering Test Satellite)-VII(おりひめ・ひこぼし)、HTV(H-II Transfer Vehicle)(こうのとり)で開発したランデブドッキング技術に加えて、SLIM、MMXの開発を通して重力天体へのピンポイント着陸技術を発展させ、将来の月・惑星探査の基礎になる技術を確立する。世界的にゲートウェイ構造で検討開発が盛んであり、日本の宇宙事業としても追随していく。

## 1. まえがき

欧米各国や中国で、月や火星の探査計画が立ち上げられ、既に複数の探査機が打ち上げられている。世界的に月・惑星探査を行う機運が高まりを見せている中、当社は、JAXAで開発を進めている探査機、小型月着陸実証機SLIM、及び火星衛星探査機MMXのシステム開発を担当している。

SLIMは、日本としては初めての重力天体への着陸を目指した月探査機である。これまでの海外の月着陸例では、着陸地点精度は数kmであったのに対し、SLIMでは将来の科学探査の要求に対応するため、設定された目標から約100m以内のピンポイント着陸を目指している。また、将来の探査機の基本技術として、電気系コンポーネントの機能統合などによる軽量化を進めている。

続くMMXでは、火星の衛星フォボスからのサンプルリターンをメインミッションとしている。SLIMのピンポイント着陸技術や、軽量化技術をベースとして開発を進めている。さらにSLIMでは事前に月のクレータ情報を用意するが、MMXではフォボスに到達後にデータベースを構築する。また、運用位置が、最大2.7AU(Astronomical Unit)という遠方のため通信遅延時間がかかる。このような環境下でも高度な自律化を実現するなど、SLIMの技術を更に発展させることを目指している。

SLIMは2022年度、MMXは2024年度の打ち上げを目指して開発を進めており、本稿では、この2機の探査機の特徴や開発状況について述べる。

## 2. SLIMの開発

### 2.1 ミッション

SLIMは、ロケットからの分離後、メインエンジンを噴射して月遷移軌道に入り、打ち上げから約半年で月面に着陸する計画である。燃料節約のため、直接月周回軌道に入るのではなく、一旦スイングバイしてWSB(Weak Stability Boundary)を経由して約2か月後に再び月に到達し、月周回軌道(高度4,000km)に入る。その後、段階的に高度を下げ、最終的に近地点15kmの軌道に入り、近地点近傍で着陸制御に入る。着陸制御は、動力降下／垂直降下と呼ぶ2種類のフェーズから構成され、カメラと着陸レーダーを用いて月面に対する相対位置・姿勢を推定し、着陸地点精度100m程度の高精度な着陸を実現する。

### 2.2 システム構成

SLIMの外観イメージを図1に示す。全体の構造とし

ては、燃料と酸化剤を一体で搭載するタンクを中心として、両横に機器ボックスを配置し、電気系コンポーネントは、この中に搭載する。図1で上部にロケットと結合するPAFリングを備え、中央部にデッキパネルを配置し、姿勢軌道制御用のセンサ類を搭載する。さらにストラットで結合したハニカムパネルにメインエンジンと補助スラスターを取り付けている。

着陸時の衝撃は、三次元プリンターで成形した発泡アルミニウムから成る衝撃吸収材が塑性変形することで吸収する。図1下部の衝撃吸収材が月面に接触・変形し、続けて残りの衝撃吸収材が月面に接地するように回転して止まる。

太陽電池パネルは、片面に配置している(図1)。軌道変更以外の飛行中は、パネルを太陽面に向けてスピンする姿勢をとり、発生電力の最大化と推進最小化を図る。

表1にSLIMの主要諸元、図2にシステム構成を示す。統合化制御系を中心とし、電源系、通信系、推進系、構造系、熱制御系、計装系、及び月面探査系で構成される。

### 2.3 ピンポイント着陸技術

ロケット分離から月周回までは、STT、CSS、IMUを用いて制御し、着陸フェーズでは、CAM、RAV、LRFを用いて月に対する相対位置、速度を検出して着陸航法誘導を実現する。また、CAMで取得した画像は、統合化計算機に搭載したFPGA(Field-Programmable Gate Array)で処理し、クレータデータベースとのマッチングによる位置推定(地形照合航法)、凹凸の大きい場所を排除する着陸候補地点の抽出(障害物回避)を行う。

SLIMは、高度15kmの地点から、動力降下、垂直降下という2段階のフェーズの制御を行い、目標地点に対して100m程度の精度の着陸を目指している。着陸シーケンスを図3に示す。

動力降下フェーズは、最適な軌道に沿うように姿勢を制御しつつ、メインエンジンを噴射することで、着陸目標地点の真上で高度7km程度の地点に到達させる制御である。動力降下に入る前、及び途中に2回、CAMを用いて月面を撮像して、搭載しているクレータの画像とのパターンマッチングによって位置を推定し(地形照合航法)、位置誤差の修正をかける。

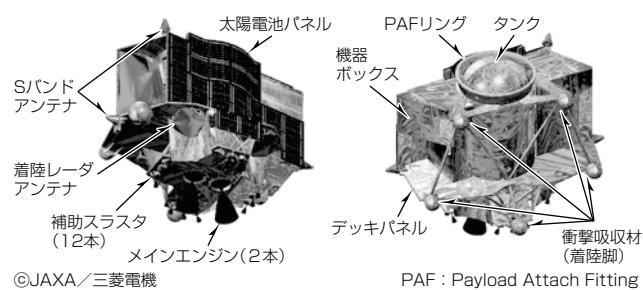
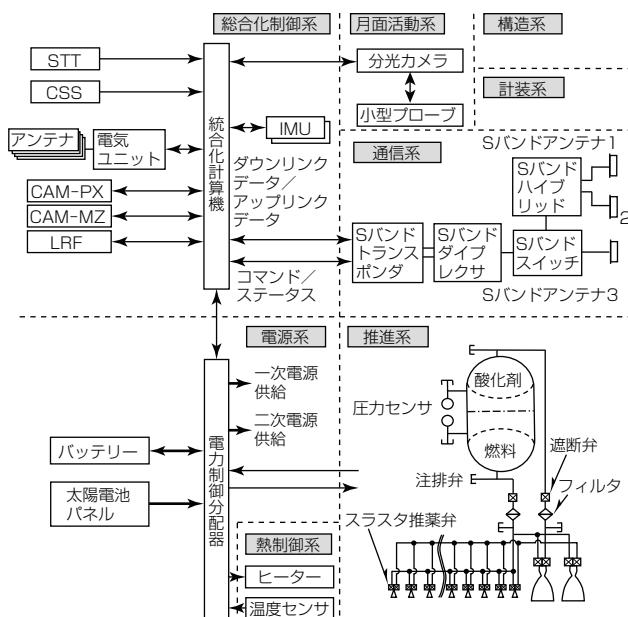


図1. SLIMの外観イメージ

表1. 主要諸元

項目	諸元
サイズ	約2,700×1,700×2,400(mm)
質量	ドライ: 約200kg, ウェット: 約730kg
推進系	ブローダウン方式 燃料: ヒドラジン メインエンジン: 500N級二液式スラスター2本 補助スラスター: 20N級二液式スラスター12本
航法センサ	航法カメラ(CAM), 着陸レーダ(RAV), レーザレンジファインダー(LRF), スタートラッカ(STT), 慣性計測ユニット(IMU), 粗太陽センサ(CSS)
通信系	Sバンド通信系(最大レート32kbps)
電源系	非安定化バッテリ方式(バッテリーパス方式) SAP発電力: 最大約240W バッテリー容量: 10Ahセル(公称)×8直列

SAP: Solar Array Panel



STT: STar Tracker, CSS: Coarse Sun Sensor, LRF: Laser Range Finder, IMU: Inertial Measurement Unit

図2. SLIMのシステム構成

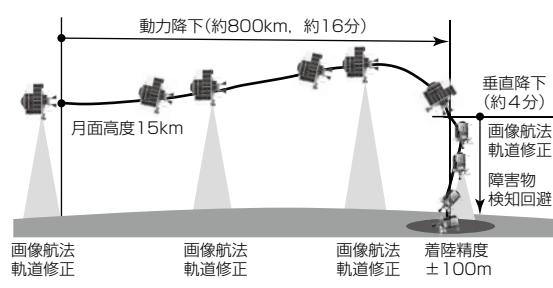


図3. 着陸シーケンス

着陸地点上空約7km地点からは垂直下降フェーズになり、自由落下と減速を繰り返しつつ、また、目標地点からの位置誤差を修正して高度を下げていく。垂直下降中は、CAMによる位置推定、RAVによる高度測定と水平方向速度測定を組み合わせ、さらに高度約30m以下では、LRFを用いた高精度な高度測定を組み合わせて高度・水平位置の補正を行う。高度50mの位置では、CAMで月面を撮像し、ボルダーなどの障害物回避を行い、安全領域に着陸する。

最終的に高度1.75mで、月面に対する相対姿勢、並進速

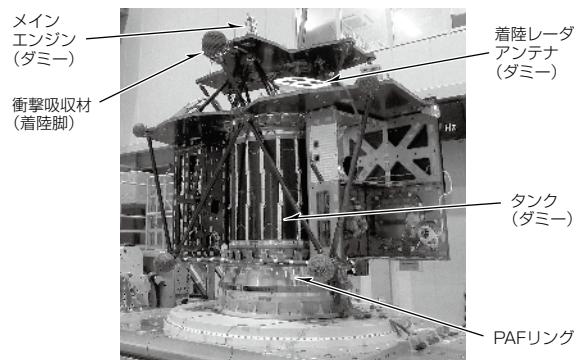


図4. SLIM熱構造モデル(振動試験装置に設置状態)

度、回転速度を適切な範囲に制御した後、全ての噴射を停止し、確実で安全な着陸を実現する。

## 2.4 開発状況

これまでに、熱構造モデル(図4)、システム燃焼試験モデル、システム電気モデルを製作し、試験を通して、機能・性能の実現性の検証を完了している。今後、順次、ライトモデルの製作を進め、2022年度の打ち上げに向けて準備を進めている。

## 3. MMXの開発

### 3.1 ミッション

MMXは、H3ロケットで火星遷移軌道に投入され、約1年かけて火星を周回する軌道に入り、3年間滞在して各種観測を行う。この間に2回、火星の衛星フォボスに着陸してサンプル採取を行う計画である。その後、火星の別の衛星ダイモスのフライバイの後に地球帰還軌道に入り、約1年かけて地球に帰還し、カプセルを地球に放出する計画である。MMXのミッションを図5に示す。

### 3.2 MMXのシステム構成

MMXは、図6に示すように、往路モジュール、復路モジュール、探査モジュールの3モジュールから構成される。

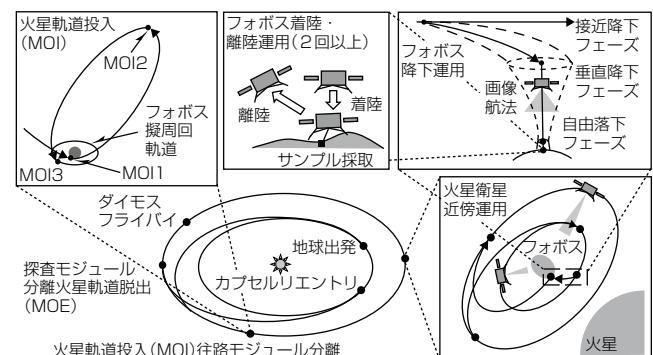


図5. MMXのミッション

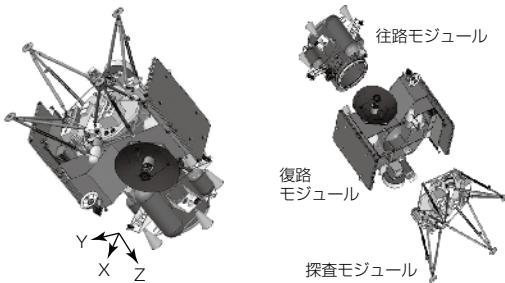


図6. MMX

往路モジュールは、主に往路用の推薦タンクと2機のメインエンジンから構成され、火星周回軌道投入後に切り離される。復路モジュールと探査モジュールは結合した状態で、着陸と観測などのミッションを行う。地球に帰還する軌道に遷移する前に探査モジュールを切り離し、復路モジュールだけで地球に向かう。

表2に主要諸元を示す。

MMXには、欧米との国際協力を含む13のミッション機器を搭載し、火星とその衛星であるフォボス、ダイモスの観測を行う。MMXは、SLIMに比べて要求機能が多いが、SLIMの技術を発展させ技術的課題を解決し、質量等の問題を解決する。

### 3.3 航法誘導とピンポイント着陸技術

MMXは、火星周回軌道到達後のミッション運用では、フォボス擬周回軌道を飛行する。フォボス擬周回軌道とは、火星の周りを周回しているものの、軌道半径と位相を適切に設定することで、火星を1周回するごとにフォボスの周りを疑似的に1周回するような軌道である(図5)。

フォボスへの着陸に当たっては、SLIMで開発した画像航法を活用する。ただし、SLIMでは地上からの観測によって、あらかじめ着陸地点を選定し、着陸地点周りのクレータデータベースを構築していたのに対して、フォボスには詳しい観測データはないため、フォボスに到達後にクレータのデータベースを構築する。高度によっては、十分な個数のクレータが存在しない可能性もあるため、SLIMで用いたクレータデータベースの地形照合航法に加えて、テンプレートマッチングベースの目標照合航法も追加で搭載し、2種類の処理を組み合わせることで、着陸を実現する(図7)。

表2. 主な諸元

項目	諸元
打ち上げ時期	2024年度予定
軌道	地球-火星周回軌道
質量	約4,000kg
電力	約2kW
ミッション期間	約5年
探査機の構成	3モジュール構成(往路/探査/復路)
ミッション機器	サンプリング装置(SMP), サンプルリターンカプセル(SRC-SUB), ガンマ・中性子線分光計(MEGANE), 広角多波長カメラ(OROCHI), 望遠カメラ(TENGOO), レーザ高度計(LIDAR), イオンエネルギー質量分析器(MSA), ダストモニタ(CMDM), ローバ(Rover), スーパーハイビジョンカメラ(SHV), ニューマティック採取機構(P-Sampler), 放射線環境モニタ(IREM), 赤外線観測(MIRS)

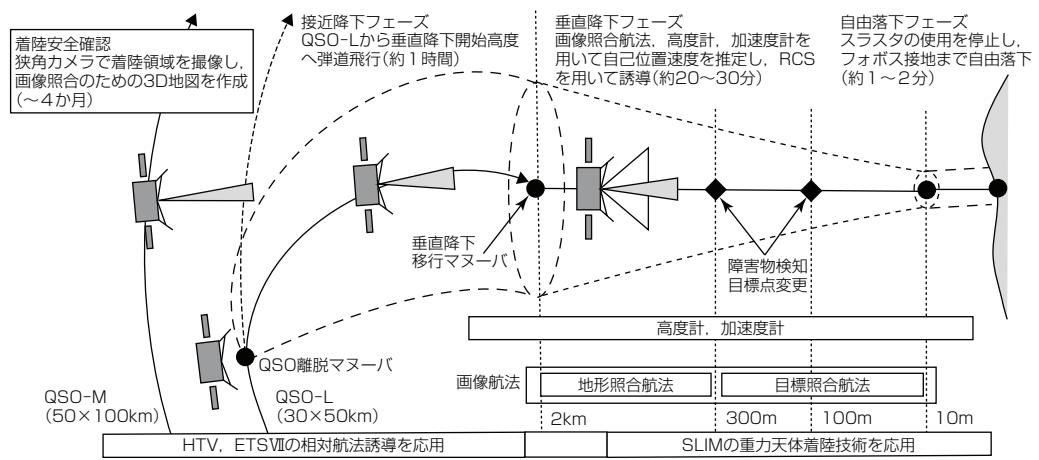


図7. 航法誘導技術

### 3.4 開発状況

現在、基本設計で、MMXのミッション成立性の確認を進めている。設計審査後は、熱構造モデルを用いた評価、システム電気モデルによる機能検証、ミッション機器とのインターフェース確認、システム燃焼試験による推進系の機能確認などを実施する予定である。2024年度の打ち上げに向けて、ステップバイステップの着実な開発を進めていく。

## 4. むすび

SLIMとMMXのシステムの特徴について述べた。SLIMは、これまでに詳細設計を完了し、フライモデルの製造に着手している。MMXは、基本設計を進めており、今後開発モデルを製作して機能性能の検証を進めていく。

この2機の探査機は、重力天体への着陸を主とする月惑星探査の基本技術を備えており、これらの開発を通して、日本の探査機の発展に寄与していく。

### 参考文献

- 澤井秀次郎, ほか: 小型月着陸実証機SLIMのシステム設計, 日本航空宇宙学会誌, 17, 35~43 (2018)
- 今田高峰, ほか: 火星衛探査計画 MMX探査機システムの基本設計, 第64回宇宙科学技術連合講演会, 3D04 (2020)

## 宇宙ステーション補給機(HTV)量産機の成果と HTV後継機開発による将来宇宙機構想の構築

*Achievements of HTV (H-II Transfer Vehicle) and Construction of Future Spacecraft Concept by Development of HTV-X as Successor to HTV*

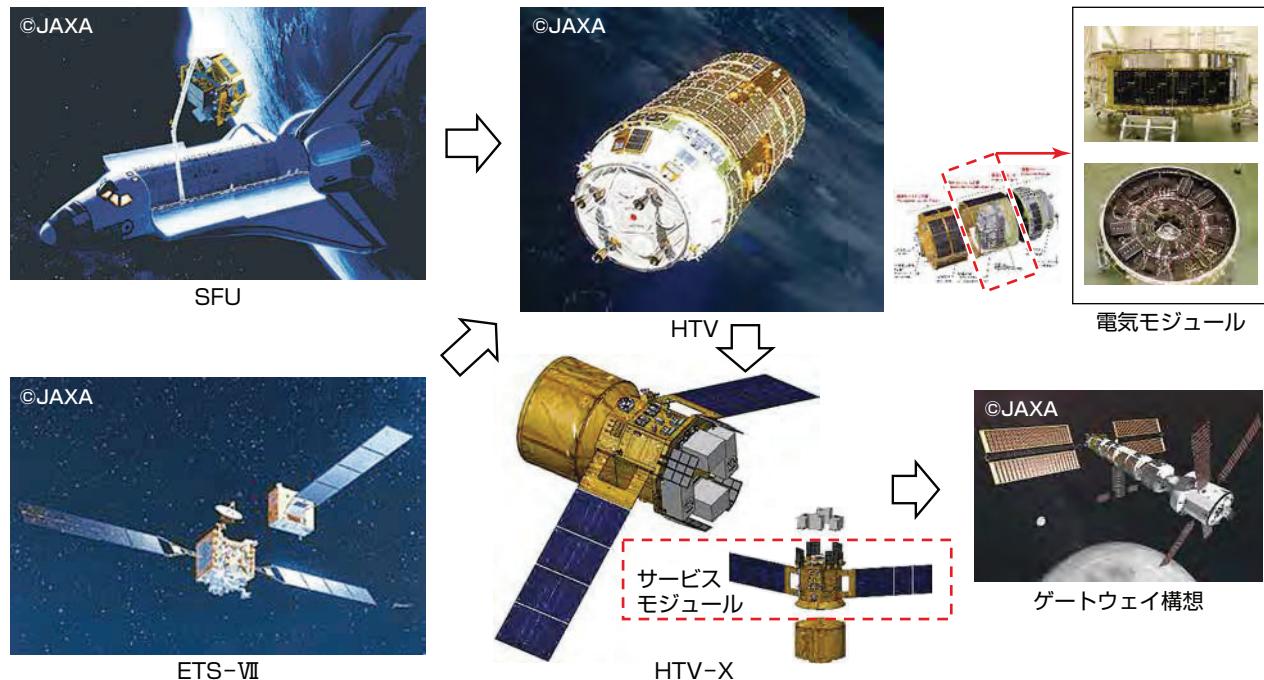
松本達也\*  
Tatsuya Matsumoto  
堀田成紀\*  
Shigeki Hotta  
中村浩四\*  
Hiroshi Nakamura

### 要旨

三菱電機は、国内初の宇宙輸送量産機である“宇宙ステーション補給機(HTV)”の電気モジュールの開発・製造試験・運用をHTV 1号機からHTV 9号機まで全て担当してきた。現在はHTV量産機の後継機になる“新型宇宙ステーション補給機(HTV-X)”の開発に参画し、電気モジュールと推進モジュールと曝露(ばくろ)カーゴ搭載支援系を統合したサービスモジュール(SM)の開発・製造試験を担当している。

HTV-Xの開発と並行し、将来の深宇宙活動への発展化構想である月周回有人拠点(ゲートウェイ)にも、HTV-X

と当社の衛星技術をベースにした、SMの改良による有効活用と重要な役割を果たすために取り組む。宇宙輸送機を事業の柱として更に発展させ、物資輸送にとどまらずに宇宙活動拡大に向けた新たな付加価値を実現していくため、HTV量産機開発までの実績と経験に加えて当社の衛星技術も積極的に適用して、多目的な技術ミッションを達成するとともに、品質確保、コスト低減、工程短縮等の更なる改善を推進し、様々なニーズに対応できるように進化していく。



JAXA : 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構

### 量産宇宙機開発の経緯・成果と将来発展化構想

NASA(National Aeronautics and Space Administration)有人宇宙システムとのインターフェースを取り入れた実験・観測フリーフライヤ(SFU)で確立した宇宙機システム技術と、技術試験衛星VII(ETS-VII)によるランデブドッキングの軌道上実証実験の成果を融合し、HTVでは当社初の宇宙機量産化を事業化した。HTV量産機の実績・経験を基に将来の宇宙機開発事業計画に参画して重要な役割を果たすことで、日本の宇宙活動に貢献する。

## 1. まえがき

当社は国内初の宇宙輸送量産機であるHTVの電気モジュールの開発・製造試験・運用をHTV1号機からHTV9号機まで全て担当してきた。現在はHTV量産機の後継機になるHTV-Xの開発に参画し、電気モジュールと推進モジュールと曝露カーゴ搭載支援系を統合したSMの開発・製造試験を担当している。また、HTV-Xの開発と並行して将来の深宇宙活動への発展化構想であるゲートウェイにも、HTV-Xと当社の衛星技術をベースにした、SMの改良による有効活用と貢献を検討中である。

本稿では、HTV量産機の成果と後継機HTV-Xの開発状況及び将来宇宙機構想について述べる。

## 2. 量産宇宙機開発の経緯と当社の取組み

### 2.1 量産宇宙機開発の経緯

当社の宇宙機開発は、H-IIロケットで打ち上げ後に軌道上で様々な実験を行ってスペースシャトルで回収するために有人宇宙システムへの要求を取り入れたSFUが元祖であるが、その後ランデブドッキング技術の軌道上実証を行ったETS-VIIの成果を融合させて、HTV初号機を開発し、以降は9号機まで約1年のペースで製造試験・運用することで、宇宙機の量産化事業として確立し、量産機ならではの経営的な安定化にも貢献した。また、HTV量産機で培った近傍通信技術は、米国の商業軌道輸送サービス(COTS)の宇宙機(シグナス)にも採用され、輸出事業促進による相乗効果も生み出して、宇宙機事業の新たな海外進出への先駆けを果たした。

### 2.2 当社の取組み

国際宇宙ステーション(ISS)への物資補給に継続的に貢献するため9機の飛行実績を持つHTV量産機に引き続き、3機のHTV-X開発に取り組んでいる。さらに将来動向も踏まえて、物資補給機としての国際貢献、プレゼンスの向上を目指し、将来輸送機の構想検討にも着手している。宇宙輸送機を事業の柱として、更に発展させるため取り組んでいる。物資輸送にとどまらず、宇宙活動拡大に向けた新たな付加価値を実現していくため、HTV量産機開発までの実績と経験に加えて当社の衛星技術も積極的に適用して、多目的な技術ミッションを達成するとともに、品質確保、コスト低減、工程短縮等の更なる改善を推進し、様々なニーズに対応できるように進化を目指す。

## 3. HTV量産機の成果

HTV量産機では、毎号機の製造実績と飛行実績を踏まえて、継続号機へのたゆまぬ改善を重ねてきた。改善事項としては、機体の機能・性能に係るハードウェア及びソフトウェアの改良、不具合抑制のための品質向上、射場や実運用での作業性改善施策など多岐にわたる。ここでは、HTV量産機で実施した改善事例を述べる。

### (1) 一次電池台数、太陽電池パネル枚数の削減

毎号機の電力運用実績を反映させ、一次電池(図1)は7台搭載から、6号機では1台、7号機からは2台削減した。また、太陽電池パネル(図2)は57枚搭載から、5号機では8枚、6号機からは9枚削減した。この削減によって、コスト削減及び機体質量削減による物資輸送能力向上に寄与した。

### (2) 試験形態変更による射場でのアンテナ着脱削除

射場での機能試験では、航法誘導制御(GNC)系アンテナ(4台)、HTV衛星間通信装置(IOS)／近傍通信装置(PLS)系アンテナ(8台)を取り外し、アンテナに接続されていたケーブルに試験ケーブルを接続してハーディング試験を実施後、再度アンテナの取付け作業を行っていた(図3)。

5号機からは、過去の実績等からGNC系のハーディング試験を削除し、6号機からは、IOS/PLS系の試験ケーブル接続箇所を、アンテナ接続部から中継コネクタ部に変更した(図4)。接続箇所変更に当たっては、5号機でアクセス性に問題ないことを確認して万全を尽くした。

この改善によって射場でのアンテナ脱着作業がなくなり、アンテナの損傷リスクの排除(不具合未然防止、作業性向上)、工程短縮に寄与した。

### (3) ヒーターとサーミスタラインの接続方法の改善

熱制御用に構体やブラケットに実装されるヒーター、及びサーミスタのケーブルと、機器につながるケーブルとの接続は、ケーブルがカシメ加工されたコントラクトピンを工具で挿入する方式のターミナルブロック(TB)を使用していた(図5)。作業性が悪いところでTB接続作業を行うと、接続不良を発生させるおそれがあった。



図1. 一次電池



図2. 太陽電池パネル  
(ボディマウント)

接続不良発生リスクの軽減と品質向上のため、8号機からは、作業性が悪い環境でTB接続をせざるを得なかったもの(ヒーター12系統全て、サーミスタ60系統中26系統)に対しても、TB接続をコネクタ接続に変更する作業性改善を行った(図6)。

また、ヒーターとサーミスタラインの電気的接続確認は受入れ試験中に実施していたが、前工程の製造段階でサーミスタの温度テレメトリ確認と、ヒーターラインの導通確認を行うように変更し、異常検知の前倒しによる品質確認向上と製造工程維持を実現した。

なお、HTV-Xのヒーターとサーミスタラインの接続は、全系統をコネクタ化することにしている。

#### (4) 製造・試験での手順読み合わせ活動

製造・試験手順書作成で、手順書の不備を含めて過去のトラブルの是正対策を確実に盛り込むようにした。作業開始前には手順書の読み合わせを作業員全員で行い、共通認識も持って作業に臨み、品質向上につなげた。

また、工場での作業時はもちろん、筑波宇宙センターや

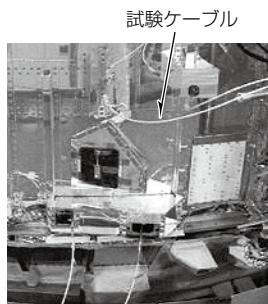


図3. 試験ケーブル接続  
(従来)  
(アンテナ取り外し後)

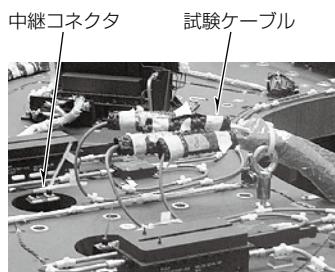


図4. 試験ケーブル接続箇所  
変更(改善後)

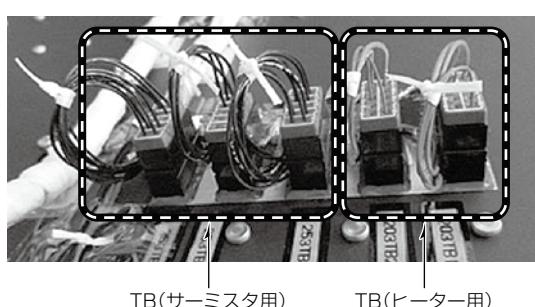


図5. TB接続(従来)

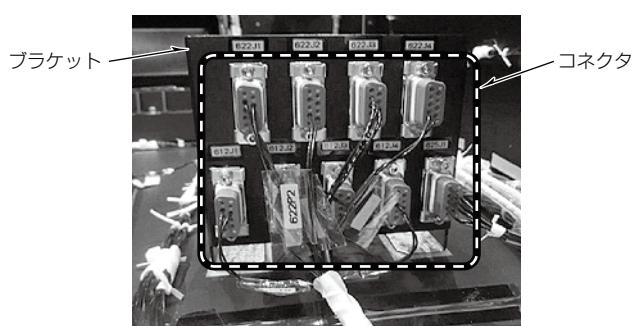


図6. コネクタ接続(改善後)

種子島宇宙センターなど違った環境で設備を扱うときは、作業員全員でリスクアセスメントを行い、リスク低減を図った上で作業を行った。

これらの活動を定常化させた結果として、号機を重ねるごとに不具合発生件数は抑制され、初期計画どおりの工程維持と品質確保に寄与した。

## 4. HTV-Xの開発状況

HTV量産機の後継機であるHTV-XのSM開発を2016年度から予備設計に着手し、SMの基本設計審査は2018年5月に完了した。現在は開発モデルの製造・試験を実施中であり、2020年度から順次開発試験報告会や詳細設計審査会及びフライトモデルの製造前確認会を経てフライト品製造着手を行う計画である。

SMレベルの開発試験としては、2019年度から2020年度にかけて簡易熱真空試験、太陽電池パドル(SAP)展開衝撃環境測定試験、音響試験の機械・熱システム試験を行って完了している。HTV量産機からの変更点としてHTV-Xでは軌道上での複数形態(単独飛行又はISS係留中及び太陽指向姿勢要否)に対応してSMの温度環境均一化の改善を図るために八角形構体の全周をつなぐ連結ヒートパイプを採用しており、熱真空試験によって連結部の熱コンダクタンスや排熱方式の設計検証を終えた。また、HTV-Xでは軌道上ISSへの係留中にも自己発電による電力確保が必要になり、SAP方式をHTV量産機のボディマウント式から展開式に変更したが、SAP展開時の衝撃環境への対応が課題になったため、SAP展開時の衝撃環境緩和を目的として従来の火工品展開デバイスから非火工品の低衝撃展開デバイスへ変更し、後述の新規構造様式の構体組合せでも、衝撃環境レベル低減効果が期待どおり得られることを実測済みである。

HTV量産機とは異なる新規様式としてアルミ削り出しの外板パネルとセントラルシーリングにフレームやリブによる補強を行って組み合わせる構体を採用してコスト削減と軽量化を図り、音響試験で新規構体上の搭載機器ランダム振動環境を測定した。ランダム振動環境は一部予想以上になる箇所が観測されたため、現在はその対策要否を検討中である。SM開発モデル試験の外観を、図7、図8に示す。

電気系はHTV-Xで新規開発要素のあるコンポーネントを識別して部分モデルに絞ることによってコスト低減及びスケジュール短縮効果も考慮した開発モデルの製造・試験を実施中である。図9にコンポーネント開発モデルの外観を示す。

また、新規要素の大きい統合化制御系サブシステム(データ処理系と航法誘導制御系)は搭載ソフトウェアを

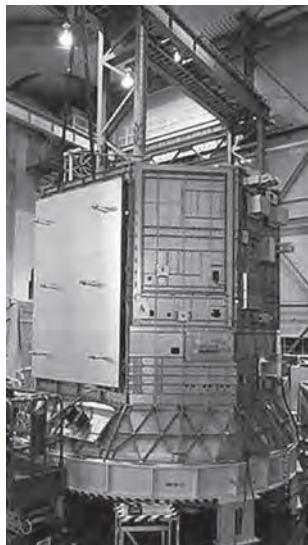


図7. SAP展開衝撃環境測定試験

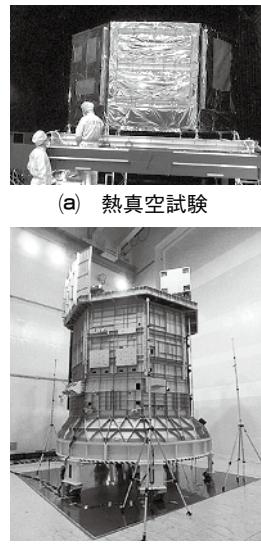


図8. 热真空試験と音響試験

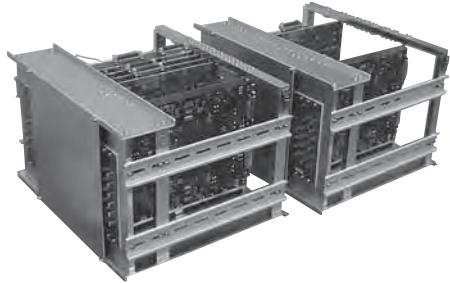


図9. 統合化制御系のFC開発モデル

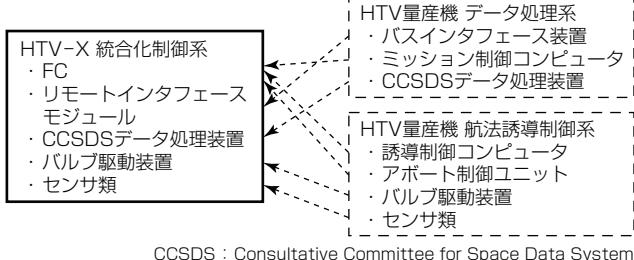


図10. HTV-X統合化制御系の機能集約

含めた開発モデルのサブシステム試験を今後実施するが、SMレベルの電気試験はHTV量産機及び当社衛星開発実績から省略する計画である。図10にHTV-X統合化制御系の機能集約結果を示す。データ処理系サブシステムと航法誘導制御系サブシステムを統合し、計算機もフライトコンピュータ(FC)に集約した。FC搭載ソフトウェアも2019年度に要求仕様確認会と設計確認会を終えて開発モデル搭載ソフトウェアを作り込み、現在はFCへの実機搭載試験を実施中である。この統合化制御系とFCは今後の当社宇宙機開発計画でのキー技術及びキーコンポーネントになる。

## 5. 深宇宙機への発展化構想

HTVとHTV-Xの発展化構想として、深宇宙への物資

表1. 月輸送機開発での改良ポイント(検討例)

サブシステム	HTV-X	月輸送機
航法誘導制御系	GPS航法、レーザ航法	地上電波航法、画像航法、レーザ航法
電力系	2系電源バス構成	単系電源バス構成(簡素化、軽量化)
通信系	中継衛星通信、宇宙機間通信、地上通信(地球周回)	宇宙機間通信、地上通信(地球周回及び深宇宙)
構造・熱制御系	アルミニウム材による大型・高荷重耐性の構体	軽量・高剛性の既開発衛星構体(DS2000バス)の活用
推進系	22N級スラスターによる3系構成	22N級スラスター構成に月軌道遷移のため500N級スラスターを追加

GPS : Global Positioning System

輸送機としての活用が活発に議論されている。具体的な国際探査ミッションとして米国主導によってアルテミス計画が立ち上がっており、その足掛かりになるゲートウェイの構想検討が進められており、日本も参加を表明している。当社でもJAXAと連携し、有人拠点になるゲートウェイへの物資輸送機として、HTV-Xをベースにした月輸送機の構想検討を進めている。HTVとHTV-Xで獲得した技術を活用し、月輸送機固有の新規技術を付加することで効率的に開発することが可能と考えている。表1にHTV-Xをベースにした月輸送機開発での改良ポイントを示す。HTVとHTV-Xで実績がある技術に、観測衛星や静止衛星で使用されている当社既存の衛星技術を取り込むことによって、HTV-Xをベースにした新たな深宇宙輸送機を実現することが可能である。特に、月を始め深宇宙への物資輸送能力確保のためには、機体軽量化が重要であり、この観点では、既に多数の衛星開発で実績のある当社衛星技術が活用できる。HTVとHTV-Xに続く当社宇宙機の新たな活躍の場として、国際協力ミッションになるゲートウェイ有人活動への物資輸送という役割を担うことで、新たなステージの宇宙活動に貢献できるものと期待する。

## 6. む す び

当社の量産宇宙機開発の成果と後継機の開発状況及び今後の発展化構想を述べた。HTV量産機は全9機とも成功し、2020年度にその役目を終えた。現在は後継機であるHTV-Xを開発中であり、SMに加えてドッキング技術実証検討も加速して2020年代初頭の打ち上げを目指している。また、将来の深宇宙機ミッションへの足掛かりとしてゲートウェイ計画にも積極的に参画して重要な役割を果たすことで日本での宇宙機開発のリーディングカンパニーとしてJAXA、関係メーカーとも連携し、貢献していく。

## 参 考 文 献

- 1) 堀田成紀：新型宇宙ステーション補給機“HTV-X”サービスモジュール、三菱電機技報、93、No.2、149～153 (2019)

# 高精度測位社会実現に向けた 準天頂衛星システム7機体制の確立

Establishing A Seven Satellite Constellation for Quasi-Zenith Satellite System in order to Realize High Precision Positioning Society

二木康徳\*  
Yasunori Futagi  
上原晃斎\*  
Akinari Uehara  
木村剛久†  
Takahisa Kimura

### 要旨

2018年11月から4機体制によるサービスを開始している準天頂衛星システム(QZSS)については、持続測位が可能になる7機体制の確立のために必要な追加3機の開発が宇宙基本計画に明記され、2019年内閣府から三菱電機が、衛星3機のシステム及びバスサブシステムと、7号機搭載メッセージ通信ペイロード(MCP)を受注した。測位ペイロード(NP)及び高精度測距システムペイロード(PR)は、高精度測位システム製造事業者が開発して内閣府から支給される。

追加3機(5~7号機)は、精度・信頼性の向上や抗たん性の強化等の目的によって、NPの機能向上と、PRの追加が図られており、これまでの準天頂衛星に比べてミッション規模が約1.3倍になっている。これを測位性能に悪

影響を与えることなく、品質・信頼度高く、開発効率や工程にも考慮してシステムを成立させるため、従来の準天頂衛星(QZS)と同様に当社の標準衛星プラットフォーム“DS2000”を採用し、最新ラインアップの構成品の選択と、2~4号機の軌道上実績の活用、豊富な実績に裏付けられたシステム解析や機器配置・実装手法の適用によって、要求を満足する設計と、開発スケジュールの設定を行った。今後は、衛星システムの整備を着実に進めるとともに、衛星管制地上システムの開発及びセンチメータ級測位補強サービス等の性能向上施策の取組みを通じて、準天頂衛星システムが拓(ひら)く豊かな高精度測位社会の実現に貢献していく。



準天頂衛星5号機、6号機、7号機の軌道上イメージ(CG画像)

高精度かつ安定した位置情報等のサービス提供が終日可能になる4機体制に対して、7機体制では米国GPS(Global Positioning System)等の衛星がなくても持続測位が可能になる。これに必要な追加3機で、正面が5号機、右上が6号機、左上が7号機の三次元CG(Computer Graphics)モデルであり、7号機には衛星安否確認サービスを送受信するS帯の3m級展開アンテナが搭載されている。

## 1. まえがき

2018年11月から4機体制によるサービスを開始している準天頂衛星システムについては、2015年1月に閣議決定された宇宙基本計画で、持続測位が可能になる7機体制の確立のために必要な追加3機の開発が明記され、2019年に内閣府から当社が、衛星3機のシステム及びバスサブシステムと、7号機搭載MCPを受注した。

本稿ではこの開発状況を、7機体制及び衛星管制地上システムと併せて述べる。

## 2. 準天頂衛星システム

### 2.1 4機体制

4機体制の準天頂衛星システム<sup>(1)</sup>は、準天頂軌道衛星3機(初号機、2号機、4号機)と静止軌道衛星1機(3号機)から構成される。準天頂軌道は、地表面に対しほば静止して周回する静止軌道に対して、40~50度傾斜し遠地点が日本上空近傍になる橢円(だえん)軌道(離心率0.075)であり、日本のはば真上に滞在する時間を長く取れる特長がある。図1に軌道概要を、図2(a)に各衛星軌道の地表面上への投影図を示す。

日本からは静止軌道衛星1機と、60度以上の高仰角にいる準天頂軌道衛星1機が常に見えることから、高精度かつ安定した位置情報等のサービス提供が終日可能になる。ただし衛星測位計算には4機以上必要であり、米国GPS等の衛星が2機以上必要になる。

### 2.2 7機体制

7機体制で追加される3機は、5号機が準天頂軌道衛星、6号機が静止衛星、7号機が準静止衛星であり、総合システム設計による衛星軌道は図2(b)のとおり計画されている。日本からは静止軌道衛星3機と、60度以上の高仰角にいる準天頂軌道衛星1機の計4機が常に見えることから、米国GPS等に依存しなくても、持続測位が可能になり、安全保障能力の維持・強化に貢献する。

5~7号機には、精度・信頼性の向上や抗たん性の強化等の測位技術の高度化を継続的に進める観点から、NPの機能向上と、PRPの追加が実施される。また7号機には、災害対策・国土強靭(きょうじん)化に関わる衛星安否確認サービスを送受信するMCPを搭載し、現行3号機に問題が生じた場合はバックアップとして使用する。

### 2.3 7機体制による測位精度の向上

7機体制構築によって、準天頂衛星システムが提供する

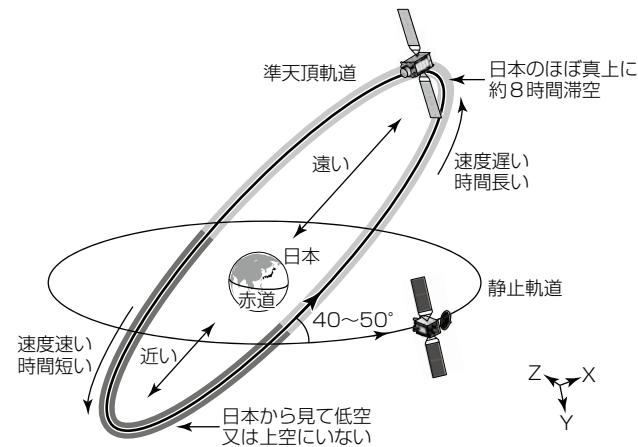


図1. 静止軌道と準天頂軌道

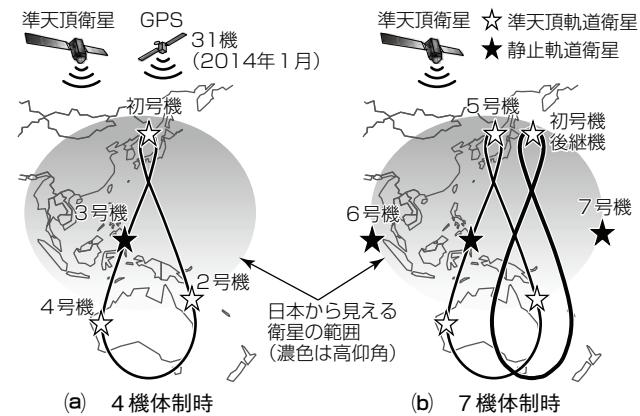


図2. 各衛星軌道の地表面上への投影

表1. 7機体制でのユーザー測位精度(衛星測位サービス)

フェーズ	ユーザー測位精度 水平方向(RMS)	開始時期
7機体制 (第1期)	監視局の観測データだけを使用するケース QZS-5、6、7の衛星間測距機能及び衛星／地上間測距機能による観測量を使用するケース	9.0m(HDOP≤6.7) 2023年~
	7機全てで衛星間測距機能及び衛星／地上間測距機能による観測量を使用するケース	1.6m(HDOP≤2.6) 2027年~
7機体制 (第2期)	7機全てで衛星間測距機能及び衛星／地上間測距機能による観測量を使用するケース	1.0m(HDOP≤2.6) 2036年~

RMS:二乗平均平方根、HDOP: Horizontal Dilution Of Precision

各種サービスは機能が拡張される。特に、衛星測位サービスでは、4機体制で他GNSS(Global Navigation Satellite System)を補完するサービスから、7機の軌道上配置によって、準天頂衛星システムだけでユーザー測位可能(持続測位)なサービスが提供される。さらに、5~7号機から新たに具備されるPRPの衛星間測距機能及び衛星／地上間測距機能によって、段階的にユーザー測位性能が向上する計画である<sup>(2)</sup>。7機体制各フェーズでのユーザー測位精度仕様を表1に示す。

## 3. 開発状況

### 3.1 衛星システム設計

衛星システムは、従来の準天頂衛星同様、豊富な軌道上実績によって実証されている高い信頼性と適応性を持った

DS2000<sup>(3)</sup>を採用して設計した。4機体制の各号機と比較した5～7号機の衛星主要諸元を表2に示す。また5～7号機の外観図を図3～図5に示す。

5～7号機は、高精度測位システム製造事業者によって開発されるNPの機能向上と、PRPの追加等によって、搭載ミッションが2～4号機に比べて、質量で約120～170kg増、電力で約500W増と約1.3倍の規模であり、また地球指向面(+Z)側に、PRP構成品である衛星間測距(ISR)アンテナが2～4台追加搭載される。

ミッション質量増に対しては、ロケットの打ち上げ能力

増と、2～4号機の軌道上実績に基づく推薦解析の精度向上によって、衛星ドライ質量の上限許容値を最大限確保し、これに収まる質量配分内での支持構造物や計装品等の設計を実現した。

ミッション電力増に対応し、太陽電池パドルのセルをDS2000最新ラインアップに変更して発電効率を上げ、パネル枚数は各翼2枚に抑え、測位精度に影響する太陽輻射(ふくしゃ)圧の増加と、衛星システム質量への影響を回避している。バッテリーは、セル容量と段数の最適化を行っている。

5号機に対して6・7号機で追

加されるミッション機器・質量は大きいが、測位精度確保のため衛星質量中心を極力衛星機軸に近づける必要がある一方、ケーブル長や電磁適合性等に影響する構成品の位置関係は、3機でできるだけ一致させることができた。安定した性能を効率的に開発する上で望ましい。衛星構体内部及び外部の機器配置は、これを考慮して実施しており、高精度測位システム製造事業者との詳細なレイアウト調整を経て、質量配分値内のバランスウェイトを適切に配置し、サービス期間中の質量中心位置を機軸にほぼ一致させられる機器配置を実現した。

地球指向面機器配置は、ISRアンテナが5号機に4台、6・7号機に2台ずつ追加され、それぞれの異なる指向方向要求を満足させるため、DS2000最新ラインアップのスタートラッカ(STT)採用で配置制約を最小に

表2. 衛星主要諸元

衛星主要諸元	初号機 (QZS-1)	2号機 (QZS-2)	4号機 (QZS-4)	3号機 (QZS-3)	初号機後継機 (QZS-1R)	5号機 (QZS-5)	6号機 (QZS-6)	7号機 (QZS-7)
設計寿命(打ち上げ後)	10年以上 (12年目標)	15年以上						
打ち上げ年月	2010/9/11	2017/6/1	2017/10/10	2017/8/19	2021年度	2023年度	2023年度	2023年度
軌道	準天頂軌道	準天頂軌道	準天頂軌道	静止軌道	準天頂軌道	準天頂軌道	静止軌道	準静止軌道
打ち上げロケット	H-IIA202			H-IIA204	H-IIA202	H3-22S		
質量(ドライ/打ち上げ)	約1.8t/約4.0t	約1.6t/約4.0t	約1.6t/約4.0t	約1.7t/約4.7t	約1.6t/約4.0t	約1.8t/約4.8t	約1.9t/約4.9t	約2.0t/約5.0t
搭載ミッション (質量/消費電力)	355kg/1.9kW	370kg/1.9kW		475kg/2.5kW	361kg/2.2kW	495kg/2.4kW	575kg/2.7kW	647kg/3.0kW
測位ミッション ペイロード	(支給品)	(調達品, L6は当社開発)				(支給品)		
測位ペイロード(NP)								
測位補完信号	L1-C/A, L1C, L2C, L5				L1-C/A (L1-C/B), L1C, L2C, L5	L1-C/A(L1-C/B), L1C, L5		
測位補強信号	L1-SAIF, LEX	L1S (災害・危機管理通報機能を含む), L6				L6		
測位技術実証	L5S			L1Sb, L5S	L5S	—	L1Sb, L5S	
L帯アンテナ方式	ヘリカルアンテナ			パッチアンテナ				
高精度測距システム ペイロード(PR)	—							衛星間測距, 衛星地上間測距
メッセージ通信 ペイロード(MCP)	—			(調達品)	—			(当社開発)
二次ペイロード	TEDA, モニタカメラ	SEDA		—				
パドル発生電力(EOL)	5.3kW	6.3kW			6.7kW			
軌道上展開後の大きさ	全長約25m	全長約19m						
太陽電池パドル 構成 セル	3枚構成, 2翼 AHES (高効率Siセル)	2枚構成, 2翼 ZTTJ(高効率GaAs)			2枚構成, 2翼 3G30C Advanced (高効率GaAs)			
電源バス	100V安定化バス及び34V(低電圧バス機器用)							
バッテリー	リチウムイオン 175Ah×2set	リチウムイオン100Ah×2set			リチウムイオン110Ah×2set			
テレメトリ・コマンド &レンジング系	USB/C帯の 2系統	C帯/Ku帯の2系統						
衛星制御系データバス	1553Bバス	1553Bバス, SpaceWire						
姿勢軌道制御系	4-skew ゼロモーメンタム, STT/IRU姿勢決定系							
推進系	二液式推進系							
熱制御系	南北面ヒートパイプパネル方式							
構造	セントラルシリンドラ方式							
自動化自律化運用	ストアードコマンド運用/グループコマンド運用, ヒーター/バッテリー充放電のソフトウェア制御							

SAIF: Submeter-class Augmentation with Integrity Function, LEX: L-band EXperiment, TEDA: 技術データ取得装置,

SEDA: 宇宙環境データ取得装置, AHES: Advanced High Efficiency Silicon, Si: シリコン,

ZTTJ: 3rd Generation Triple-Junction Solar Cell, GaAs: ガリウムヒ素, IRU: 惯性基準装置

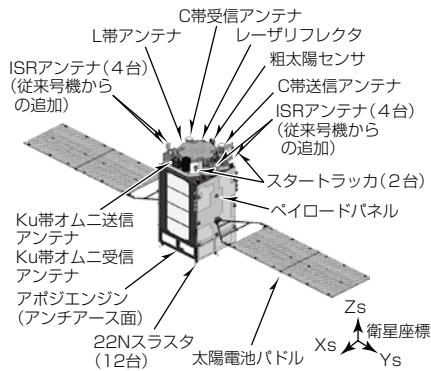


図3. 5号機

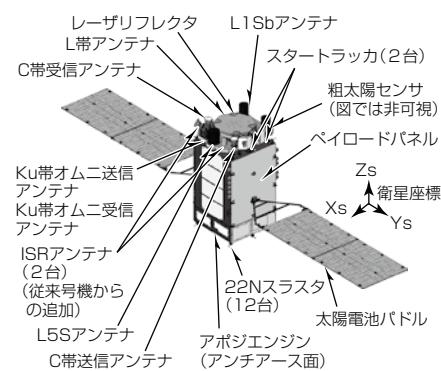


図4. 6号機

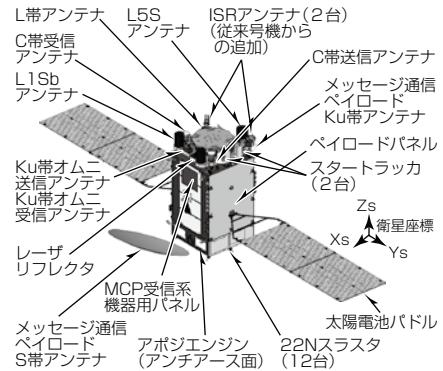


図5. 7号機

することによって成立させ、3機の共通要素が極力多くの配置設計にした。

7号機MCPの東(+X)面に搭載される3m級展開型のS帯アンテナと、西面搭載の1m級固定のKu帯アンテナは当社で設計・製造する。どちらもDS2000で開発実績のある形状・寸法内であり、搭載領域や保持開放機構位置のシステム成立性を確認済みである。

ミッション規模が最大になる7号機では南北(±Y)面のペイロードパネル搭載領域が不足するため、過去機種実績に基づき東面上部に放熱面を設け、MCP受信系機器の一部を搭載する。また準静止軌道でのアンローディング頻度を抑制する必要があるが、軌道上評価で較正(こうせい)した外乱解析によって、現衛星形態で要求を満足することを確認している。

これら以外の機器は、軌道上成功実績を生かし、品質・信頼性と、安定かつ効率的な生産を確保するため、前号機からの変更点を最小にして、極力3機共通化を図っている。

### 3.2 衛星開発スケジュール

5～7号機の開発スケジュールを図6に示す。

5号機と6・7号機でミッション構成品が一部異なり、出荷前審査(PSR)時期も離れていることから、システムの基本／詳細設計審査(PDR／CDR)は時期を分けて実施するが、バスサブシステムはほぼ同一仕様になるよう設計を進めてきたことから、PDR／CDRは3機同時に実施することにした。製造・試験は、設備競合等の制約を考慮しながら3機連続で進める必要があるが、2～4号機時に開発・実践した工程管理手法によって精度高く工程を構築し、各号機のシステムAIT(Assembly, Integration and Test)及びシステム試験は、NP／PRPの支給を受けてから約1年で工場出荷するよう設定した。

PDRはシステム、サブシステム共に2019年度中に全て完了している。3機共通のバスサブシステムは、CDRを完了させて機器製造に着手しており、システムCDRは5号

年度	2019	2020	2021	2022	2023
基本設計	◆PDR				
6・7号機システム	◆PDR				
バスサブシステム、MCP	◆PDR				
詳細設計		◆CDR			
バスサブシステム		◆CDR			
5号機システム		◆CDR			
7号機MCP		◆CDR			
6・7号機システム			◆CDR		
5号機					
システムAIT			支給◆□		
システム試験				◆PSR	
6号機					
システムAIT			支給◆□		◆PSR
システム試験					
7号機					
システムAIT			支給◆□		◆PSR
システム試験					

図6. 5～7号機の開発スケジュール

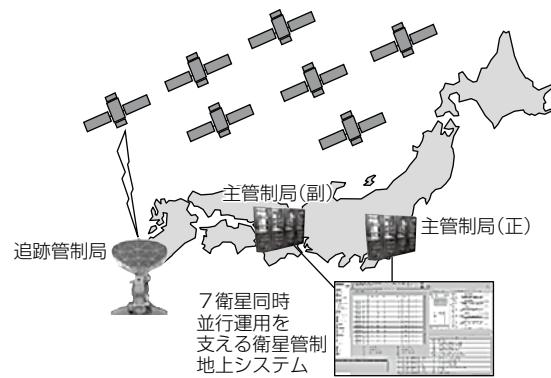


図7. 衛星管制地上システム

機が2021年春、6・7号機が2021年秋の計画である。

### 3.3 7機同時並行運用を支える衛星管制地上システム

7機体制で、当社開発の衛星管制地上システム“Birdstar”を用いた“7衛星同時並行運用”を実現する(図7)。

4機体制での“4衛星同時並行運用”で、衛星の位置や姿勢保持制御、状態監視のルーチン運用の自動化を実現し、省人化に寄与しているが、限られた運用者によって7衛星同時並行運用を実現するため、運用の自動化に加えて、緊急対応時のサポート機能の充実を必要とする。衛星と地上の連携を強化して異常検知から復旧運用のための支援機能を開発し、更なる省人化と運用効率化に寄与していく。

## 4. む す び

準天頂衛星システム7機体制は、日本の安全保障の維持・強化に向けた持続測位能力の向上が図られるとともに、各種サービスによる災害対策での活用や、自動運転、農業、交通・物流、建築等の様々な分野・利活用シーンへの社会実装が期待されている。

このために追加される5～7号機は、DS2000に、2～4号機の軌道上実績と、豊富な実績を持ったシステム解析・手法を適用して、要求を満足する設計を行った。

当社は引き続き、衛星システムの整備を着実に進めるとともに、衛星管制地上システムの開発及びセンチメータ級測位補強サービス等のサービス維持・性能向上施策の取組み<sup>(4)</sup>を通じて、準天頂衛星システムが拓く豊かな高精度測位社会の実現に貢献していく。

## 参 考 文 献

- 小淵保幸, ほか: 準天頂衛星2～4号機, 三菱電機技報, 92, No.2, 109～112 (2018)
- 小暮聰(内閣府): 準天頂衛星システムの最新状況, GPS/GNSSシンポジウム2020
- 関根功治, ほか: 静止衛星標準バス“DS2000”的開発と今後の指針, 三菱電機技報, 90, No.2, 115～118 (2016)
- 上原晃哉, ほか: 準天頂衛星システムセンチメータ級測位補強サービスの利便性向上について, 三菱電機技報, 94, No.2, 121～126 (2020)

## 小型衛星による 宇宙開発の新しい取組み

RAISE-2 on the Innovative Satellite Technology  
Demonstration Program

板尾彰二\*

Shoji Itao

神代優季\*

Yuki Koshiro

神谷修平\*

Shuhei Kamiya

村岡武晋\*

Takekuni Muraoka

圓道新吾\*

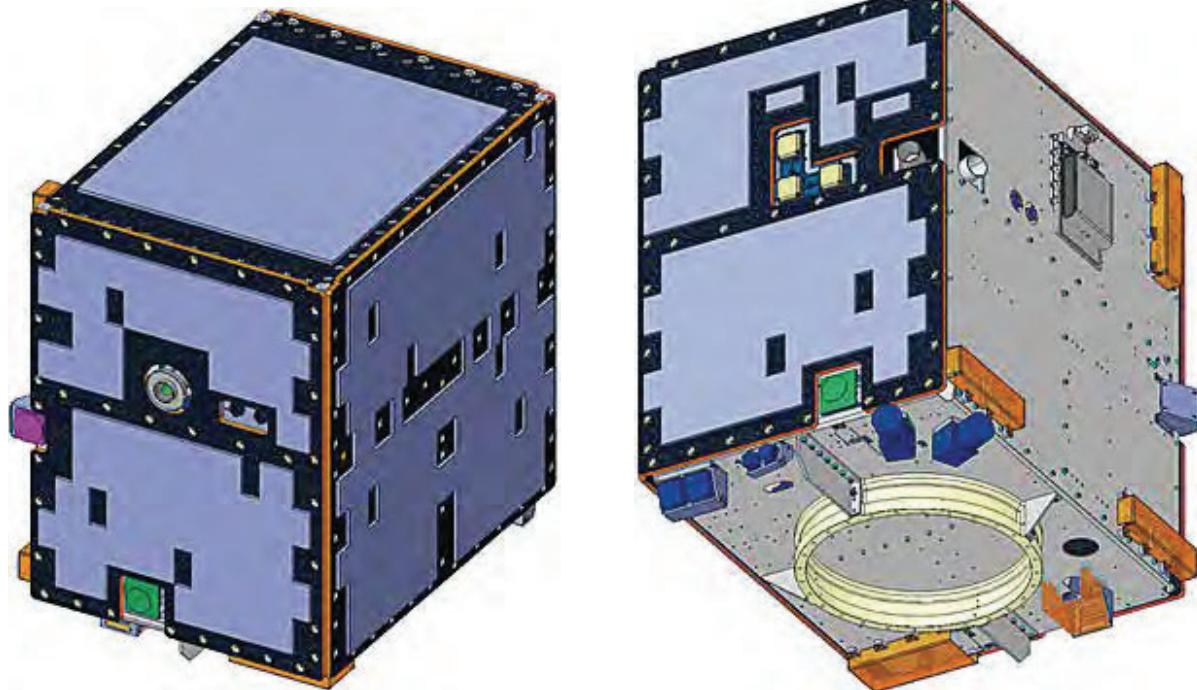
Shingo Endo

### 要 旨

近年では小型衛星による経済的で迅速な宇宙実証が望まれており、衛星需要の中でも世界的に重要な開発要素になっている。こういった世界的な傾向の中で三菱電機も小型実証衛星2号機(RApid Innovative payload demonstration SatellitE-2: RAISE-2)で、宇宙基本計画工程表に記載のとおり<sup>(1)</sup>、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構(JAXA)を始め、大学、民間企業及び関係府省庁のニーズを取り込み、衛星の新規キー技術の宇宙実証によって、日本の衛星産業の国際競争力の獲得・強化を目的とし、小型・超小型の人工衛星を活用した軌道上実証を適時かつ安価に実施する環境の整備を行う。

この重要なミッションを遂行する上で必要不可欠な衛

星・地上システムを確実に実現し、ユーザー側に向けて必要なデータを供給することが必須である。衛星システムは、超低高度衛星技術試験機(SLATS)で搭載した統合計算機等の資産、多数の衛星開発実績に基づく知見を最大限活用し、実証テーマ機器とのインターフェース充実化を図るとともに、品質・価格で国際競争力を持つ標準小型実証衛星プラットフォームの構築を実現する。また実際の軌道上実証実験を充実化するための地上システムの構築にも取り組んでいる。さらに、同時にこの衛星開発を世界の潮流になる小型衛星やそのコンステレーションを見据えた開発手法を取り入れる場として、従来とは異なる開発方式、品質保証、製品検証を実践する。



### RAISE-2

RAISE-2衛星は100kg級の小型衛星であり、0.7×1.0×1.0(m)のコンパクトな構体ながら効率的に実装テーマ機器を搭載し、電力等のリソースの面でもユーザーの実証テーマ実験要求に対して十分な供給能力を持つ。

## 1. まえがき

小型実証衛星2号機(RAISE-2)衛星のミッションは、JAXAを始め、大学、民間企業及び関係府省庁のニーズを取り込み、衛星の新規キーテクノロジーの宇宙実証によって、宇宙分野を支える技術基盤、産業基盤の持続的な維持・発展、日本の衛星産業の国際競争力の獲得・強化を目的とし、小型・超小型の人工衛星を活用した軌道上実証を適時かつ安価に実施する環境の整備を行うことである。表1にRAISE-2衛星に搭載される、実証テーマを示す<sup>(2)</sup>。

RAISE-2衛星は超低高度衛星技術試験機(SLATS)で搭載した統合計算機等の資産、当社が持つ多数の衛星開発実績に基づく知見を最大限活用し、実証テーマ機器とのインターフェース充実化を図っている。本稿では、これらを含めたこの衛星の技術的特長を述べる。

## 2. 実証衛星標準プラットフォームとしてのRAISE-2設計思想

### 2.1 電源インターフェースと通信インターフェース

#### 2.1.1 電源インターフェース

現状の実証テーマ実験要求に対応する電力供給能力に対応していることはもちろん、将来のプラットフォーム化を見据えて、PCU(Power Control Unit)、PDU(Power Distribution Unit)の充実化によって、発生電力の追加、二次電圧供給チャネルの拡張を可能にする。拡張による質量増加は小型衛星としてのターゲット内で対応が可能である。特にPDUは実証テーマ機器用とバス系で分離して2式を配置することで、次号機以降バス系の電源系を同一設計にでき、実証テーマ機器プラットフォームの標準化に寄与する。

#### 2.1.2 データ通信規格の共通化

RAISE-2搭載の実証テーマ機器では、RS422、LVDS(Low Voltage Differential Signaling)によるシリアル通信が主流であり、TLM(TeLeMetry)／CMD(CoM-

mand)データフォーマットを各実証テーマ機器で統一することで、衛星バス及び地上システムと各機器とのインターフェースを共通化・標準化できるため、今後のプラットフォーム化に大きく寄与している。データフォーマットはCCSDS(Consultative Committee for Space Data Systems)勧告に基づいたパケットデータ形式でのデータ伝送を基本とする。なおMIL-STD-1553BやSpaceWire等、次号機以降の多様なユーザー側データバス要求に対しても柔軟に対応可能である。

### 2.2 リソース余裕

電力、質量、電源チャネル数、データ通信インターフェースチャネル数、機器搭載面積、レコーダ容量、データ伝送容量のリソースに可能な限り余裕を持たせた設計を実現している(表2)。

### 2.3 実証テーマ機器インターフェースの簡略化・標準化

実証テーマ機器とのインターフェースを簡略化・標準化し、かつ図1に示すように実証テーマ機器とバス機器を可能な限り分離することで、実証テーマ機器の変更に伴うバス系の設計変更を最小化し、低コストかつ短期間での開発を実現する。

これらによって宇宙開発の実績のない応募者に対しても衛星バスとのインターフェース設計を容易にする。

表2. リソース余裕

項目	実証機器要求リソース	提供リソース	リソース余裕
電力	33Wh/周回(定常時)及び実験運用時の消費電力	112Wh/周回(BOL) 62Wh/周回(EOL)	79Wh/周回(BOL) 29Wh/周回(EOL) (非定期実験時の運用電力含む)
質量	22.87kg (15%マージン含む)	24.78kg	1.91kg
電源チャネル数	+24～+33V非安定： 2チャネル +5V：4チャネル +12V：2チャネル	+24～+33V非安定： 10チャネル +5V安定：6チャネル +12V安定：2チャネル	+24～+33V非安定： 8チャネル +5V安定：2チャネル
データIFチャネル数	RS422：21 LVDS：8 AA：0, AB：1, PA：3, PB：0, DS：1	RS422：32 LVDS：11 AA：7, AB：5, PA：14, PB：5, DS：6	RS422：11 LVDS：3 AA：7, AB：4, PA：11, PB：5, DS：5
機器搭載面積	0.3m <sup>2</sup> (取付け面の面積合計)	2.5m <sup>2</sup>	2.2m <sup>2</sup>
レコーダ容量	795MB/週	7.69GB/週	6.9GB/週
データ伝送容量	795MB/週	4.79GB/週(684MB/日)	3.9GB/週

BOL : Beginning Of Life, EOL : End Of Life

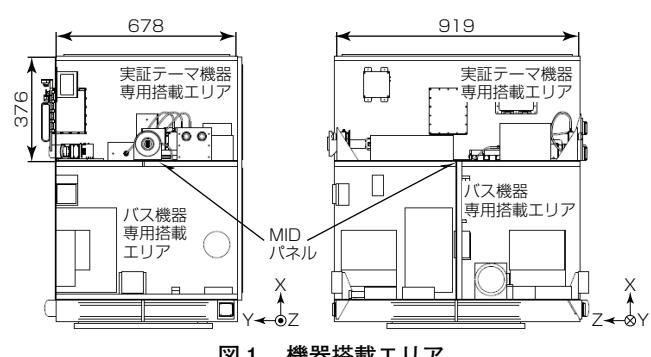


表1. RAISE-2の実証テーマ

区分	テーマ名称	提案機関
部品	ソニー製小型・低消費電力マイコンボード「SPRESENSE <sup>(注1)</sup> 」の耐宇宙環境性能評価	ソニー セミコンダクタ ソリューションズ(株)
コンポーネント	クローズドループ式光ファイバジャイロの軌道上実証 CubeSat用小型・安価な国産スタートラッカーの商用化に向けた宇宙実証 3Dプリンタで製作する廉価版アンテナ(テレメトリ・コマンド受信用)の軌道上評価 軽量・無電力型高機能熱制御デバイスの軌道上実証 冗長MEMS IMU(MARIN)の軌道上放射線環境での飛行実証	多摩川精機(株) 株天の技 当社 東北大 JAXA

(注1) SPRESENSEは、ソニー(株)の登録商標である。

MEMS : Micro Electro Mechanical Systems. IMU : Inertial Measurement Unit

## 2.4 民生部品活用による低価格化

3. 1節に述べるように最重要部品には宇宙用部品を使用することにしているが、故障分離が可能な機器に対して民生部品を活用することを顧客と合意した上で、大幅なコストダウン、開発スケジュールのドラスティックな短縮を図っている。

## 2.5 実証テーマ機器の多様な運用ニーズへの対応

数多くの衛星開発経験によって培った姿勢制御技術を活用し、実証テーマ機器側の多様な姿勢制御要望を実現可能な柔軟なシステムを提供する。また、投入軌道に柔軟性を持たせ、実証テーマ機器の投入軌道のニーズを実現する。

## 3. 口バスト性・サバイバビリティ設計

### 3.1 口バスト性・サバイバビリティ設計

RAISE-2バスは、SLATSで軌道上実績のあるSCP(Satellite Control Platform)を中心とした高信頼性バスである。SCPには宇宙用部品を使用し、豊富な軌道上実績を持つ搭載ソフトウェアアルゴリズムの採用によって信頼性を高めており、衛星全体の異常検知・自動化・自律化機能をつかさどる。運用継続のためにクリティカルになり得る機器に対しては、機器冗長化、機能冗長化によって万が一機器が故障した場合にも、可能な限り運用継続できる設計にしている。図2にRAISE-2バスの構成を示す。

### 3.2 高信頼性SCPによるFDIR機能

SCPのCPUは、軌道上実績豊富なHR5000Sを搭載した高信頼性の構成にして、他のバス機器、ミッション機器に異常が起きても、SCPの信頼性を高めることで安全モードへ確実に移行する設計にしている。SCPのFDIR(Fault Detection Isolation and Recovery)機能は、SLATSを始め、

従来の衛星に標準的に搭載されている機能であり、軌道上実績も豊富である。衛星システムの異常はSCPによって検知し、安全モードへの移行と自律化コマンドの発行をする。SCPでは、収集したバスとミッション各機器のテレメトリーをモニタし、条件に合致した場合に自律的にコマンドを発行する機能を具備する。衛星のモード移行と連動して、姿勢モードを自律的に変更可能である。SCPは、電源系のアナログテレメトリーから、放電深度を演算する電源監視機能を持ち、放電深度がしきい値に達した場合には、自律化機能によって衛星全体を安全モードへ移行する。衛星全体の電圧が基準を下回った場合は、UVC(Under Voltage Condition)を判定して衛星全体を安全モードへ移行する。SCP自身のハードウェアとソフトウェアの異常を検知した場合には、衛星全体を安全モードへ移行する。安全モードへ移行した場合にも、レコーダへの記録は継続し、かつSバンドでの再生・伝送を可能にする。これによって、地上でのトラブルシュートが可能である。

### 3.3 太陽電池(SAP)

SAP(Solar Array Panel)の1ストリング故障時の電力収支解析結果に基づき、MY/MZ/PX/PZ(SAP搭載面の識別呼称)のどの面の1ストリングが故障しても、電力的ワースト条件で、電力収支の回復が可能である。

### 3.4 バッテリーセル

バッテリーのセルは2並列・8直列構成にしているため、1セル故障時にも、運用制約を課した縮退運用モードへ移行し、運用を継続できる。

## 4. 利便性に優れた実証テーマ運用環境の実現

### 4.1 地上システムの利便性

RAISE-2地上システムは、利用実績の高い衛星管制ソ

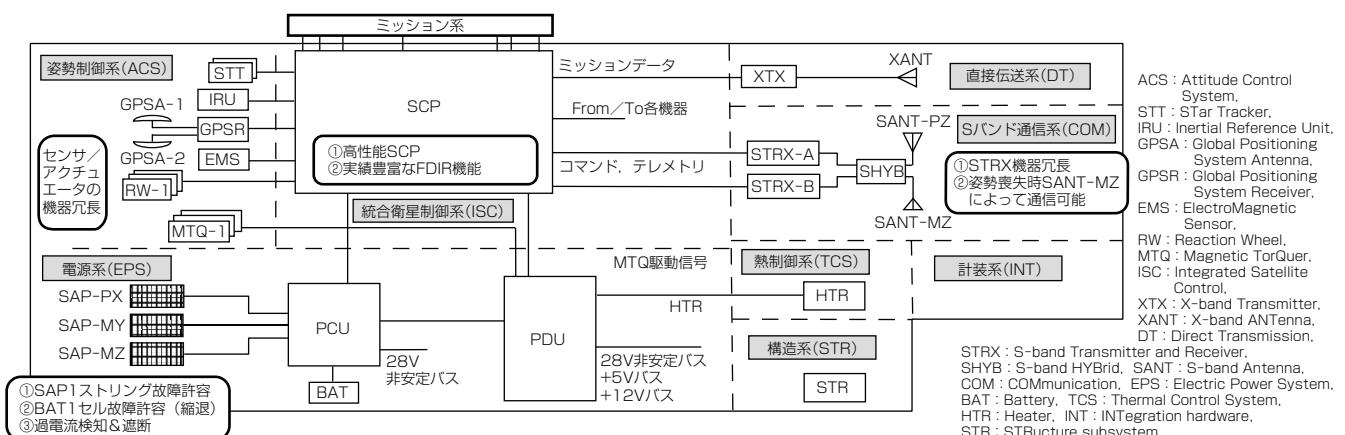


図2. RAISE-2バスの構成

ソフトウェアを採用している。豊富な機能から衛星運用に最適な設定・構築を行うことによって、運用の効率化と利便性を実現する。また、高い利便性を確保するために、国内の二つの地上局アンテナ（沖縄及び北海道）を用いて運用を実施する。地上局は、常時2局を用いた主従利用が可能であり、RAISE-2の打ち上げから定常運用段階終了まで安定した実証テーマ実験をサポートできる。図3にRAISE-2の地上システム構成を示す。

計算機は、サーバは2台による冗長構成によって、リスク低減をしてシステム信頼性を向上させている（図4）。

#### 4.2 運用基本パターンを用いた効率的な運用

RAISE-2では、運用コンセプトの立案方針・実証テーマ機器の要求と衛星性能を考慮して実証テーマ運用の分析を行い、分析結果に基づいて運用基本パターンを作成する。運用基本パターンの組合せによって運用を実施することで、実証テーマ機器の要求を満たす運用を効率的に立案・実施可能である。運用基本パターンの組合せによって、運用シナリオ（1か月）を作成し、実証テーマ機器の要求を満たした運用が確実に実施可能である。

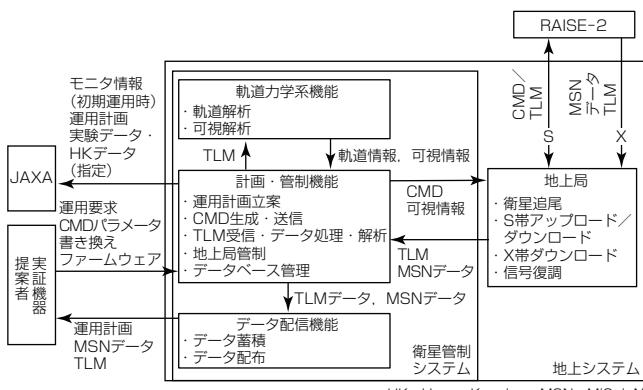


図3. 地上システム構成

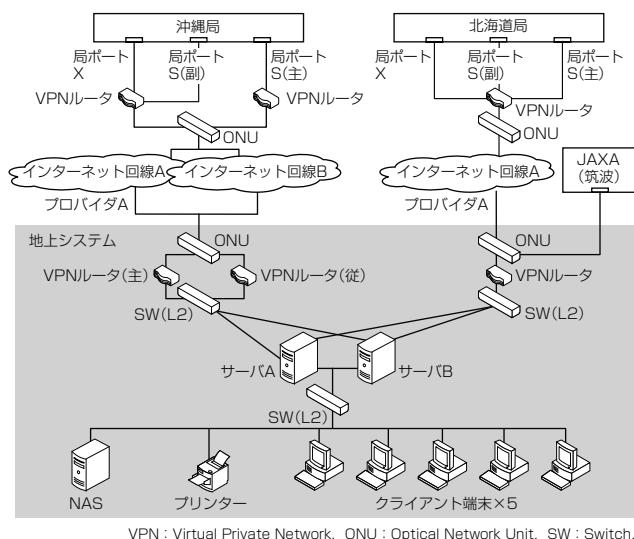


図4. 地上計算機及びネットワーク

表3. 実証テーマニーズに対応した運用

運用ケース	求められる機能・性能	RAISE-2性能値
①常時型実験運用 実証機器の常時電源ON、データ取得	常時運用可能な電力 常時運用可能な記録・伝送データ量	実証機器配分可能電力 62Wh/周回 実証機器配分可能容量 4.79GB/週
②地上局通信運用 姿勢制御によって地上局との通信を確立、データ取得（イベント運用）	姿勢制御機能	姿勢決定精度： $<0.026^\circ$ (3σ) 姿勢制御精度： $<0.027^\circ$ (3σ) 姿勢安定度： $<0.0064^\circ/\text{s}$ (3σ)
③④特殊環境下運用 姿勢制御・熱制御等によって特殊な環境を実現、データ取得（イベント運用）	大角度ポインティング機能 姿勢制御機能	ロール角45°程度でも電力・熱の収支成立 姿勢マヌーバ速度0.5°/s 姿勢決定精度： $<0.026^\circ$ (3σ) 姿勢制御精度： $<0.027^\circ$ (3σ) 姿勢安定度： $<0.0064^\circ/\text{s}$ (3σ)
電力“大”要求を満たす電力 データ“大”要求を満たす記録・伝送データ容量	電力“大”要求を満たす電力 データ“大”要求を満たす記録・伝送データ容量	実証機器配分可能電力 62Wh/周回 実証機器配分可能容量 4.79GB/週
⑤ミッション運用 姿勢制御によって対象を指向、観測後データ取得（イベント運用）	大角度ポインティング機能 姿勢制御機能	ロール角45°程度でも電力・熱の収支成立 姿勢マヌーバ速度0.5°/s 姿勢決定精度： $<0.026^\circ$ (3σ) 姿勢制御精度： $<0.027^\circ$ (3σ) 姿勢安定度： $<0.0064^\circ/\text{s}$ (3σ)
確実にターゲットを観測可能な機能 電力“大”要求を満たす電力 データ“大”要求を満たす記録・伝送データ容量	確実にターゲットを観測可能な機能 電力“大”要求を満たす電力 データ“大”要求を満たす記録・伝送データ容量	コマンド実行タイミング補正機能によって、実現可能 実証機器配分可能電力 62Wh/周回 実証機器配分可能容量 4.79GB/週

#### 4.3 余剰リソースを用いた高頻度運用

RAISE-2バスは十分な電力・データ容量のリソースを持っており、更に高頻度な実証テーマ運用を実施可能なシステムである。基本運用パターンの余剰リソースを用いて、要求に応じて高頻度な実証テーマ運用や大容量データ要求のある実証テーマ運用も実現可能なシステムである。

#### 4.4 実証テーマ機器の多様なニーズに対応した運用

RAISE-2バスは、豊富なデータ容量リソースや高度な姿勢・コマンド実行時刻制御技術・投入軌道の柔軟性によって、実証テーマ機器の多様なニーズに対応した運用を実現可能である（表3）。

## 5. む す び

RAISE-2の概要を含め、統合計算機等の資産、当社が持つ多数の衛星開発実績に基づく知見を最大限活用した開発等、小型実証衛星2号機への当社の取組みを述べた。現在詳細設計フェーズであり、エンジニアリングモデルの製造・試験を実施中である。今後ライトモデルの製造・試験を実施していく。さらに3号機の実証テーマが決定された状況であり、後継機への取組みも始まっており、2号機で得られる知見を更に活用しての革新的衛星技術実証プログラムに貢献していく計画である。

## 参 考 文 献

- (1) 内閣府：宇宙基本計画工程表(平成30年度改訂) (2018)  
[https://www8.cao.go.jp/space/plan/plan2/kaitei\\_fy30/kaitei\\_fy30.pdf](https://www8.cao.go.jp/space/plan/plan2/kaitei_fy30/kaitei_fy30.pdf)
- (2) 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構：「革新的衛星技術実証2号機のテーマ公募」選定結果について (2018)  
[https://www.jaxa.jp/press/2018/12/20181212\\_kakushin\\_j.html](https://www.jaxa.jp/press/2018/12/20181212_kakushin_j.html)

# 衛星搭載機器の輸出事業 —急拡大する市場要求への対応—

Export Business of Satellite Onboard Equipment  
—Adapting to Rapidly Expanding Overseas Market Demands—

吉岡省二\*  
Shoji Yoshioka  
野村武秀†  
Takehiko Nomura  
竹谷 元†  
Hajime Takeya

田中宏治†  
Koji Tanaka  
小堺秀明†  
Hideaki Koakutsu

## 要旨

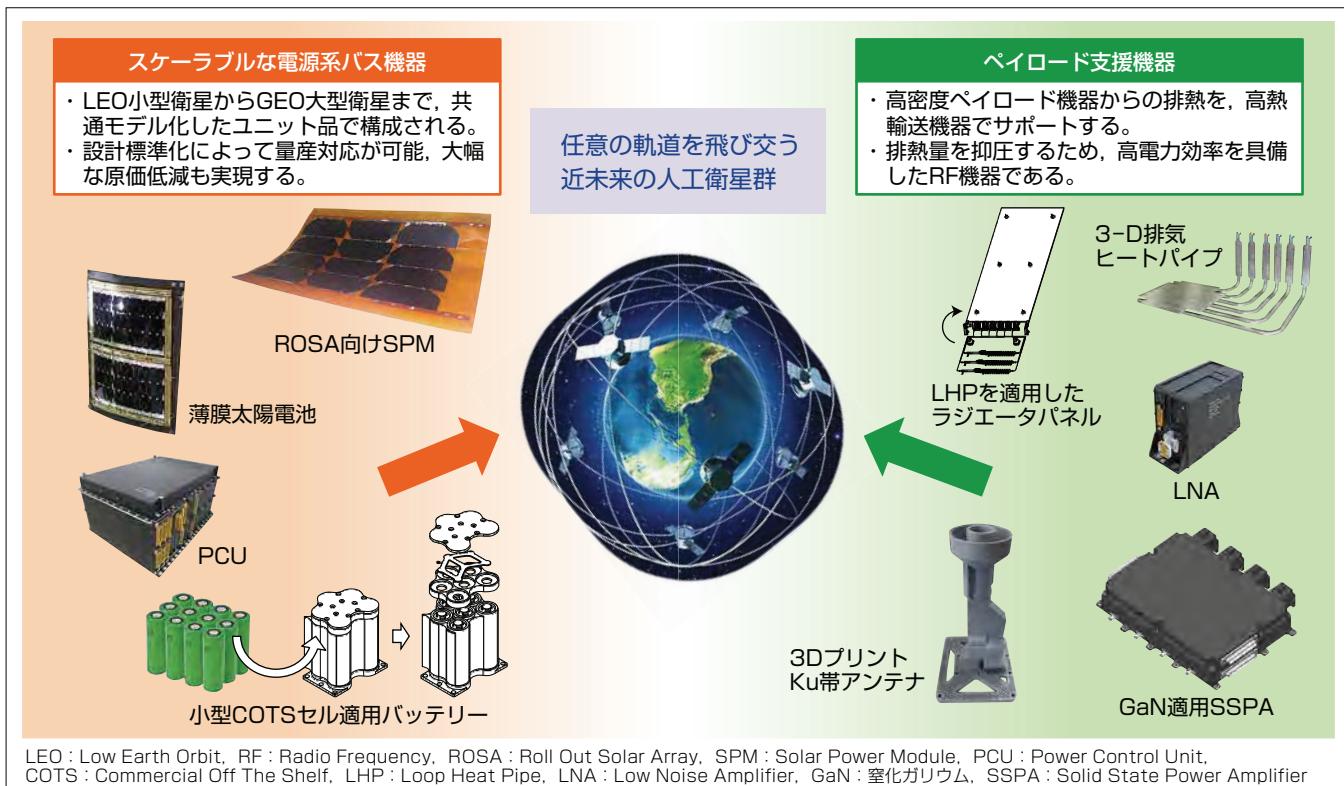
三菱電機は、太陽電池パネル、バッテリー、ヒートパイプパネル等の人工衛星(以下“衛星”という。)搭載機器を、自社衛星向けだけでなく海外商用衛星メーカーにも輸出しており、日本の宇宙産業の海外展開をリードしてきた。しかし、近年の国際衛星市場は、衛星コンステレーション<sup>(注1)</sup>の台頭をきっかけに価格競争が激化し、衛星市場は高品質な個産衛星と低価格小型量産衛星とに、搭載機器も含めて二極化する急激な転換期にある。多様化する衛星市場のニーズに応えるため、当社のFA-IT統合ソリューション“e-F@ctory”のコンセプトに基づき建設した新工場を稼働させ、輸出事業の競争力強化を図ってきた。

衛星搭載機器の中で、太陽電池パネルやバッテリー等の電源系バス機器は、原価低減と並行して単位素子の小型化によって幅広い電力要求に応えられるスケーラブル化を

図ってきた。さらに、次世代高速衛星通信で主帯域になるKa帯利用を想定し、高周波機器の性能向上を進めてきた。一方で、小型高密度化による熱問題に対応するため、効率的な熱輸送と排熱を実現するヒートパイプ/ラジエータパネルも開発し、ペイロード支援機器として拡充を進めている。

今後、複数機同時打ち上げが可能な小型衛星の開発が加速し、衛星搭載機器の小型化・高収納率化が要求される。さらに低中軌道周回衛星では、地球全域に対する高速通信サービス網の計画が進んでおり、衛星搭載機器への量産化・低価格化要求の加速は想像に難くない。当社は、生産の自動化促進、民生部品の積極的採用などによって、急拡大する衛星市場の要求に応えていく。

(注1) 複数の人工衛星を協調して動作させる運用方式。



## 衛星搭載機器(電源系バス機器とペイロード支援機器)

当社は、宇宙産業の世界市場をターゲットに輸出事業を展開している。LEO(低軌道)小型衛星から、GEO(静止軌道)大型衛星まで対応可能なスケーラブルな電源系バス機器として、太陽電池パネル、リチウムイオンバッテリーを開発し、低価格での提供を目指している。また、ペイロード支援機器として、高効率排熱輸送システム、小型高密度高周波デバイスなどのラインアップ拡充を図っている。

## 1. まえがき

当社は、太陽電池パネル、バッテリー、ヒートパイプパネル等の衛星搭載機器を、自社衛星への搭載だけでなく海外衛星メーカーにも輸出しており、日本の宇宙産業の海外展開をリードしている。競争が激化する国際商用衛星市場で、衛星搭載機器に対して、高品質・低価格・短納期・大型化・大電力化等が求められている。当社はこれらの要求に応えるため、新工場建設による生産エリア拡張、生産設備の大型化・自動化推進、当社のFA-IT統合ソリューション“e-F@ctory”に基づくIT技術導入等によって、衛星搭載機器輸出事業の競争力を強化し、シェアを拡大してきた。

2020年代に入り、静止衛星でのデジタル・フレキシブル衛星の開発加速、低軌道から中軌道周回衛星でのコンステレーション計画の急増などによって、衛星搭載機器に対して、新たに量産化・超低価格化等が要求されるようになっている。当社は、転換期を迎えており、国際商用衛星市場の要求に応えるために新たなコンセプトに基づく衛星搭載機器の開発を進めており、本稿ではその状況について述べる。

## 2. 製品開発状況

### 2.1 SPM

衛星搭載用の太陽電池パドルの中で、フレキシブルタイプの太陽電池パドルは、打ち上げ時はロール状に巻き取り、又は折り畳んでおき、打ち上げ後に進展マストを用いて展開して運用される。このため、現在多用されている大型のハニカムサンドイッチパネル上に太陽電池セルが実装されたリジットタイプの太陽電池パネルと比べて、大面積化やコンパクトな収納が可能という特長を持つ。図1はROSA<sup>(1)</sup>と呼ばれるロール状に巻き取るタイプの例であり、展開イメージと、その中に搭載されるSPM(Solar Power Module)を示したものである。ROSAの太陽電池パドルは矢印方向に展開され、SPMは図中に点線で囲った部分を1単位とし、複数個実装される。SPMの数は、巻き取られる長さなどに応じて変化する。樹脂フィルムの曲げ

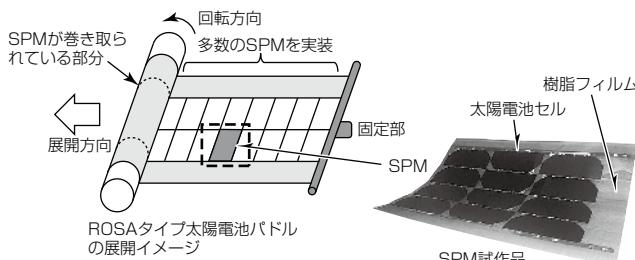


図1. フレキシブル太陽電池パドル例とSPM試作品

に、実装された太陽電池セルが追随していることが分かる。SPMは、このような特徴を持つフレキシブル太陽電池パネルを構成する一つのモジュールであり、可撓(かとう)性を持つシート上に高密度に太陽電池セルが実装されたものである。この方式のフレキシブルパドルは米国Deployable Space Systems(DSS)社などで開発が進められている<sup>(1)</sup>。

コンステレーション衛星では、一度の打ち上げでロケットのフェアリング(ロケット先端の衛星を保護するカバー)内に多くの衛星を搭載する必要があり、収納性に優れるフレキシブルパドルの採用を検討している。さらに、大面積化が比較的容易という特長も生かし、低コストのシリコンセルを多数搭載することで、高効率のGaAs(ガリウムヒ素)セルから置き換える検討も進めている。このようにコンステレーション衛星プロジェクトの立ち上がりとともに、フレキシブル太陽電池パドル向けのSPMもニーズが高まっており、当社もSPM市場でのシェア確保に向けて、製品化検討を進めている。

製品化の課題は、SPMの生産スピードである。当社は、これまでリジットタイプの太陽電池パドルで数多くの出荷・軌道上実績を持っており、高い信頼性を持つ製品の製造が可能である。これまでも自動化を推進して生産スピードを向上させてきたが、必要とされる衛星機数が多いこと、大面積化する傾向があることに加え、一度に多くの衛星を短期間に打ち上げ続ける構造から、短納期で圧倒的に多くの製品を生産・出荷し続ける必要がある。現在、月間の生産能力を現行の数倍程度に高めるため、製造システムの革新に取り組んでいる。具体的には、手作業中心の搬送システムの自動化、時間を要していた接着プロセス改善による短時間化、当社相模工場の新棟スペースの活用などである。これらの取組みによって市場のニーズにタイムリーに応えることで、海外の衛星搭載機器市場でのシェアを拡大していく。

### 2.2 LIB

地球周回衛星として初めて、LIB(Lithium Ion Battery)を搭載した衛星SERVIS(Space Environment Reliability Verification Integrated System)-1が、2003年10月に打ち上げられて軌道投入に成功した。宇宙機用LIB(図2)は、電力を蓄えるリチウムイオンセル、振動・衝撃からセルを保護するセルクランピングホルダ、シャーシ、バスバー、異常充

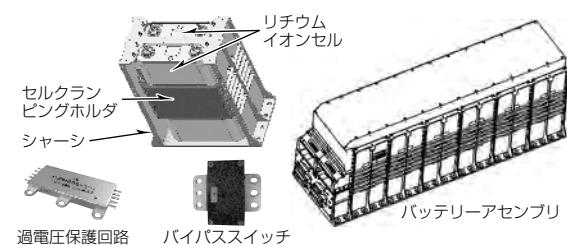


図2. 宇宙機用LIB(特許3888283号、特許6537730号)

電を回避する過充電保護装置、セルのオープン故障後もオペレーションを持続可能にするバイパススイッチなどからなる<sup>(2)</sup>。

宇宙機用に設計・認定されたLIBは一般に高価だが、数十機から1,000機以上の衛星で構成されるコンステレーション衛星向けには、衛星一機当たりの価格抑制のため、バッテリーも低価格化が要求される。しかし、量産効果が期待できるほど機数は多くなく、宇宙品質要求も変わらないため、バッテリーの低価格化には民生用COTSセルの採用が不可避である。

民生用リチウムイオンセルは18650型(直径18mm、長さ650mm)や21700型(直径21mm、長さ700mm)などが代表的サイズであり、コードレスクリーナーや電動工具などに多用されている。図3に、開発中のCOTSセルベースの宇宙用バッテリー基本モジュールの例を示す。1セル5Ahのセルを6セル並列に接続した30Ahのモジュールであり、電圧はモジュールを複数直列に接続して調整する。

COTSの課題は宇宙品質の確保である。特にセルのロット健全性証明は重要である。図4はセルロットの健全性評価のフローチャート例である。開回路電圧、放電容量、直流抵抗、質量を全数検査し、測定値が $\pm 3\sigma$ (標準偏差の3倍)以内に入り、かつ、適正値内にあることが要求される。そして、不適合セルの割合が顧客と合意した割合の $\alpha$ %以下であった場合にロットを適合と見なす。この方法は現在国際規格<sup>(3)</sup>として検討中である。

品質確保でのもう一つの課題は寿命特性の把握である。民生用COTSセルは、同じ型式でも材料や設計変更が頻繁に発生し、寿命特性にも変化が生じる。一般にLIBは表1

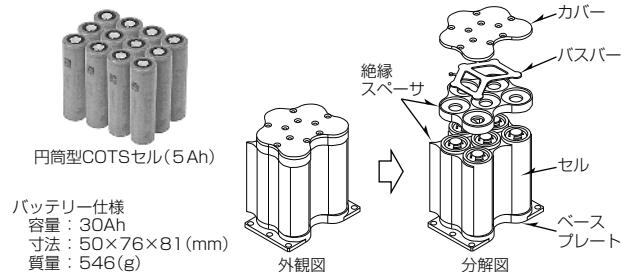


図3. COTSセルベースの宇宙用バッテリー基本モジュールの例

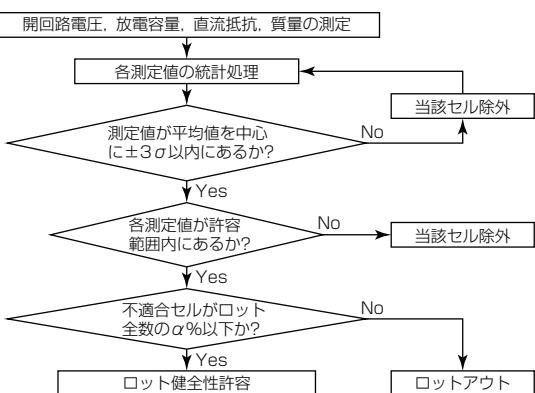


図4. COTSセルのロット健全性評価フローチャート例

に示したSEI成長など複数のメカニズムで劣化し、それぞれ理論式が提案されている<sup>(4)</sup>。別途実施する長期保存試験と充放電サイクル試験の劣化データを理論式にフィッティングさせることで寿命予測式を構築し、寿命を推定する。例として図5に、打ち上げ前に地上で7.5年を経たバッテリーが、その後軌道上で15年運用されたときの3パターンの寿命推定曲線を例示する。充放電時の温度が30°Cと比較的高く、保存時のSOC(State Of Charge: 充電レベル)が高い100%の条件(3)で、大きな容量低下が予測されたが、条件(1)(2)では、COTSセルでも十分な寿命性能が示された。COTSセルの宇宙利用は、セルメーカーの想定外使用を前提にするため、宇宙環境の特殊性を理解し、電気特性や寿命特性など、宇宙環境へのセルの耐性を理解した上で品質に責任を持つことが重要になる。

当社は、LEO周回衛星から静止軌道衛星まで、多様な衛星に対応するため、従来LIBのほか、コンステレーション衛星向けとしてCOTSセルベースの低価格かつ高品質宇宙用バッテリーを加え、スケーラブルな製品ラインアップを整える予定である。

表1. COTS LIBの主な劣化メカニズム

劣化メカニズム	劣化部位	容量低下効果	分極増大効果	劣化の特徴と劣化近似式
SEI成長	負極	◎	◎	負極電位低下と高温で加速 $\frac{\partial L}{\partial t} = a_s \cdot \frac{Ms}{\rho_s} \cdot Ds \left( \frac{\partial Cs}{\partial r} \right)_{r=r_0+L}$
Li析出	負極	◎	—	負極電位低下 $\Delta W_{Li} = C_{Ah} \cdot J_{Li} \cdot \Delta t_{Li}$
正極活物質変質	正極	◎	○	正極電位上昇で加速 $Ds = \frac{f_1}{1 + e^{f_2 \cdot (f_3 - x)}}$
負極活物質変質	負極	◎	○	負極電位低下で加速 $Dsn = \frac{f_{1n}}{1 + e^{f_{2n} \cdot (f_{3n} - x)}}$
正極バインダ凝集力低下	正極	○	○	粒子間接触抵抗増大 $F_i = S_i \cdot D_b \cdot \left( \frac{l_i - l_{i,0} - \sum \Delta l_{i,0}}{l_{i,0}} \right)$
負極バインダ凝集力低下	負極	○	○	粒子間接触抵抗増大 $F_i = S_i \cdot D_b \cdot \left( \frac{l_i - l_{i,0} - \sum \Delta l_{i,0}}{l_{i,0}} \right)$
電解液量減少	セル	—	◎	SEI成長副反応 $\phi_n = S_n \sum_{i=1}^{kn} \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_i^2}} \exp\left(-\frac{(x-\mu_i)^2}{2\sigma_i^2}\right)$

劣化への効果 ◎: 影響大 ○: 影響小 —: 影響なし

SEI: 固定電解質界面層(Solid Electrolyte Interface), Li: リチウム, L: SEIの層厚,  $W_{Li}$ : リチウム析出量,  $Ds$ : 正極の分極抵抗増大率,  $Dsn$ : 負極の分極抵抗増大率,  $F_i$ : 電極内バインダの接着力,  $\phi_n$ : セパレータ内の電解液占有体積

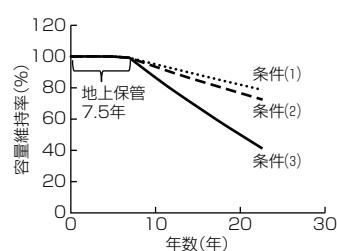


図5. COTSセルバッテリーの異なる軌道上運用条件での容量維持率低下シミュレーション

### 2.3 ヒートパイプパネル

衛星機器の小型・高密度化の進展に伴い、発熱密度が上昇し、機器の効率的な温度抑制手段が必要になってきた。機器高温化の抑制には、熱輸送システムの輸送速度アップと広い放熱板の設置が必須になるが、放熱システムを衛星打ち上げロケットのフェアリング内に収納する必要がある。大きい放熱板をコンパクトに“折り畳む”熱輸送システムが展開型ラジエータ(DePloyable Radiator: DPR)である(図6)。

DPRには、数百W～1 kWの熱量を輸送するヒートパイプが装着されるが、課題はヒートパイプ折り畳み部の損傷をいかに抑えるかである。当社では可撓性のあるループヒートパイプ(LHP)を開発してこの課題を解決した。現在開発中の技術試験衛星9号で実用化モデルの実証を行う予定である。LHP<sup>(5)</sup>の動作原理を図7に示す。蒸発器を加熱すると、内部に封入された作動流体が蒸発し(図7①)、蒸気管を通って凝縮器に移動する(図7②)。凝縮器では作動流体が冷却されて液化し(図7③)，蒸発器内に設置されたプライマリウィックが発生する毛細管力によって液管を通って蒸発器に還流する(図7④)。加熱量や動作温度によって液体の占める体積が変動しても動作が継続するよう蒸発器に隣接してリザーバが設けられており、リザーバからの液の出入りは、併設されたセカンダリウィックが発生する毛細管力によって行われる。ウィックが蒸発器だけに設置されているため、蒸気管及び液管は可撓性のあるフ

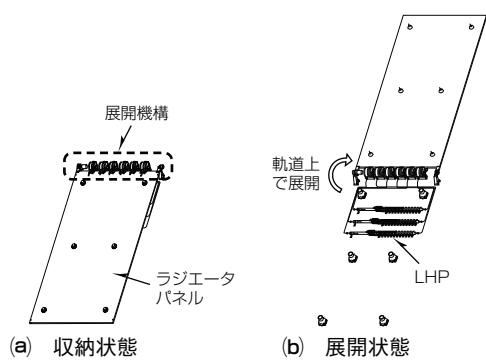


図6. DPR

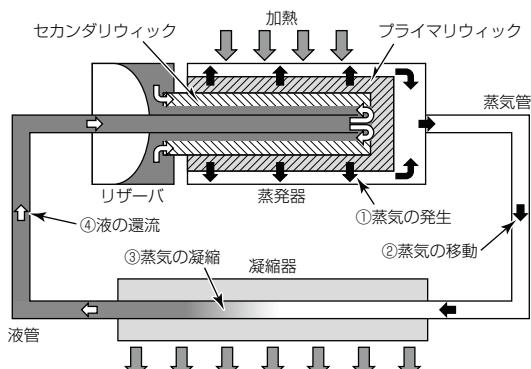


図7. LHPの動作原理

レキシブル管の使用が可能になり、DPR搭載が実現した。

当社は長年にわたり、ヒートパイプパネルを広く提供してきた。今後、DPR及びLHPをラインアップに加えることで、提供先ペイロードの最大化に貢献し、多様な市場ニーズに応えていく。

### 2.4 SSPA

従来GEO通信衛星からのダウンリンクは、地上固定局へKu帯搬送波に大量のデータを載せて送信している。このため衛星からの送信出力は100W超規模になり、高周波増幅器には電力効率面で優れた進行波管増幅器(Traveling Wave Tube Amplifier: TWTA)が用いられてきた。近年、K帯が衛星通信向けに開放されたことで、特にLEOコンステレーション衛星への採用が多数計画されている。LEO衛星では地上局への送信に大電力を必要とせず、また可視域にある地上局とのリンクを頻繁に切り替える運用を考慮し、半導体デバイスから成るSSPA(Solid State Power Amplifier)を複数チャネル搭載する構成が採用される。

一方で、LEO衛星は電力供給・排熱に制限がある小型衛星のため、SSPAには高電力効率が求められ、従来半導体材料のGaAsでは要求性能に十分に応えられず、高電圧・高電力密度性能を兼ね備えた窒化ガリウム(GaN)による高出力増幅器の開発に各社しのぎを削っている。当社は“だいち2号”で業界初<sup>(注2)</sup>のL帯GaN製SSPAを搭載して以降、X帯まで高周波化を進めてきた実績を活用し、K帯でもGaN製SSPAを投入するため開発を推進している。図8はGaN製デバイスを適用した高出力増幅器のプロトタイプで、複数のGaN製MMIC(Monolithic Microwave Integrates Circuit)ベアチップをパッケージ内に実装し、一括気密封止している。従来は半導体デバイスごとに気密パッケージされた製品を購入していたが、安価なチップ部品を自社でまとめて封止することで大幅なコスト低減を狙ったものである。主要性能は表2に示すとおりで、将来

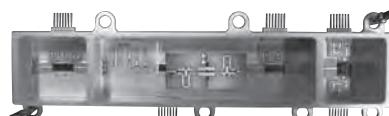


図8. GaN製デバイスを用いた高出力増幅器のプロトタイプ

表2. LEO衛星向けK帯SSPAの主要性能

パラメータ	SSPA性能値	備考
動作周波数	17.8～20.2GHz	帯域フルカバー
出力電力	5 W/ch	NPR = 15dB動作点で
消費電力	27W/ch	DC/DCの消費電力含む
チャネル間アイソレーション	-50dB	LNAとのアイソレーションも含む
質量	2.52kg	SSPA + LNA + DC/DCの総質量
ミュートモード	SSPAチャネルごとに装備	外部コマンドによって制御

NPR : Noise Power Ratio

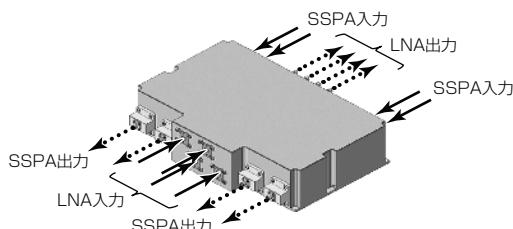


図9. SSPAの全体構成

は電力効率の更に10pt向上を図っていく。

なお、地上局からのKa帯アップリンク信号を衛星側で受信するフロント機器は低雑音増幅器(LNA)であるが、当社はLNAの製造能力も持つ利点を活用してSSPAとLNAを一体実装し(図9)、両者をアンテナ近傍にレイアウト可能にする構成を提案し、客先のシステム設計面でのメリットをも図っている。

(注2) 2011年12月1日、当社調べ

### 3. 製品拡販状況

#### (1) SPM

大電力を要する国際宇宙ステーションのシステムに伸展型太陽電池アレーが採用され、今後も米国アルテミス計画、月周回宇宙ステーション(ゲートウェイ)、月面着陸機、月面ローバなどへの搭載が計画されている。従来GEOよりも厳しい環境下に曝(さら)されるため、過去の豊富な太陽電池パネル搭載実績から習得した当社知見に寄せられる期待は大きく、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構(JAXA)と欧米衛星メーカーとの協同によるSPM開発を推進していく。

#### (2) LIB

COTSリチウムイオンセルを搭載したLIBをJAXA向け革新的衛星技術実証2号機に搭載して2021年打ち上げ予定である。軌道上運用データ構築を進め、宇宙環境耐性、性能、信頼性、寿命等のデータ構築を進め、低価格LIBの品質を実証する。また、量産、短納期化、製造ばらつき等の課題をクリアし、海外市場から引き合いのあるLEOコンステレーション計画に参入していく。並行して、従来LIBについても高性能化／低コスト化開発を継続し、過去の豊富な搭載実績に裏付けされた信頼性を基に、ゲートウェイ有人居住棟への搭載を実現していく(図10)。

#### (3) HPP

システムの大電力化に対応した高排熱システムは海外市場でニーズが高い。ゲートウェイ電気・推進部、月面ローバ搭載の熱制御機器、デジタルフレキシブルペイロード等搭載の大型通信衛星では必須機器である。国内衛星向けに開発した成果を基に、またパイプからパネルまで全工程を社内生産可能という強みを活用し、JAXAと欧米衛星メーカーへの提案活動を継続している。

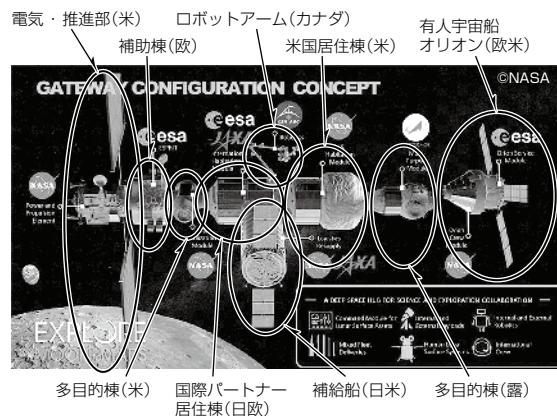


図10. NASAゲートウェイ構成モジュール

#### (4) SSPA

伝送容量が大幅に拡張された通信衛星やLEOコンステレーション衛星のミッションには、大容量化と高速化が必須である。海外衛星市場では次世代高速衛星通信用の帯域としてKa帯(20/30GHz帯)の利用が想定され、Ka帯SSPAへの関心が高まっている。海外のSSPA供給メーカーがキーパーツのGaN MMICを外部サプライヤに依存しているのに対し、当社は自社製MMICの適用可能な利点を活用し、性能・価格両面で顧客ニーズにマッチした製品を提案していく。

### 4. むすび

ニュースペースと評される新たな衛星サービス・プレイヤーの勃興によって、衛星市場は大きな変革期を迎えていく。衛星搭載機器も、従来のように個産・高信頼性を追い求めた高額製品だけを提供するのではなく、量産・適度な品質保証にとどめた廉価製品も必要になる。

本稿では、従来の静止軌道衛星向けビジネスで当社が外販実績を積んできた衛星搭載機器を中心に、将来市場への取組みを述べた。過去の実績・知見を活用しながらも、これらに固執することなく、スピーディに市場要求の変化に適合した製品を提供していく。近い将来、頭上を星のごとく幾多の人工衛星が飛び交う日が来るが、これら衛星に搭載された製品が、国連で合意されたSDGs(Sustainable Development Goals)に向けて、人々の平和で豊かな生活と福祉に貢献することを期待する。

### 参考文献

- Deployable Space Systems社ホームページ  
<https://www.dss-space.com/products-flex-blanket>
- 岡 寿久, ほか: 宇宙用大容量リチウムイオンバッテリー, 三菱電機技報, 94, No.2, 139~143 (2020)
- ISO17546 "Lithium ion battery for space vehicles -Design and verification requirements"
- 吉岡省二: 宇宙用リチウムイオン電池の国際標準化と将来像, 第57回電気化学セミナー (2017)
- 石川博章, ほか: リザーバ内蔵ループ形ヒートパイプの熱特性に関する研究, 日本機械学会論文集B編, 72, No.720, 2010~2017 (2006)

# 宇宙機・衛星開発へのMBSEの適用

Application of Model-Based Systems Engineering to Spacecraft and Satellite System Development

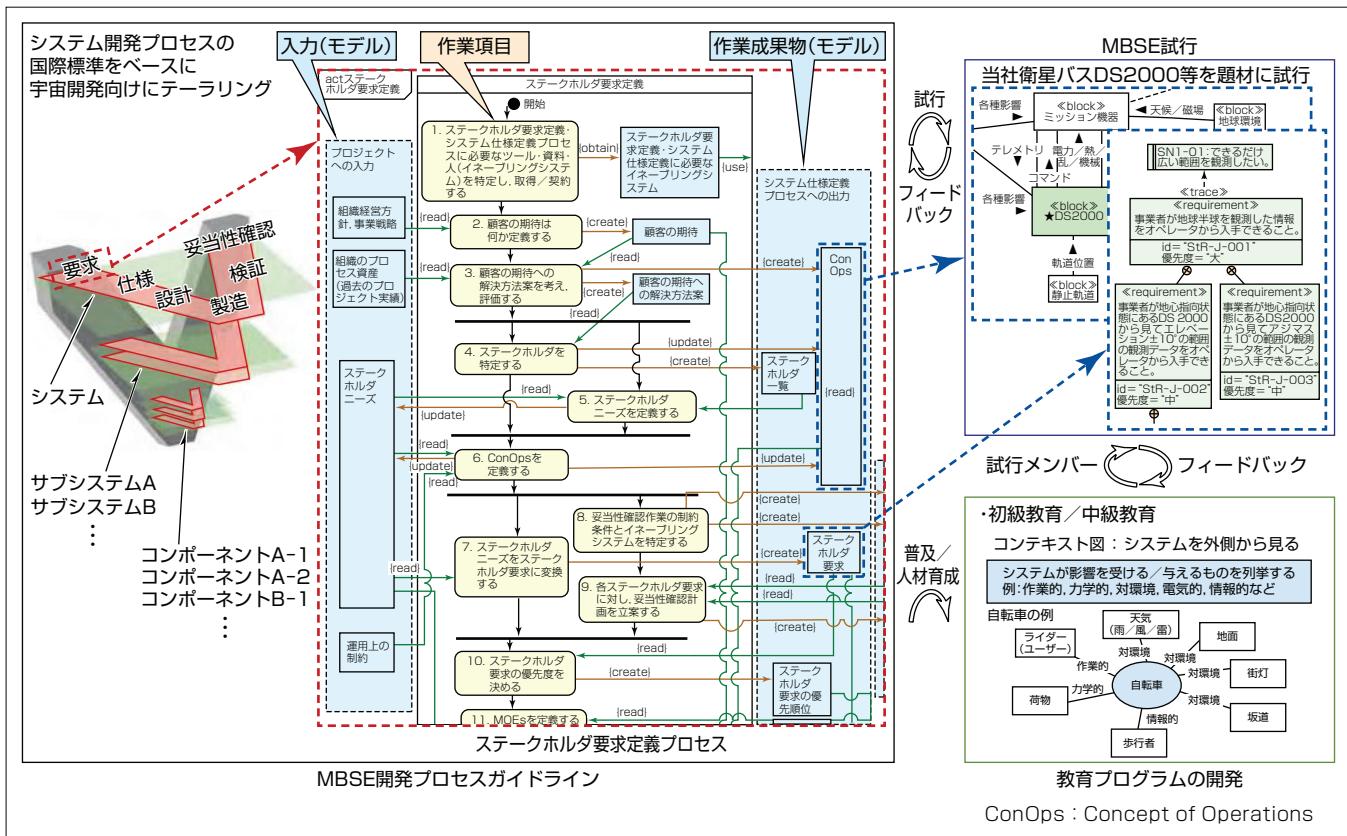
井上禎一郎\* 久保田博之\*  
Teiichiro Inoue Hiroyuki Kubota  
平山芳和† Yoshikazu Hirayama  
玉越大資\* Daisuke Tamakoshi

## 要旨

モデルベースシステムズエンジニアリング(MBSE)はデジタルの力と複数のモデルを利用することで複雑化するシステム開発を円滑に進めるための手法である。MBSEは欧米の航空宇宙業界で適用が進んでおり、今後MBSEの更なる発展が予想される。三菱電機鎌倉製作所でもこの潮流に注目しており、年々大規模・複雑化する宇宙機・衛星開発を円滑に進めるため、MBSE適用検討を行っている。MBSEを適用するに当たって、開発プロセスを成熟させること、モデルに関する知見を蓄積すること、エンジニアのスキルを向上させること、社内に手法を浸透させることに取り組んだ。MBSE開発はプロセスが確立していないため、システム開発の国際標準のプロセス等をベースに

鎌倉製作所のシステム開発の業務に合わせてカスタマイズし、各開発プロセスの作業項目や関連するモデルを定義し、MBSE開発プロセスをガイドライン化した。このガイドラインをベースに様々な製品を対象にシステムエンジニア、サブシステムエンジニア含め、繰り返し試行し、ガイドラインを洗練化した。また、MBSEを推進できるリーダーの育成を目的とした教育プログラムを開発し、教育を継続的に実施できるようにした。

今後もMBSEを宇宙機・衛星のデジタル化の柱と位置付けて、継続的に適用し、設計・製造の柔軟性の向上や更なる信頼性向上、開発期間の短縮、及び低コスト化につなげていく。



## 当社鎌倉製作所のMBSE適用ステップ：開発プロセスガイドライン作成、試行、教育

MBSEを適用するに当たって、宇宙機・衛星のシステム／サブシステム／コンポーネント開発の各プロセスの作業項目、作業への入力(モデル)、作業成果物(モデル)を定義した“MBSE開発プロセスガイドライン”を作成した。このガイドラインを使用し、様々な題材に対して“MBSE試行”を行い、得られた知見をガイドラインにフィードバックするとともに、“教育プログラムの開発”を行い、普及活動と人材育成に注力している。

## 1. まえがき

システムズエンジニアリング(SE)は、部分最適化と全体最適化を同時に実現しながら、それらの最適な関係性を保つことで、遗漏なくシステム開発を行う工学手法である。この手法にモデルベースのアプローチを採用したMBSEを適用することで、大規模・複雑化していくシステムをより円滑に開発することができる。

本稿では、宇宙機・衛星開発へのMBSEの適用について、その目的、適用に向けた課題と対策及びこれまでに得られた成果について示す。

## 2. MBSEとは

### 2.1 SE

SEとは、“システムを成功させるための複数の専門分野にまたがるアプローチと手段である”と定義されている<sup>(1)</sup>。昨今のシステムはその高い付加価値を実現するため、顧客からの複雑な要求に対してハードウェアやソフトウェア等幅広い領域にまたがる技術を統合してシステムを実現しなければならない。SEは各種専門分野の知識を融合し、このような複雑なシステムを成功に導くための手法を体系的に集約したものである。SEの起源は諸説あり、様々な発展を経ているが、現在ではISO/IEC(International Electrotechnical Commission)/IEEE(Institute of Electrical and Electronics Engineers)15288等に標準化されている。また、NASA(National Aeronautics and Space Administration)のSystems Engineering Handbook等、ドメインにひもづくプロセスも定義されており、欧米の航空宇宙産業では適用が既に定着化し、近年では自動車産業などにも適用が広がっている。

### 2.2 MBSE

近年、システムの大型化やネットワーク化などによって急速にシステムの複雑化が進んでおり、従来のSEだけでは解決できない問題が発生している。そこで、SEにモデルベース開発の考え方を適用したMBSEが注目を浴びている。

モデルとは表現したい対象物の構成や振る舞い、機能、役割分担などを示すものであり、古くから多様な分野で活用されている表現法である。システム開発では主に設計段階でシステムアーキテクチャの表現手法としてモデルが活用してきた。システムの設計段階でのモデルの役割は、ステークホルダ間のコミュニケーション手段やシミュ

レーションによる設計検証の手段である。従来のシステム開発ではモデルを設計文書の補助ツールとして使用することが多く、設計成果物はドキュメントとして記録されていた。システムが大規模・複雑化すると、ドキュメントベースの開発では全体像の俯瞰(ふかん)が困難になるだけでなく、トレーサビリティ管理や成果物管理が複雑になってしまう。そこで、近年ドキュメントベースの開発からモデルベースの開発に移行することでトレーサビリティ管理や成果物管理を円滑に進めようとする動きがある。

MBSEは、このモデルによる成果物管理をSEに適用したもの、つまり、システム開発全体で成果物をドキュメントではなくモデルによって作成・管理する手法である。モデリング言語を用いた図的表現による意思疎通の促進やモデリングツールを用いたシミュレーションの活用等によって、複雑化するシステム開発を円滑に進めることを主眼としている。

欧米の航空宇宙産業ではデジタルエンジニアリングの一環としてこのMBSEの適用が定着化しつつあるため、SEと同様にMBSEも今後更なる発展が予想される。当社鎌倉製作所でもこの潮流に注目しており、MBSEの適用検討を進めている。そこで、3章にMBSEを宇宙機・衛星開発に適用する狙いと課題について述べる。

## 3. MBSE適用の狙いと課題

### 3.1 宇宙機・衛星開発の状況

鎌倉製作所では、測位衛星、通信衛星、地球観測衛星等、多くの宇宙機・衛星を開発してきた。これらの衛星は、宇宙利用や科学研究を実現するための手段であり、カーナビゲーション、衛星放送、気象予報、温室効果ガス観測などの民間ビジネス/公共サービス利用や宇宙科学の発展に寄与している。

近年、世界の宇宙ビジネスに目を向けると、衛星の提供するデータ(衛星データ)を地上の様々なデータと組み合わせ、IoT(Internet of Things)やAI等の最新技術を活用して新たなサービス・価値の創出が期待されている。それを支えるインフラとして高速・大容量通信のための衛星の大型化・高機能化、観測高頻度化のための複数小型衛星を協調させる衛星コンステレーションの実現などが求められている。また、宇宙科学分野では、月軌道に有人拠点を構築するゲートウェイや惑星探査など、より大規模で複雑かつフレキシブルなシステムが求められている。

効率的なシステム開発の手法としては、欧米の航空宇宙開発で標準になっているSEがあり、当社では1990年代から衛星システム開発にこれを適用している。しかし、既存

システムの再利用開発を繰り返す中で、すり合わせやボトムアップ指向の“モノづくり”になる傾向にあり、このような大規模・複雑化する新たなシステムを高品質・低成本で開発することには課題がある。

ここにモデルベースのアプローチを採用したMBSEを適用することで、デジタルの力と複数のモデルを組み合わせ、複雑なシステムの開発を円滑に進めるということがMBSE適用の狙いである。

### 3.2 MBSE適用に向けての課題

宇宙機・衛星開発などの大規模システム開発は、図1の二元V字開発モデル(Dual Vee Model)に示すように、システム(宇宙機、衛星レベル), サブシステム(制御系、電源系など), コンポーネント(サブシステムを構成する計算機、センサなど)の3レイヤで開発が進められることが多い。宇宙機や衛星というシステムを技術分野ごとのサブシステムに分解し、それぞれのサブシステムを更にコンポーネントに分解する。分解することで複雑なシステムの制御をしながら開発するためである。それぞれのコンポーネントを開発し、サブシステムとしてインテグレートし、各サブシステムを大きなシステムにインテグレートする。また、開発レイヤごとに要求分析から妥当性確認のV字プロセスを実施している。MBSEの適用は、これらの全開発層の全プロセスをターゲットとするものである。

MBSEを実際に適用するに当たって大きく次の課題がある。

### (1) MBSE開発プロセスの成熟度

SEの開発プロセスは国際標準があり、広く一般化されているが、モデルベース開発の考え方を適用したMBSEの具体的な開発プロセスの標準はない(各社、各組織依存)。

## (2) MBSE知見の蓄積

種類が多数あるモデルをどのような目的で、どのプロセスに適用するかといった基準、効果事例が少ない(各社、各組織でノウハウがあり、公開されていない)。

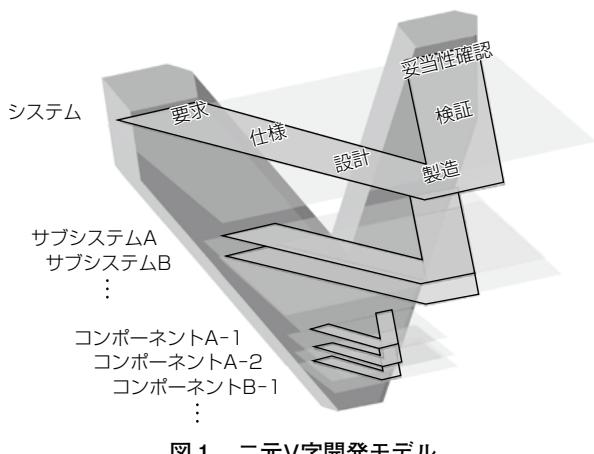


図1. 二元V字開発モデル

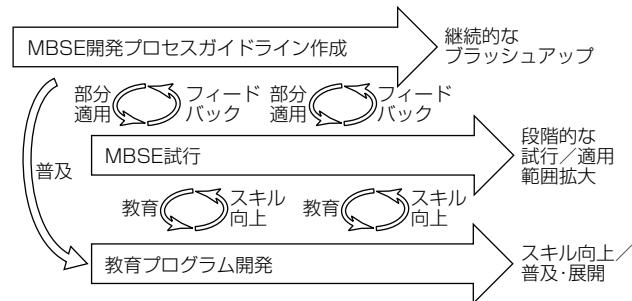


図2. MBSE適用ステップのイメージ

### (3) SE/MBSEスキルの獲得

MBSEを取り扱うための開発スキルの前提としてSEスキルがある。SEスキルを向上させるとともに、MBSEを取り扱うためのスキル向上を促す必要がある。

#### (4) 変化への抵抗

従来のドキュメントベースの開発からモデルベースの開発になるため、適用を進めるためには、エンジニアや管理者、レビュー者のMBSEに対する知覚価値(MBSEに対して抱く品質や費用に対する総合的な価値)を向上させる必要がある。

これらの課題に対し、次に示す対策を立て、適用を進めている。図2は、MBSE適用ステップのイメージ図である。

課題(1)(2)への対策として、MBSE開発を支える土台となる、宇宙機・衛星開発の業務分析や試行(MBSE試行)を繰り返しながら社内標準開発プロセスの構築及び活用するモデルの検討(MBSE開発プロセスガイドライン作成)を行う。

課題(3)(4)への対策として、SE／MBSEスキル向上のための教育活動を充実化させる(教育プログラムの開発)。また、MBSEの試行繰り返し(MBSE試行)によって、適用メリットを検証しながら、段階的に試行・適用範囲を広げていくことで、物理的・心理的障壁を下げる。

このように、MBSE開発プロセスのガイドライン作成、試行／製品適用、教育を繰り返すことでMBSEの普及及びMBSEによるシステム開発の円滑化を進めている。

4章にMBSE適用に向けたステップでの実施事項を示す。

#### 4. 宇宙機・衛星開発へのMBSE適用

#### 4.1 MBSE開発プロセスガイドラインの作成

国際標準として定義されているISO15288, INCOSE (International Council on Systems Engineering), 及び NASAのシステム開発プロセスをベースに鎌倉製作所の宇宙の業務だけでなく、防衛の業務にも合わせてカスタマ

イズを進め、各開発プロセスの作業項目、及び作業に対する入力(モデル)と作業成果物(モデル)を定義し、MBSE開発プロセスをガイドライン化した。業務分析を進める中で各ドメイン(衛星システム／防衛システム等)で実施している設計のプロセスによって表現したいことが異なるため、効果的に利用できるモデルに違いがあることが判明した。そのため、宇宙・防衛システム開発全般に対し、共通的に適用できる粒度でのガイドラインの記載を心がけ、ドメイン依存部は、モデル記法や検討時の注意点などの細かな部分を知見としてまとめた。ガイドラインは図3に示すような作業フローに加え、詳細な注意点やモデル利用ガイドを含めて作成している。

## 4.2 試行

MBSE開発プロセスのガイドラインの検証、及び効果を確認することを目的に複数回の試行を繰り返した。試行は、汎用的な製品(自転車等)のほか、鎌倉製作所が製造する静止衛星用の標準バス“DS2000”の再設計、衛星に対する

る新規機能検討、防衛システムを対象にシステムエンジニア、サブシステムエンジニア含め、幅広く実施した。試行の中で、ガイドラインと実際の開発の作業との適合性や適用効果の確認、適用に伴う課題等を抽出した。

試行の結果、MBSEプロセス自体の改善に資する知見を品質向上の観点(ベテランが暗黙的に実施しており、この試行で明確化された作業内容や手順等)、効率化の観点(モデル／ツール等による作業量削減、期間短縮方法等)から得ることができた。今後のプロセス上の課題(再利用開発と新規技術開発ではプロセスの適用方法や難易度、効果に違いがある等)についても洗い出すことができた。得られた知見、課題を踏まえ、今後の試行や製品適用に向けてガイドラインを洗練化させていく。また、試行対象の一つであったDS2000は再利用開発が中心であり、多くの設計資産があるものの、ベテランエンジニアの暗黙知も含まれている。検討を進める中でそのノウハウを少しづつ解きほぐし、モデル化することで、設計の理解を深められるなどの副次的効果も得られた。

各プロセスの詳細な作業フローを定義

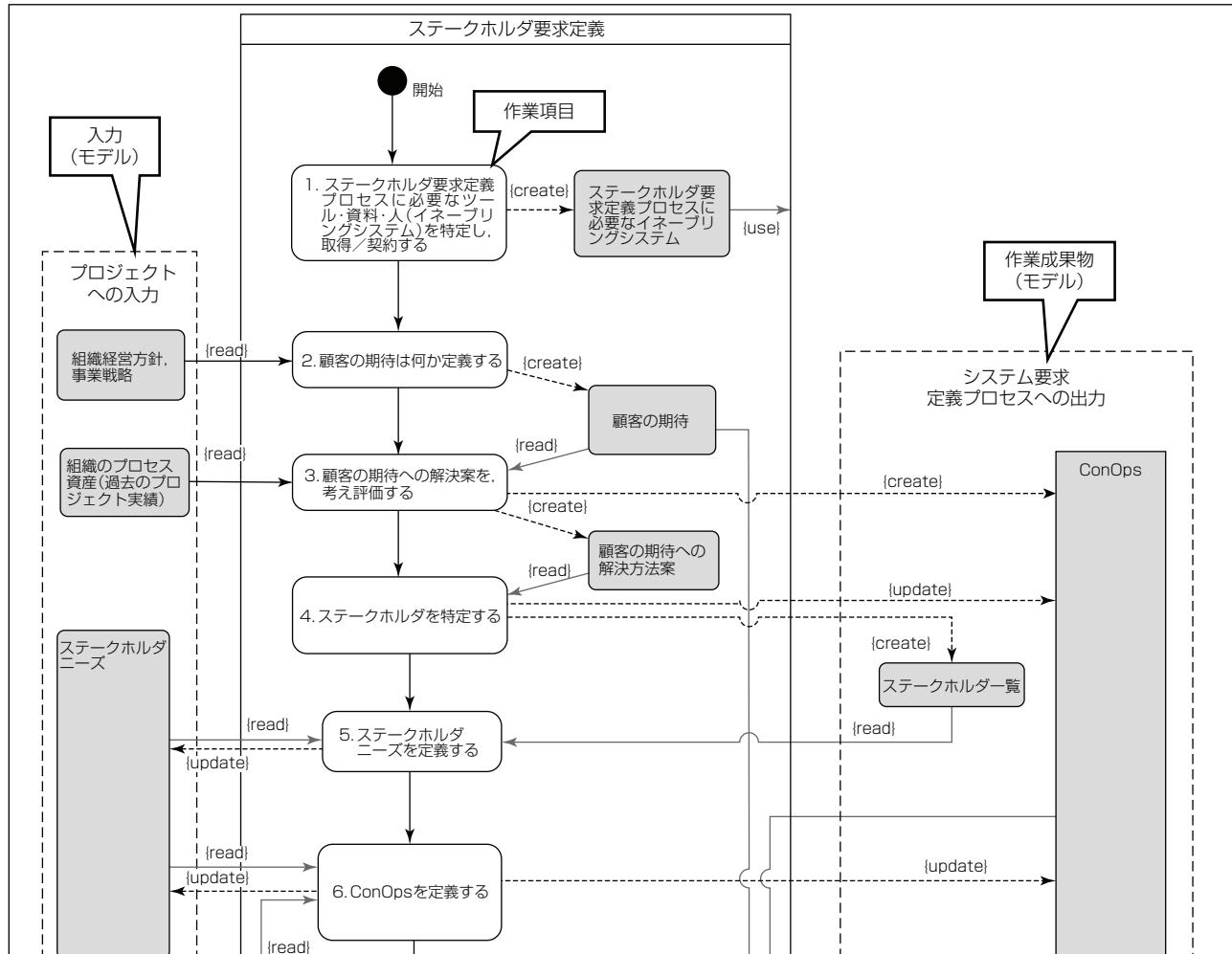


図3. 作業フローのガイドライン

### 4.3 教 育

MBSEを適用していくためには、SEスキルとMBSEスキルを習得した上でMBSEの適用を推進するとともに組織の啓蒙(けいもう)を図るリーダーの育成が必要になる。鎌倉製作所では、MBSE普及とリーダー育成のため、教育段階を初級、中級に分類し、段階的な育成を計画した。どちらもSEを意識した教育であり、SEを理解した上で“モデル”を活用する内容としている。初級教育は若手層を対象に広く実施し、SE/MBSEの基礎を学ぶことを目的にしている。中級教育はMBSE適用の中心となって牽引(けんいん)し得る人材やプロジェクトリーダーに対して実施し、SE/MBSEを各々の職場に持ち帰り、自身の業務やプロジェクトに活用・フィードバックを行えるレベルを目指している。マネジメント層の理解を得ながら教育活動の普及を図ることが重要である。

### 5. 効 果

MBSEの適用を通して、SE、及びモデル化による効果が得られている。

SEでは、顧客のニーズ、要求を起点として、仕様を整え、概念設計、物理設計と進めていく。製品を製造して、どのように使うか、という“もの”が主体ではなく、顧客が何を実現したいのか、という“こと”が主体となる開発と親和性がある。過去に開発した衛星をベースにできることだけを提案していくのではなく、顧客が真に実現したいことを追求し、新しいソリューションや価値を生み出すことにつながる。衛星のコンステレーション、月や火星利用など、宇宙開発は新たな局面を迎つつあり、新しいプロジェクト、システム開発にはSEの効果が大きい。

モデル化は、コミュニケーションの観点で大きな効果が得られる。行間を読むという表現があるように自然言語で記述したものは、曖昧さを含みやすい。これに対して、形式化したモデルを使った記述では、曖昧さを低減できるだけでなく、矛盾や漏れ、抜けを見つけやすいという効果が

ある。モデルを利用したコミュニケーションを行うことによって、顧客や開発者間の共通理解を促進でき、円滑に開発を進めることができる。また、モデルでシミュレーションができるツールも数多く開発されてきており、それらを活用することで、上流での検証、プロトタイプでのデモンストレーションが実現できる。

### 6. む す び

宇宙機・衛星開発へのMBSEの適用について述べた。現在は、部分的に適用し、実開発で得られたノウハウをガイドラインに反映しつつ、プロセスの改善を進めている。

当社では、MBSEに加え、モデルベース開発(MBD)の適用も進めている。MBDとは、シミュレーション技術を取り入れた開発手法であり、モデルを用いて従来開発の各工程を改善し、品質や開発効率を上げる手法である。モデルで記述してシミュレーションを実行し、ソフトウェアコードを自動生成することも可能になる。宇宙機・衛星開発への適用も進んでいるが、将来的にはMBSEとMBDとを連携させ、開発全体をモデル化することを検討している。今後は、適用範囲を拡大していくとともに、地上システムなどを含めた総合システムへのMBSEの適用、MBDとの連携・融合を進めていく。

これらMBSE、MBDなどを含むデジタライゼーション、さらにDX(デジタルトランスフォーメーション)は、様々な産業で推進されている。宇宙産業でも、「宇宙基本計画」(令和2年6月30日閣議決定)で、デジタル化が重要な要素であるとされている。当社の宇宙事業分野では、本稿で示してきたMBSEをデジタル化の柱と位置付けて適用を進めていく。今後も宇宙機・衛星へ継続的に適用し、設計・製造の柔軟性の向上や更なる信頼性向上、開発期間の短縮、及び低コスト化につなげていく。

### 参 考 文 献

- (1) JCOSEホームページ  
<https://www.jcose.org>

## 衛星通信用航空機搭載 超薄型アンテナ技術

Extra-thin Satellite Communication Antenna Technology for Aircraft

山本勝之\*

Katsuyuki Yamamoto

中本成洋†

Narihiro Nakamoto

高橋智宏\*

Tomohiro Takahashi

原田良尚\*

Yoshihisa Harada

### 要旨

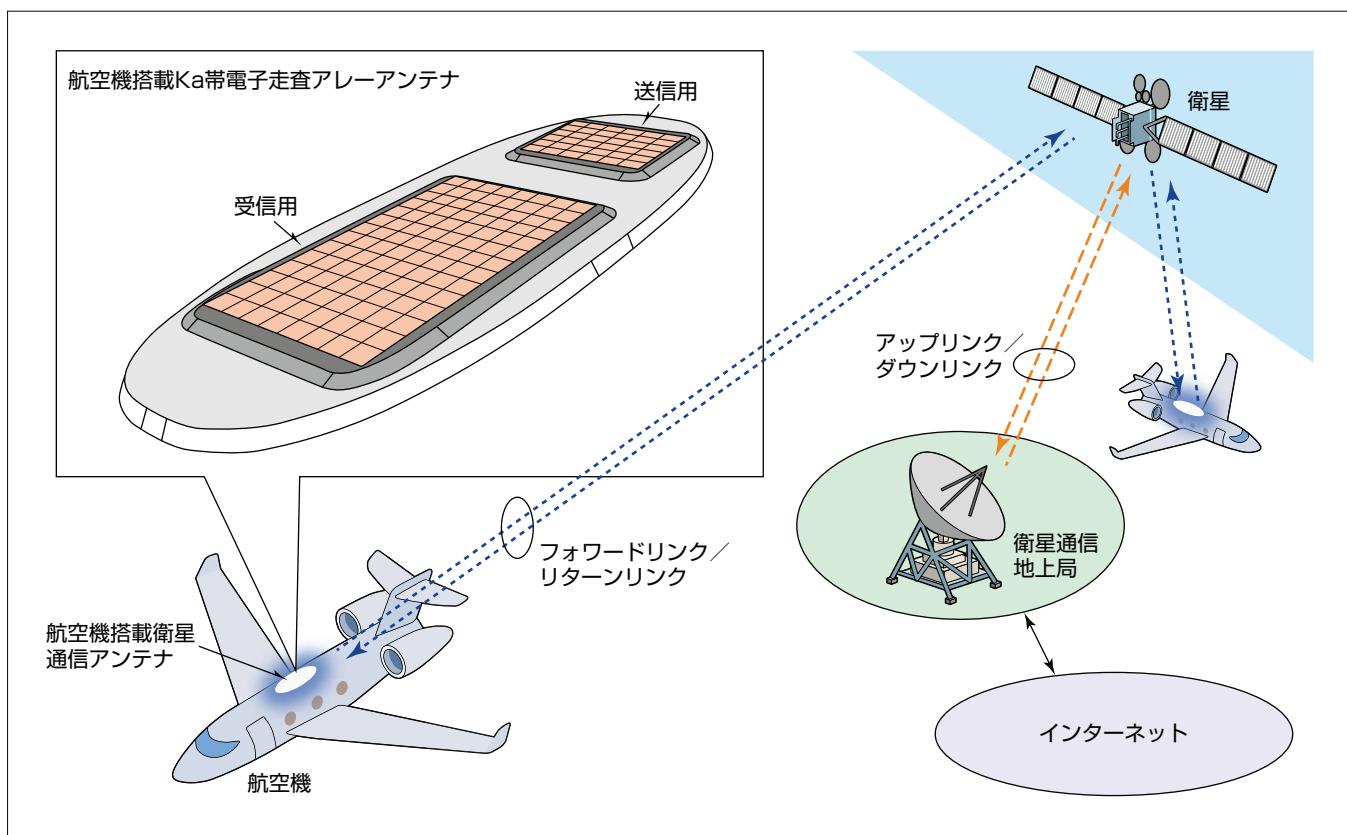
情報通信は、あらゆる社会活動の基盤として、いつでも、どこでも格差なく利用できることが求められており、人工衛星を介してどこでも接続できる衛星通信が注目されている。一方、航空機でも地上と同様な高速インターネット接続が期待されている。

三菱電機は、これまで培ってきた衛星通信技術を基に、航空機用Ka帯プロードバンドサービスの実現に取り組んでいる。衛星通信アンテナの高性能化には一般的にはアンテナ開口面積を大きくする必要があるが、従来の機械駆動型アンテナではアンテナ及びレドームが大型化するため、小・中型航空機への搭載は困難になっている。

当社は、この課題を解決できる新しい薄型アンテナとして航空機搭載Ka帯電子走査アレーランテナの開発を推進し、

2017年度から参画している総務省の政府研究開発プロジェクト(国プロ)“小型旅客機等に搭載可能な電子走査アレイアンテナ(AESA)による周波数狭帯域化技術の研究開発”で、Ka帯電子走査アレーランテナの部分試作・評価を行っている。

開発した電子走査アレーランテナは3cm以下の世界最薄クラスを実現しており、航空機の燃費削減に寄与できる。また大型機から小型機まで機体サイズに左右されず搭載可能であり、電波の放射角度を広く制御することによって高緯度地域にも対応している。この技術を活用することによって、世界中の航空路で、オンデマンド動画再生など高速インターネットサービスの実現を目指す。



### 航空機搭載Ka帯電子走査アレーランテナのイメージ

当社が開発する航空機搭載Ka帯電子走査アレーランテナは低プロファイル性とスケーラビリティ性を兼ね備えており、航空機の燃費削減に寄与できることに加えて、大型機から小型機まで機体サイズに左右されず搭載が可能である。さらに電波の放射角度を広く制御できる広カバレッジ性能を持つことから高緯度地域にも対応しており、世界中の航空路で運用が可能である。

## 1. まえがき

近年、航空機向けブロードバンドサービスの需要が高まっており、従来のC帯、Ku帯と比較してより広帯域を利用可能なKa帯の周波数による衛星通信システムが期待されており、衛星通信アンテナの高性能化が求められている。衛星通信アンテナの高性能化には一般的にはアンテナ開口面積を大きくする必要があるが、従来の機械駆動型アンテナではアンテナ及びレドームが大型化するため、小・中型航空機への搭載は困難になっている。

当社は、この課題を解決できる新しい薄型アンテナとして航空機搭載Ka帯電子走査アーレーアンテナを開発している。

本稿では、航空機搭載Ka帯電子走査アーレーアンテナの概要、技術、実用化に向けた取組みについて述べる。

## 2. 航空機搭載衛星通信アンテナの概要

### 2.1 従来の航空機搭載衛星通信アンテナの課題

航空機搭載衛星通信アンテナは常に衛星方向に正確に追尾する必要がある。航空機サービス向けに搭載されている衛星通信アンテナとして現在使用されているものは、ホーンアレー等の長方形の平面アンテナを機械駆動で衛星指向させるタイプとパラボラアンテナを機械駆動するタイプのアンテナが主流である。前者は主に、中大型の旅客機の胴体部分に搭載され、後者が、ビジネスジェット等の小型機体の尾翼に搭載される。

機械駆動によって衛星指向させるタイプのアンテナは、アンテナ開口部を物理的に回転させる構造であるため、回転掃引部を含めると高さが20~40cm必要であり、航空機

が受ける空力抵抗が大きくなる。機械駆動するタイプのアンテナは航空機搭載性の観点から拡大できるサイズに制約があり、高性能化のためにアンテナ開口面積を大きくするには限界がある。またビーム指向方向を機械的に変化させるため、ハンドオーバーによって、通信が遮断される時間が数秒から数十秒程度発生してしまう点も課題である。

### 2.2 電子走査アーレーアンテナ

2.1節で述べた課題の解決策として、電子走査アーレーアンテナがある。電子走査アーレーアンテナは多数のアンテナ素子それぞれの振幅、位相を電子的に制御することによって高速かつ高精度なビーム制御が可能であり、衛星通信用途で重要な偏波切替え、サイドロープ等にも適応できる。

表1に従来の機械駆動式アンテナと電子走査アーレーアンテナの比較を示す。電子走査アーレーアンテナの特長は、次のとおりである。

#### (1) 低プロファイル性

電子走査アーレーアンテナは電子的にビーム制御できるため、機械駆動部分が不要となり、厚みを抑えた低プロファイル構成が可能である。そのため航空機搭載時で空力抵抗を小さくできるため、航空機の燃費削減が可能である。

#### (2) スケーラビリティ性

電子走査アーレーアンテナはアンテナ素子数を増減させることによってサイズと性能を調節できるため、大型機から小型機まで機体サイズに左右されず搭載が可能である。

#### (3) 高速ビーム制御性

電子走査アーレーアンテナは電子的にビーム制御を行うため、ハンドオーバーによる通信の遮断時間を数ミリ秒以下にできる。特に非静止衛星を利用した運用を想定する場合には、衛星ハンドオーバーが数分ごとに発生するため、高速ビーム走査性を持つアンテナへの需要が高い。

表1. 航空機搭載衛星通信アンテナの比較

	平面アンテナ	パラボラアンテナ	電子走査アーレーアンテナ
外観			
厚さ(アンテナ)	20cm程度	40cm程度	3cm程度
スケーラビリティ	なし	なし	あり
ビーム制御方式	機械駆動	機械駆動	電子制御
ビーム制御速度	低速(数秒~数十秒)	低速(数秒~数十秒)	高速(数ミリ秒)
搭載可能な機体	大型機	中型機、小型機	大型機、中型機、小型機

### 3. 航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナ

#### 3.1 航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナの概要

図1に航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナの製品化をイメージしたモックアップを示す。航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナは送信用と受信用にそれぞれ分割されている。送信用と受信用のいずれもサブパネルを複数枚組み合わせることによって構成される。この構成によって、搭載機体サイズや要求される通信性能に応じて、アンテナサイズと通信性能をスケーラブルに変更できる。航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナを航空機に搭載する際にはレドームで覆うことによって、防水・防塵(ぼうじん)性を担保する。

航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナ(送信系)のブロック図を図2に示す。偏波切替えを実現するため、一つのアンテナ素子に対して2ポート給電を行い、それぞれのポートに接続される増幅器、移相器、可変増幅器を持たせている。これによって、アンテナ素子ポートごとの振幅、位相を制御することができるため、高速かつ、適応的にビーム指向方向、偏波、サイドローブの制御が可能になる。

#### 3.2 実用化に向けた技術課題と解決策

低プロファイル性、スケーラビリティ性及び高速ビーム

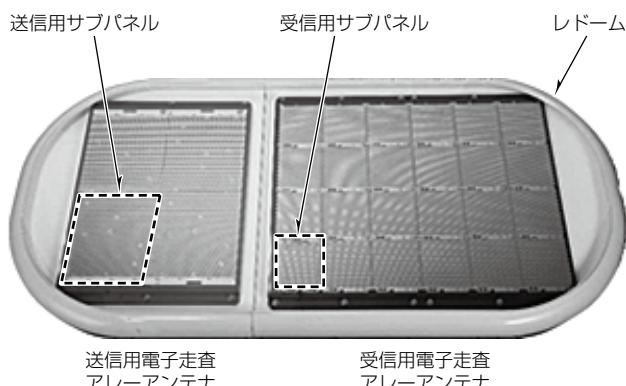


図1. 航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナの製品モックアップ

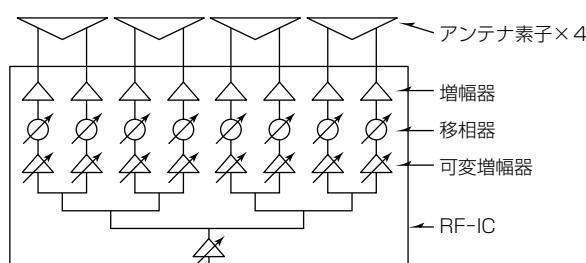


図2. 航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナ(送信系)のブロック図

制御性を実現するためには、電子走査アレーアンテナのコアファンクションである、放射機能、増幅機能、位相制御機能を单一基板上に実装する必要がある。

しかし、Ka帯周波数に対応した高周波回路設計では、信号伝送損失が大きくなることに加えて、アンテナ素子間隔が数ミリ程度と非常に狭くなることから、基板上への回路実装の高密度化が問題になる。さらに電子走査アレーアンテナの特性として周波数帯域特性、広角ビーム制御時のアンテナ利得に課題がある。

そこで当社は、①RF-IC(Radio Frequency-Integrated Circuit)による増幅回路と位相制御回路の集積化、及び②キャビティ構造を用いた平面アンテナ技術を組み合わせることによってこの課題を解決した。図3に航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナの概念図を示す。

当社の開発する航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナは2.5GHzの広周波数帯域幅、アンテナ天頂方向から70度以上の広角ビーム制御を世界最薄クラスの厚み3cm以下で実現している。

#### 3.2.1 RF-ICによる増幅回路、位相制御回路の集積化

電子走査アレーアンテナのアンテナ素子間隔は使用周波数の半波長に設定する必要がある。さらにスケーラビリティ性を担保するためには、設定されたアンテナ素子間隔内に増幅機能、位相制御機能を実装し、かつアンテナ素子間隔を一定に保った状態でアンテナ素子数を拡張する必要がある。しかし、Ka帯周波数でのアンテナ素子間隔は数ミリ程度と非常に狭いため、アンテナ素子間隔内での増幅回路、位相制御回路の実装は困難である。

そこで当社は増幅回路、位相制御回路を集積化したRF-ICを利用することによって、数ミリ四方のアンテナ素子間隔内への実装を可能とした。RF-ICによる増幅回路、位相制御回路の集積化イメージを図4に示す。

送信用RF-IC及び受信用RF-ICの内部ブロック図を図5に示す。送信用RF-ICは、入力された1系統のKa帯信号を内部で8系統に分配し、各系統の信号を増幅及び位相制

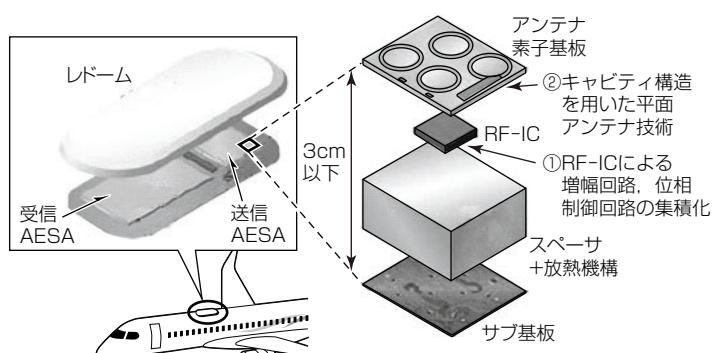


図3. 航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナの概念図

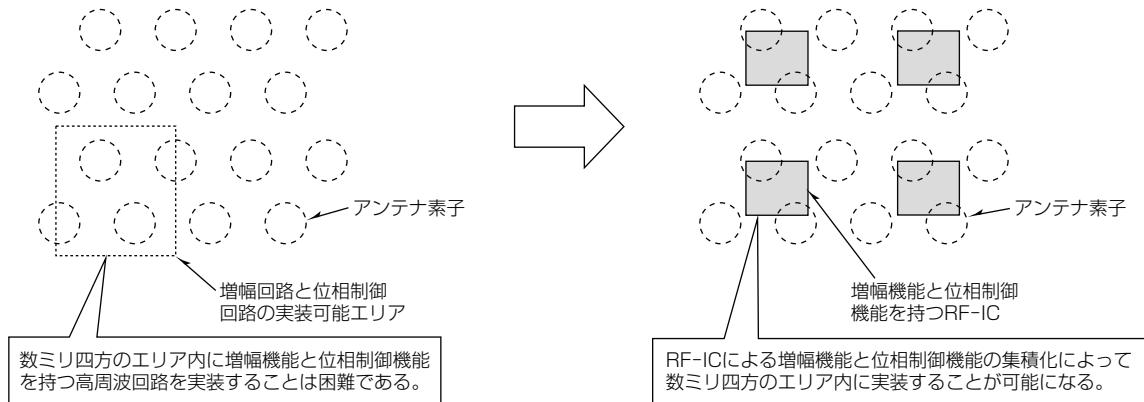
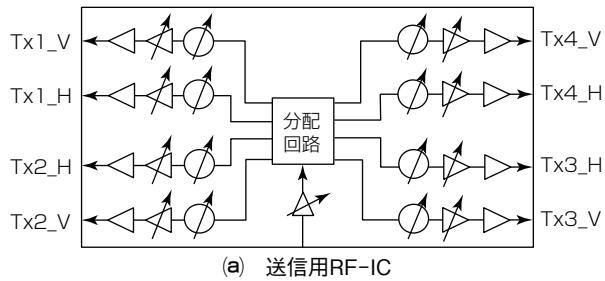
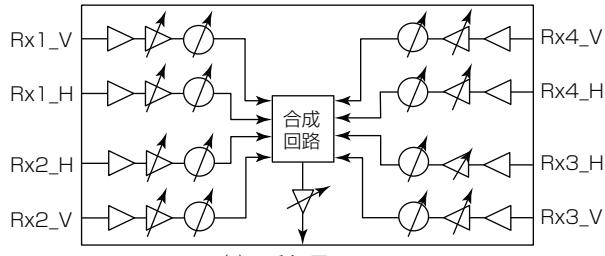


図4. RF-ICによる増幅回路と位相制御回路の集積化イメージ



(a) 送信用RF-IC



(b) 受信用RF-IC

図5. RF-ICの内部ブロック図

御して送信波として出力する機能を持つ。また受信RF-ICは入力された8系統のKa帯信号を系統ごとに増幅及び位相制御することによって内部で1系統に合成する機能を持つ。送信用RF-IC及び受信用RF-ICのいずれも、外部からのレジスタ設定によって各系統に対して個別に増幅率及び移相量を制御できる。

RF-ICを利用する利点はほかにもある。RF-ICは最先端の半導体プロセスを用いて製造されているため、優れた送信電力効率、受信雑音指数を得ることができ、通信性能の向上が期待できる。さらにRF-ICの厚みは0.5mm程度であるため、低プロファイル性でも有利になる。

### 3.2.2 キャビティ構造を用いた平面アンテナ技術<sup>(1)</sup>

低プロファイル性を担保しつつ、広周波数帯域、広角ビーム制御特性を実現するためにキャビティ構造を用いた平面アンテナを開発した。図6にキャビティ構造を用いた平面アンテナの断面構造を示す。アンテナ素子の上部に非励振素子を配置し、導体で囲うことによって、キャビティ

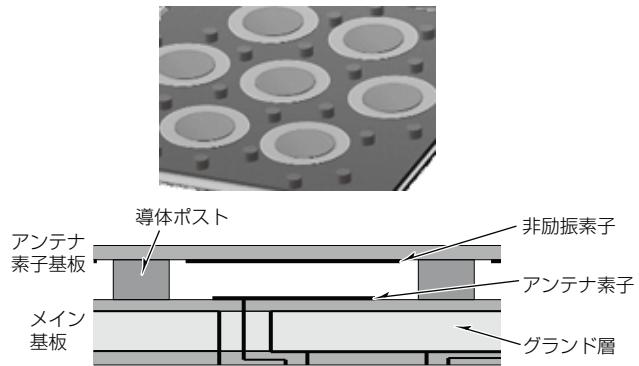


図6. キャビティ構造を用いた平面アンテナの断面構造

内部を中空にしている。この構成によって、非励振素子とアンテナ素子間の等価誘電率を下げることが可能になり、結果として2.5GHzの広周波数帯域幅、アンテナ天頂方向から70度以上の広角ビーム制御を世界最薄クラスである厚み3cm以下で実現している。

## 4. 電波資源拡大のための研究開発<sup>(2)</sup>

当社は2017年度から総務省国プロ“小型旅客機等に搭載可能な電子走査アレイアンテナ(AESA)による周波数狭帯域化技術の研究開発”に参画している。図7に総務省国プロ

代表研究機関：当社

研究課題：高速多値変調(8PSK)対応の薄型化に適した電子走査アレイアンテナシステム構成の基礎研究  
担当：国立研究開発法人 情報通信研究機構

研究課題：RF部の小型、薄型化に最適な特定用途向け集積回路(ASIC)を含めた構成検討  
担当：当社

研究課題：航空機-衛星間のアクセス方式の検討  
担当：国立研究開発法人 情報通信研究機構  
(株)構造計画研究所

図7. 総務省国プロの研究開発体制



図8. 受信用電子走査アレーアンテナの試作品

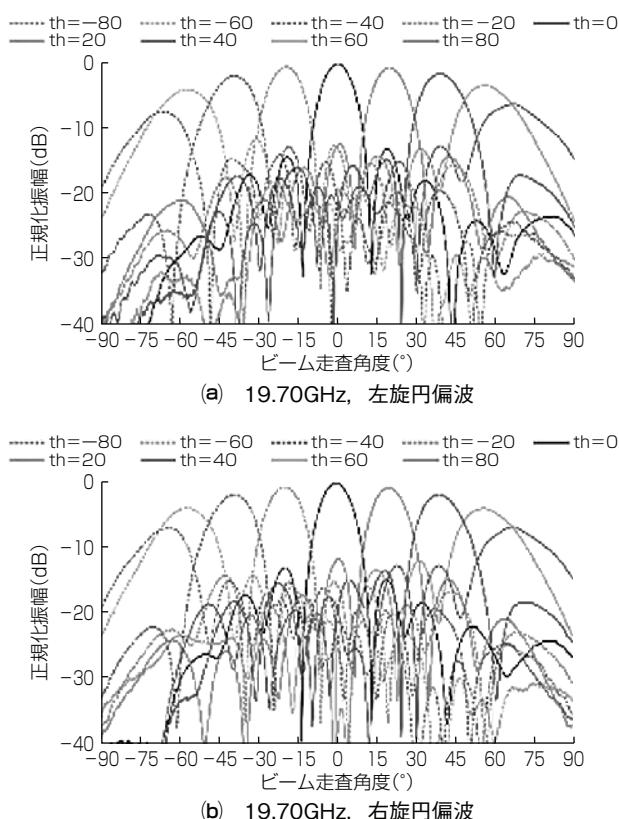


図9. 受信用電子走査アレーアンテナ試作品の放射パターン

の研究開発体制を示す。

2019年度までの成果として、航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナの部分試作を実施しており、所望性能の実証を行っている。図8は受信用電子走査アレーアンテナの試作品である。図9に、受信用の試作品の放射パターンの評価結果を示す。ビームは-80~+80度まで20度ステップで指向方向を制御しており、制御情報に応じて右旋円偏波、左旋円偏波それぞれの偏波で、所望の方向にビームが制御できることを確認している。

## 5. 今後の取組み

周波数帯域幅や衛星スポットビーム数等、Ka帯はC帯、Ku帯と比較して通信速度向上が期待でき、機器の小型化にも有利である。航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナは大型機から小型機まで機体サイズに左右されず搭載可能であり、かつ高カバレッジ性能を持つことから高緯度地域にも対応している。当社は引き続き、世界中の航空路で、オンデマンド動画再生など高速インターネットサービスの実現に貢献することを目指していく。

また衛星通信の将来動向として、多数の小型衛星を周回軌道に投入してコンステレーションとして運用する衛星通信サービスについて、多くの計画が発表されている。今後のサービス開始を見込み、地球局、特に、移動局の製品化を進める。また、海外での標準化・制度化状況や、既存無線局等との周波数共用検討を行い、新しい衛星通信を利用するための技術基準策定に貢献する。

## 6. む す び

当社が開発する航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナは、大型機から小型機まで機体サイズに左右されず搭載可能である。実用化に向けた技術課題に対して、(1)RF-ICによる增幅回路、位相制御回路の集積化、及び(2)キャビティ構造を用いた平面アンテナ技術を組み合わせることによって解決を図り、2.5GHzの広周波数帯域幅、アンテナ天頂方向から70度以上の広角ビーム制御を世界最薄クラスである厚み3cm以下で実現した。

当社は引き続き、航空機搭載Ka帯電子走査アレーアンテナの市場投入を推進し、世界中の航空路での高速インターネットサービスの実現に貢献していく。

4章の実証結果には、当社と国立研究開発法人 情報通信研究機構が総務省の研究委託“小型旅客機等に搭載可能な電子走査アレイアンテナ(AESA)による周波数狭帯域化技術の研究開発”によって行った成果の一部が含まれる。

## 参 考 文 献

- (1) Takahashi, T., et al.: Wide-Angle Beam Steering AESA with Three-Dimensional Stacked PCB for Ka-Band In-Flight Connectivity, 2019 IEEE International Symposium on Phased Array Systems and Technology (2019)
- (2) Okura, T., et al.: Active Electronically Scanned Array Antenna for Aircraft at Ka-bands, IEICE Technical Report, SAT2017-40, 1~4 (2017)

## 特集論文

# 気象衛星ひまわり7・8・9号による 地球環境観測への貢献

田中 敦\*  
Atsushi Tanaka

Contribution to Earth Environment Observation with Meteorological Satellite  
HIMAWARI-7/8/9

### 要旨

静止気象衛星ひまわりは、1978年に初号機の運用が開始されて以来、現在運用中の8号(9号は待機運用中)まで日本の気象観測に欠かせない存在になっており、テレビの天気予報やネット配信によってその画像は広く国民生活に浸透している。また、日本だけでなく、アジア太平洋の30以上の国や地域に観測結果を配信しており、気象観測、災害監視等に大きな役割を果たしている。

三菱電機は、標準静止衛星バス“DS2000”を開発し、初適用衛星として2000年に運輸多目的衛星新2号(MTSAT-2)を受注し、2006年に打ち上げに成功して“ひまわり7号”になった。ひまわり7号は、約4年間の待機運用を経て2010年7月から2015年7月までの5年間観測を行い、ひまわり8号に引き継ぎ、ひまわり9号の待機運用が開始さ

れた2017年3月に気象ミッションを完了した。

ひまわり8・9号は、世界に先駆けて新型の可視赤外放射計(イメージヤ)を搭載しており、ひまわり7号からの大幅な観測性能の向上によって、従来よりも高い頻度/密度/精度、多様な高度での観測が可能になり、気象観測に加えて、防災監視機能が強化され、火山噴煙、海氷、黄砂等の観測も行っている。また、海面の温度、海水の分布、大気中の微粒子等の観測をより高精度に実施することで、地球環境及び気候変動の観測に大きく貢献している。

今後は、ひまわり8号が2022年まで、その後ひまわり9号が2029年まで観測を行う計画であり、ひまわり7・8・9号と3機にわたり2010年から約20年間、日本の地球環境観測を当社製の衛星が担当する。



2014年12月18日 気象衛星ひまわりによる初画像提供

年度(20XX)	04	05	06	07	08	09	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	
ひまわり6号 (MTSAT-1R)																											
ひまわり7号 (MTSAT-2)																											
ひまわり8号																											
ひまわり9号																											

### ひまわり7・8・9号

静止気象衛星ひまわりは、初号機から6号まで米国製であったが、当社が7・8・9号を開発・製造した。2006年に打ち上げに成功したひまわり7号は、約4年間の待機運用を経て2010年7月から2015年7月までの5年間観測を行い、ひまわり8号に引き継ぎ、ひまわり9号の待機運用が開始された2017年3月に気象ミッションを完了した。現在運用中のひまわり8号が2022年まで、その後現在待機運用中のひまわり9号が2029年まで観測を行う計画になっており、ひまわり7・8・9号と3機にわたり2010年から約20年間、日本の地球環境観測を当社製の衛星が担当する。

## 1. まえがき

“ひまわり”は、広く国民に知られている日本の静止気象衛星の愛称であり、その歴史は40年を超え、気象観測にとどまらず、地球環境及び気候変動観測に大きく貢献している。1978年に観測を開始した初号機で観測バンド2ch(可視1ch／赤外1ch)，全球観測頻度が14回/日であったのが、ひまわり8・9号で16ch(可視3ch／近赤外・赤外13ch)，全球観測頻度142回/日・領域観測576回/日と飛躍的に向上している。観測分解能も0.5km(可視)／2km(赤外)と初号機から2倍以上に向上していて、ひまわり8・9号からカラー観測が可能になった。図1にひまわりの変遷を示す。ひまわり6号までは米国製であったが、ひまわり7号以降当社が開発・製造を担当している。

## 2. ひまわり7号の開発及び運用<sup>(2)</sup>

### 2.1 ひまわり7号の開発

ひまわり7号は当社のDS2000衛星バスを採用した初の国産静止気象衛星であり、気象観測機能以外に衛星通信を利用した航空保安システム(航空ミッション)も一緒に搭載している。衛星の設計寿命は10年で、イメージャの軌道上寿命は公称5年とされており、気象観測ミッション運用は、2010年7月から2015年7月までの5年間行われ、ひまわり8号に引き継ぎ、ひまわり9号の待機運用が開始された2017年3月に気象ミッションを完了した。

### 2.2 イメージャデータ処理装置の開発

ひまわり7号のイメージャ画像は、イメージャデータ処理ソフトウェア(Imager Data Acquisition & Control Software : IDACS)によって、復調・画像処理され、雲画像(LRIT)と高分解能デジタル雲画像(HRIT)を生成・配信するものである。当社は、このIDACSを2004年に気象庁に納入し、気象庁気象衛星通信所(埼玉県)に設置した。IDACSで処理した画像は、気象衛星センター(東京都清瀬市)に伝送され、ここでユーザーが利用しやすい画像形式に二次加工されるが、IDACSは気象衛星センターへの画

像伝送までをカバーするものである。IDACSの主要装置である画像生成装置では、次の処理を行っている。

- (1) 受信データの校正
- (2) ランドマークの抽出と、地球エッジ情報に基づく画像位置補正
- (3) 画像のリサンプリング
- (4) LRIT・HRITデータの生成・送信

2006年の打ち上げから2010年までの約4年間はひまわり6号のバックアップとして待機状態としながら、IDACSの画像処理パラメータのチューニングを気象庁と進め、画像品質をより高めるとともに、計算機動作も含めたよりロバストなシステムへと改善を図った。

### 2.3 ひまわり7号の運用実績

2006年2月の打ち上げ後、約1週間は衛星を静止軌道に乗せるクリティカル運用であった。この運用は当社の鎌倉製作所のサテライト・オペレーション・センター(SOC)で実施し、計画どおり成功裏に終了した。その後、軌道上試験を完了するまでの約半年についても、衛星バス運用は、このSOCから実施した。

2006年7月からは、航空ミッションが実運用に移行し、衛星バス運用は、国土交通省航空局の常陸太田航空衛星センター及び神戸航空衛星センターに移管された。一方、気象ミッション運用では、撮像計画を衛星に送信する運用を定期的に行う必要があり、気象庁気象衛星通信所がこれに対応した。当社は、これらの運用の国土交通省航空局及び気象庁への確実な移行をサポートした。SOCでも常時テレメトリを受信し、衛星状態を監視モニタできるようにして、衛星の万一の不慮の事故にもすみやかに対応できる仕組みを構築した。また、気象ミッション運用を行う気象衛星通信所とも緊急時には回線の接続が可能なようにして、ひまわりのサービス継続を確実なものとした。

## 3. ひまわり8・9号の開発及び運用<sup>(2)(3)(4)</sup>

### 3.1 ひまわり8・9号の開発

ひまわり8号は、ひまわり7号の実績と経験を踏まえて、新型のイメージャの運用に最適な設計を行ったものである。

当社製									
ひまわりGMS	ひまわり2号GMS-2	ひまわり3号GMS-3	ひまわり4号GMS-4	ひまわり5号GMS-5	ひまわり6号MTSAT-1R	ひまわり7号MTSAT-2	ひまわり8号Himawari-8	ひまわり9号Himawari-9	
									
1978年	1981年	1984年	1989年	1995年	2005年	2010年	2015年	2022年	観測運用開始予定
GMS : Geostationary Meteorological Satellite									

図1. 気象衛星ひまわりの変遷<sup>(1)</sup>

ひまわり7号に搭載したイメージヤと比べて画像の解像度は約2倍の高精細になり、また、地球全体の観測にかかる時間が約1/3に短縮され、日本域などの小領域を高頻度に観測することが可能になった。

一方、イメージヤの観測精度実現のためには、イメージヤを搭載する衛星バスシステムも従来に比べて高い性能が要求された。そのため、低熱歪(ひずみ)の光学ベンチの採用、高精度姿勢制御系システム、低擾乱(じょうらん)アクチュエータの採用による擾乱低減を図るとともに、地上での画像補正処理のために、高精度・広帯域に光学ベンチの姿勢を計測・決定する機能を持つ。衛星バスには、当社が開発してひまわり7号や各種通信衛星、準天頂衛星に採用してきた実績のある標準衛星バス“DS2000”を採用している。

撮像画像は、Kaバンドのマイクロ波で伝送する。データ伝送レートは衛星の各種技術情報(テレメトリ)を含めて60Mbps程度である。直径約2.2mのアンテナを搭載し、日本国内の2か所の地上局(埼玉県鳩山町と北海道江別市)に効率的に電波放射できるよう設計している。地上局に送信された観測データは、画像処理を施され、インターネットなどを通じて、世界各国に配信される一方、ひまわり7号と同様、離島や航空機、船舶からUHF(Ultra High Frequency)帯を利用して送信される観測データを、地上局へ中継する機能を持っている。

### 3.2 イメージヤ

地球を撮像するイメージヤは、米国航空宇宙局(NASA)などが中心になって開発した。気象衛星観測の新世代を担う最先端の性能を持ち、ひまわり8・9号ではこれをいち早く導入するとともに日本独自の仕様を追加した。まだ米国で打ち上げた実績がなく、日本が世界で初めて運用したものである。

イメージヤの観測帯域(バンド)は、ひまわり7号の5chから16chと3倍以上になった。可視帯域のバンドが光の3原色になったことによって、地上で重ね合わせ処理をしてカラー画像が得られるようになった。分解能は、放射計の受光素子密度が高くなり、デジタル処理技術の進歩と相まって、ひまわり7号と比べて約2倍ときめ細かくなった。これによって、積乱雲や台風の進路、発達の監視がより詳細にできるようになり、火山噴火などの現象も把握しやすくなった。図2に台風の領域観測画像を示す。観測時間は、走査幅を広くするとともに放射計が小刻みに動けるよう、2枚の走査ミラーを導入して、南北・東西にそれぞれ個別に動くことで複雑な観測が可能になった。滑らかで精細な動画を作成することも可能になり、局所的に発達する積乱雲をいち早く検知できるようになった。観測にかかる時間を短縮したことによって、雲や台風の動きをより早期に緻



図2. 台風の画像例(2015年3月31日試験撮像)(気象庁提供)

密に追跡することが可能になり、気象災害の防止・軽減に寄与している。

### 3.3 イメージヤの性能を最大限引き出す技術

気象状況の正確な把握と予測には、ラジオメトリック精度とともにジオメトリック(幾何)精度の向上が重要であり、この観点でイメージヤの機能を最大限に発揮させるため、衛星・地上全体システム設計の最適化を行った。

具体的には、衛星の地球を向くパネル面に低熱歪のもう一枚のパネルを乗せ、このパネル上にイメージヤを搭載することで、衛星の熱歪がイメージヤの光学系を歪(ゆが)める悪影響を最小化した。これに加えて、放射計の視線を高精度・広帯域に決定するために、このパネル上にスタートラッカ(STT)、慣性基準装置(IRU)及び高周波レートセンサ(ARS)を搭載した。図3にひまわり8・9号の高精度ジオメトリック校正処理のブロック図を示す。観測画像と地形標本とのマッチング処理によって画像のバイアス校正を実施し、変動分に関しては恒星センサ・低／高周波レートセンサ・加速度計データを最適なフェージョンフィルタで処理し、姿勢又は指向軸を高精度・高周波に推定することで、走査鏡の走査に伴う数μradの軌道上姿勢変動も推定できており、その結果10分間の姿勢安定度及び擾乱も非常に安定している。この方式によって、バイアスから高周波までの姿勢・指向軸推定をオンライン処理で行っており、図4の赤外チャネル13の例で示すとおり、1画素以下の精度を実現している。

### 3.4 イメージヤデータ処理システムの開発

ひまわり8・9号の画像データを地上局で一次処理するためのイメージヤデータ処理システム(RDACS)を衛星とともに開発した。このシステムは、地上で受信・復調された観測データを入力し、イメージヤデータファイル及び領域コマンドデータの作成等の機能を持つ。ここで出力されたデータは、気象庁の衛星センターに送られ、衛星センターで画像処理され、その画像がユーザーに配信される。

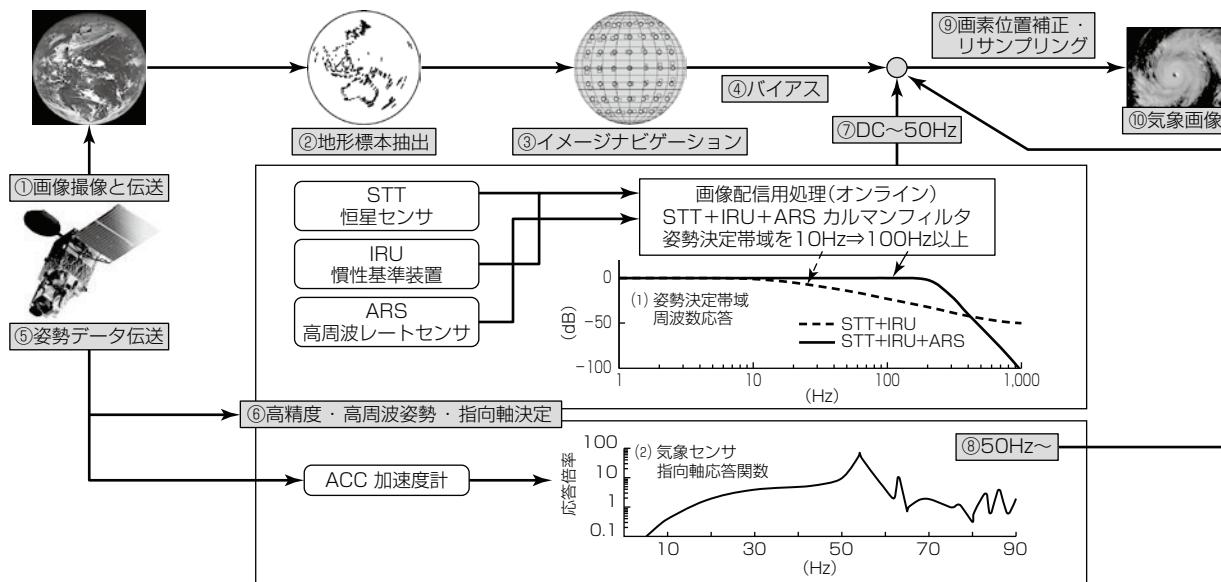
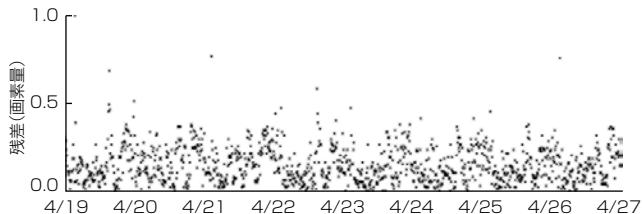


図3. 高精度ジオメトリック校正処理のブロック図

図4. 位置合わせの処理後のデータについて行ったずれ量の残差評価の一例(2015年4月19~27日, 赤外チャネル13)<sup>(5)</sup>

### 3.5 ひまわり8・9号の運用

ひまわり8・9号では、ひまわり7号に比べて高精度の観測運用が可能になった。

ひまわり8・9号の観測運用は、高機能化した衛星系、最適な領域観測位置を決定する地上系及び活動的な気象状態に対して機動性のあるコマンド運用を実現する運用系との衛星・地上・運用総合システムとして実現する。衛星系では、DS2000衛星バスの自動運用機能と高性能化した放射計によるタイムライン観測機能を用いる。10分間を単位とするタイムラインで、全観測要求を時間管理し、自動運用機能によって24時間365日の観測運用を継続管理する。地上系では、台風の進路予測と発達状況、晴天域の検出、さらに、積乱雲の検出を行い、領域観測位置を決定する。運用系は、衛星系の自動運用を計画管理するとともに、地上系からの領域観測位置情報にしたがって、2.5分間隔又は30秒間隔のコマンド運用を計画実行する。

## 4. 地上局<sup>(3)(6)</sup>

ひまわり8・9号の地上局では、日本で初めて宇宙分野での衛星運用事業にPFI(Private Finance Initiative)方式が採用された。2010年に気象衛星ひまわり運用事業(株)

(HOPE)が“ひまわり8・9号の運用等事業”を受注し、当社はアンテナ設備や衛星管制設備などを担当した。当社にとって初めての宇宙PFI事業であり、安定的な衛星運用と確実なサービス提供を実現させるため、HOPE構成企業の協力の下に信頼性の高いシステム設計及び装置開発を行い、HOPE地上施設・設備が2014年9月に完成した。HOPEは、ひまわり8・9号から受信した観測データを24時間365日中断することなく気象庁へ送り届けることが主な業務である。

### 4.1 地上施設・設備の概要

ひまわり8・9号の地上施設・設備を図5に示す。主局と副局の2局で構成され、主局のアンテナサイトは埼玉県鳩山町に、主局データセンターは東京都板橋区に設け、副局のアンテナサイトとデータセンターは北海道江別市に設置した。観測データの大容量化に伴って受信周波数にはKaバンドを採用しており、従来のひまわり7号と比べて降雨減衰の影響を受けやすいため、サイトダイバーシティ構成している。ひまわり8号からの観測データを常に主局と副局で同時に受信しており、例えば、大規模災害などで関東が大きな被害を受けて主局が機能しなくなった場合にも、副局(北海道)で観測データを受信・処理して運用が継続できる。なお、主局と副局は全て同じ装置で構成しており、機能・性能は変わらず、どちらの局でも同じ運用が可能である。観測データは、HOPEが整備した地上専用回線を通じて東京都清瀬市にある気象衛星センター及び大阪管区気象台へ伝送する。図6にアンテナサイトを示す。

### 4.2 地上施設・設備の特長

地上施設・設備の主な特長は、①高い稼働率の確保、②高

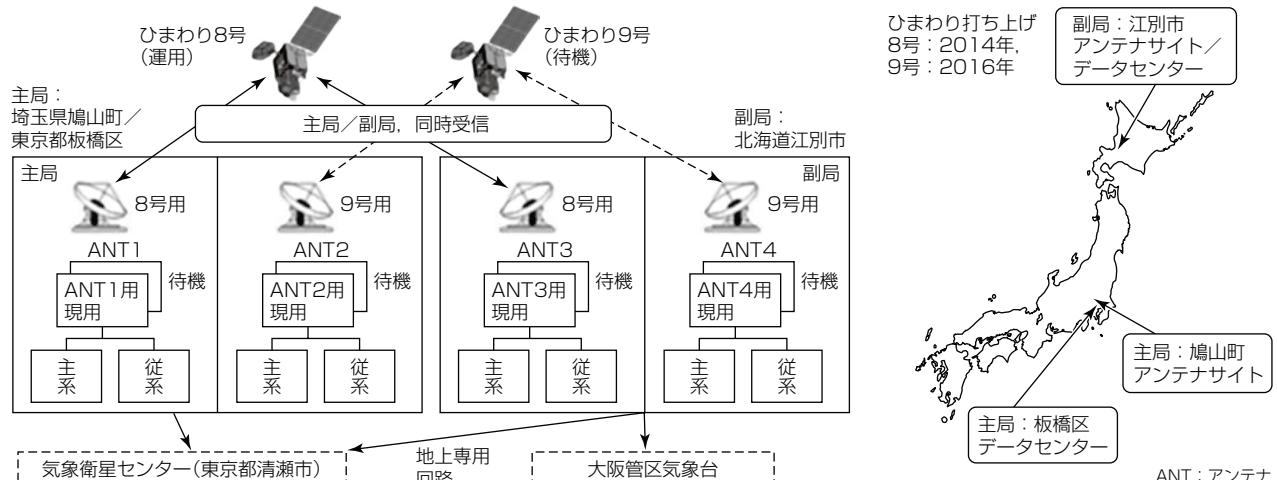


図5. 地上施設・設備



図6. アンテナサイト(北海道江別市)

頻度観測の実現、③運用の効率化であり、次にその内容を述べる。

#### (1) 高い稼働率の確保

局、設備、装置の各階層で冗長化するとともに、受信データについては同時並行処理を行うことで障害発生による観測データの欠損を抑え、99.99%以上の高い稼働率を確保している。また、主局及び副局は大規模な災害や降雨での電波障害を同時に受けないよう、地理的に離れた関東と北海道に設置し、各拠点をつなぐ地上専用回線についても二重化している。

#### (2) 高頻度観測の実現

衛星管制システムには、当社製の標準衛星管制ソフトウェア“Birdstar”を採用しており、日本域や台風付近などの領域を2.5分ごとの高い頻度で観測できるよう、2.5分間隔で確実にコマンド送信が可能なデータ処理システムを実現した。

#### (3) 運用の効率化

統合監視による運用負荷の軽減や運用計画の自動化を実現し、長期にわたって効率的な衛星運用が実施できる衛星管制システムを構築した。また、運用者の作業性向上や操作ミスを防止するため、設計初期段階から運用者の意見を取り入れて操作画面の設計を行った。

### 4.3 地上施設・設備の維持管理・保守

長期にわたって安定かつ確実なサービス提供を継続す

るため、施設・設備の日常点検や定期検査は必須であり、HOPE運用者及び維持管理者と連携して計画的に維持管理・保守業務を遂行している。また、PFI事業では維持管理・保守を含めたライフサイクルコストを十分に考慮して設計することが重要であり、高信頼性設計に加えて将来の装置交換の容易性などを検討した。障害発生時には即座に冗長系に切り替わって運用を継続するシステムになっているが、障害復旧時間の短縮や確実なサービス提供のため、運用者の実機訓練や故障箇所特定フローの整備などを実施してきた。

## 5. む す び

SDGs(Sustainable Development Goals)への対応として、“気候変動の緩和策と気候変動の影響への適応策”的推進が求められている。当社は、これまでにひまわり7・8・9号だけでなく、温室効果ガス観測衛星(いぶき、いぶき2号)、衛星搭載マイクロ波放射計(AMSR, AMSR-E, AMSR2)の開発を成功させ、地球環境観測に貢献してきた。このような国家の重要なインフラの中核を確実に構築するために、引き続き総力を挙げて取り組んでいく。

## 参 考 文 献

- (1) 気象庁: 気象業務はいま2019／第1部 国民の安全・安心を支える気象業務 <https://www.jma.go.jp/jma/kishou/books/hakusho/2019/index3.html#toc-113>
- (2) 磯部昌徳、ほか: 気象衛星ひまわりシリーズの開発と運用—ひまわり7・8・9号による、20年間の気象観測に向けて—、三菱電機技報、85、No.9、536～539 (2011)
- (3) 西山 宏、ほか: ひまわり8号打ち上げ成功と定常運用開始、三菱電機技報、90、No.2、107～110 (2016)
- (4) 田中 敦、ほか: 宇宙利用による地球環境観測への貢献、三菱電機技報、94、No.7、390～393 (2020)
- (5) 別所康太郎: 新しい静止気象衛星ひまわり8号及び9号、日本気象学会機関誌「天気」、63、No.12、1015～1023 (2016)
- (6) 腕野一磨、ほか: 静止気象衛星ひまわり8号・9号の地上システム、三菱電機技報、89、No.3、157～161 (2015)

# 地球観測衛星GOSAT/GOSAT-2による温室効果ガスの観測と後継機GOSAT-GWの開発

Observation of Greenhouse Gases by GOSAT/GOSAT-2 and Development of Next Generation Satellite GOSAT-GW

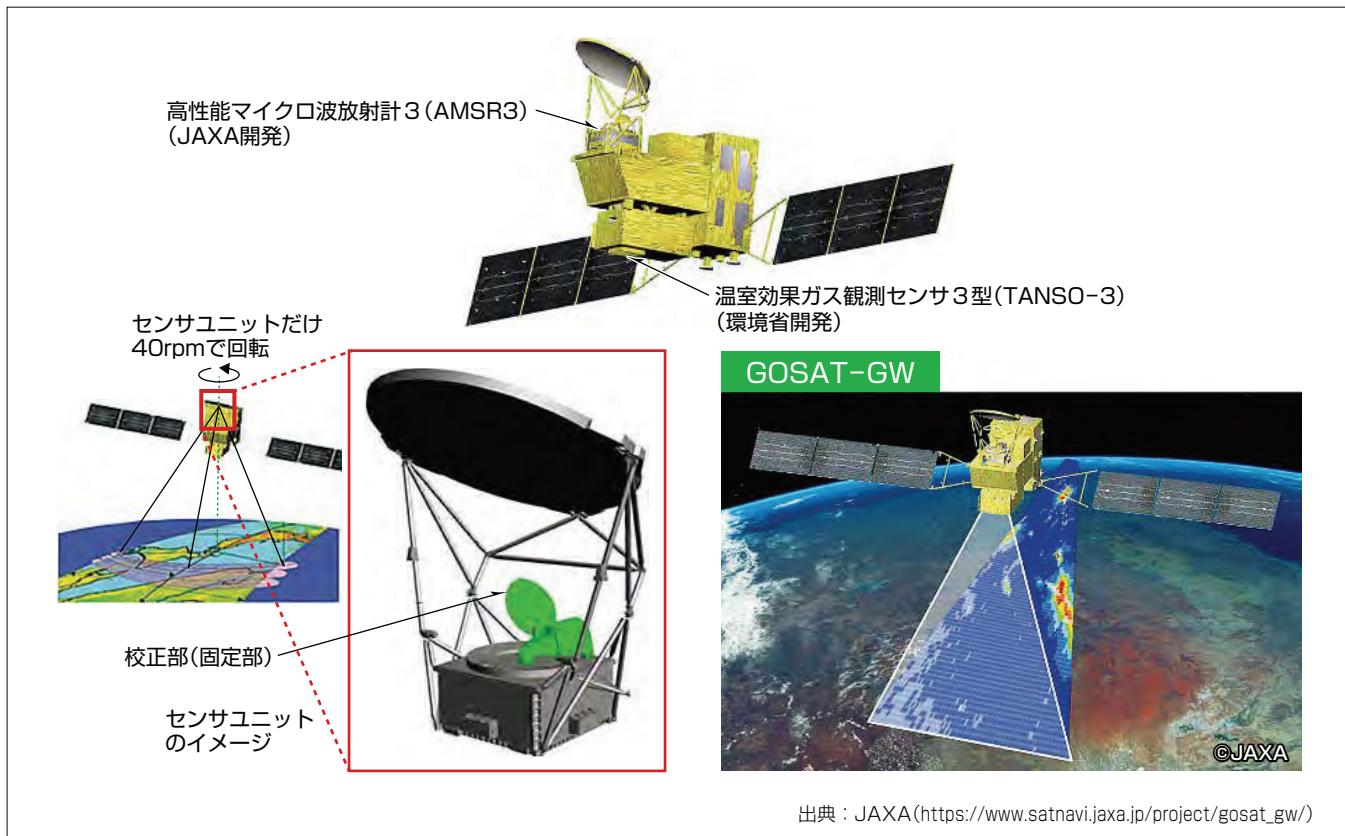
上野信一\*  
Shinichi Ueno

## 要 旨

三菱電機は、地球観測衛星による社会への貢献を宇宙開発の重要な柱と位置付け、海洋観測衛星(MOS-1)搭載マイクロ波放射計(MSR)の開発を端緒として、数々の地球観測衛星システム、及び搭載センサ開発に参画してきた。これらの一環として、環境省(MOE)、国立研究開発法人 国立環境研究所(NIES)、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構(JAXA)の3機関による共同プロジェクトとして、主要な温室効果ガスである二酸化炭素とメタンの濃度を宇宙から観測することを主目的にした世界初の温室効果ガス観測技術衛星“いぶき”(GOSAT: Greenhouse gases Observing SATellite)及び“いぶき2号”(GOSAT-2)を開発した。

GOSAT/GOSAT-2から得られた観測データを解析することによって、二酸化炭素(CO<sub>2</sub>)とメタン(CH<sub>4</sub>)の全球にわたっての分布や、これらの温室効果ガスが地球上のどの地域で排出され、吸収されているかといった収支について、地理的分布とその季節変動、年々変動を知ることができる。

GOSAT-2の後継機である温室効果ガス・水循環観測技術衛星(GOSAT-GW: Global Observing SATellite for Greenhouse gases and Water cycle)について、MOE、NIES、JAXA指導の下、2023年度打ち上げを目指して当社で開発中である。



## 現在開発中のGOSAT-GW衛星

GOSATシリーズの後継機として開発中であるGOSAT-GWの軌道上想像図を示す。MOE開発の温室効果ガス観測センサ3型(TANSO-3)は、GOSAT-2に搭載されたTANSO-FTS-2の後継センサである。TANSO-FTS-2で採用していたフーリエ干渉型分光方式から回折格子型分光方式に変更し、二酸化炭素やメタン等の温室効果ガスの空間的に詳細化した観測が行われる。JAXA開発の高精度マイクロ波放射計3(AMSR3)は、地表や海面、大気などから自然に放射されるマイクロ波を観測するセンサである。

## 1. まえがき

地球はそれぞれの地域の気候を背景に形づくられている。また、日本は四季に恵まれて風光明媚(めいび)な土地になっている。その気候が今、地球規模で、これまでに経験したことのないものに変わりつつある。

現在の地球はデータが確認できる過去1,400年で最も暖かくなっている。この地球規模での気温や海水温の上昇、氷河や氷床が縮小する現象、すなわち地球温暖化は、平均気温の上昇にとどまらず、夏の異常高温(熱波)や大雨・干ばつの増加などの様々な気候変動を引き起こしている。その影響は、早い春の訪れや海温上昇などによる生物活動の変化や、水資源や農作物への影響など、自然生態系や人間社会に既に表れ始めている。将来、地球全体の気温は更に上昇すると予想され、水、生態系、食糧、沿岸域、健康などにより深刻な影響が生じると考えられている。

これらの地球温暖化に伴う気候変動がもたらす自然・社会・経済的影響に対して、世界各国との協力体制を構築し、解決策を見いだしていかなければならない。このため、国際社会は温室効果ガスの排出量を削減する方向に動き始め、気候変動枠組み条約の下で、2015年のパリ協定で、全ての国に温室効果ガス排出量の削減の努力目標が定められた。削減対策を進める上で、将来の気候変動とその影響の正確な予測に基づく合理的な削減目標を設定すると同時に、国別の排出量を正しく測定し、各種施策の排出量削減効果を評価することが重要である。

当社はこれまで、地球観測衛星による社会への貢献を宇宙開発の重要な柱と位置付け、MOS-1搭載MSRの開発を端緒として、数々の地球観測衛星システム、及び搭載センサ開発に参画してきた。これらの一環として、MOE、NIES、JAXAの3機関による共同プロジェクトとして、主要な温室効果ガスである二酸化炭素とメタンの濃度を宇宙から観測することを主目的とした世界初の温室効果ガス観測技術衛星“いぶき(GOSAT)”及び“いぶき2号(GOSAT-2)”の開発・製造を担当した。さらにGOSAT-2の後継機である温室効果ガス・水循環観測技術衛星GOSAT-GWをMOE、NIES、JAXAの指導の下、当社で開発中である。本稿では、これらの衛星と、地球温暖化防止への貢献について述べる。

## 2. 地球温暖化とGOSATシリーズ

### 2.1 地球温暖化の原因

地球温暖化の支配的な原因是、人間活動による温室効果

ガスの増加である可能性が極めて高いと考えられている。大気中に含まれる二酸化炭素などの温室効果ガスには、海や陸などの地球の表面から地球の外に向かう熱を大気に蓄積し、再び地球の表面に戻す性質(温室効果)がある。18世紀半ばの産業革命以降、人間活動による化石燃料の使用や森林の減少などによって、大気中の温室効果ガスの濃度は急激に増加した。この急激に増加した温室効果ガスによって、大気の温室効果が強まったことが、近年の地球温暖化の原因と考えられている(図1)。

温室効果がない場合の地球表面の温度は氷点下19°Cと見積もられているが、温室効果のために現在の世界の平均気温はおよそ14°Cになっている。このため、温室効果ガスがないと人類の地球での活動は困難である。しかし、現在のように大気中の温室効果ガスが増えると温室効果が強まり、地球の表面の気温が高くなつて人類の活動に悪影響を及ぼすことになる。

### 2.2 GOSATシリーズの概要

世界気象機関(WMO)を含む世界の幾つかの気象機関や大学などの研究機関では、これまで地表面の各地の観測地点や、それらのデータを用いて算出した地上での温室効果ガスの全球平均濃度を発表してきた。しかし、二酸化炭素は標高や気圧によって濃度差があるために、地上観測点だけの濃度データでは地球大気の全体濃度を表せない。今後の温室効果ガスの増加による地球温暖化のリスクを算出・予測するためには、全地球レベルでの温室効果ガスの平均濃度の算出が重要であり、上空の大気まで含めた“全大気”的平均像を把握することが不可欠である。ゆえに、温室効果ガスの全球分布を把握する衛星観測が望まれていた。

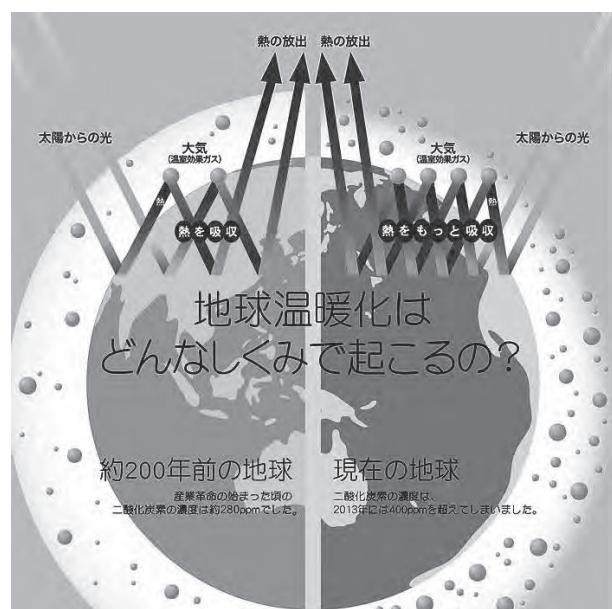


図1. 地球温暖化の仕組み<sup>(1)</sup>

このため、MOE、NIES、JAXAの3機関による共同プロジェクトとして、主要な温室効果ガスである二酸化炭素とメタンの濃度を宇宙から観測することを主目的にした世界初の温室効果ガス観測技術衛星“いぶき(GOSAT)<sup>(2)</sup>”が開発され、2009年1月23日に打ち上げが成功し、設計寿命の5年を大きく超えた現在も順調に観測を続けている。

さらに、GOSATの後継機として、“いぶき2号(GOSAT-2)<sup>(3)(4)</sup>”が開発され、2018年10月29日に打ち上げが成功し<sup>(3)(4)</sup>、2019年8月から観測データの公開が始まっている。

これらGOSAT/GOSAT-2から得られた観測データを解析することによって、二酸化炭素とメタンの全球にわたっての分布や、これらの温室効果ガスが地球上のどの地域で排出され、吸収されているかといった収支について、地理的分布とその季節変動、年々変動を知ることができる。GOSATによる10年以上の長期間にわたる二酸化炭素濃度の測定結果を図2に示す。

### 2.3 GOSATシリーズの目的

GOSATの第一の目的は、温室効果ガスの亜大陸スケール(数千km四方)での吸収・排出量の推定精度を高め、地域ごとの吸収・排出状況の把握や森林炭素収支の評価などの環境行政に貢献することである。さらに、GOSATデータの利用研究を通して、温室効果ガスの全球分布とその時間変動や、全球の炭素循環メカニズムとその気候変動影響などに関する新たな科学的知見の集積が図られ、気候変動予測と影響の評価に役立てられている。

第二の目的は、これまでの地球観測技術を継承・発展させ、温室効果ガスの測定技術を開発するとともに、将来の地球観測衛星に必要な技術開発を行うことである。

またGOSAT-2では、GOSATの成果を基に次の三つの機能が機器開発に反映されている<sup>(4)(6)</sup>。

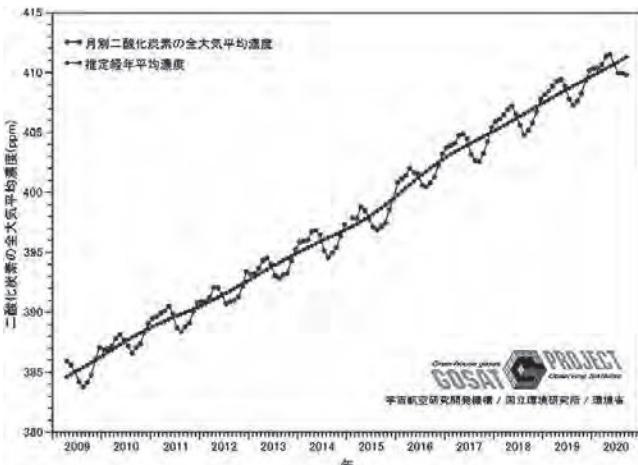


図2. 全大気での二酸化炭素濃度の月平均値と経年平均値(2020年9月まで)<sup>(5)</sup>

(1) 観測データの品質向上のために観測機器の開口径を拡大し、観測する光量の増加によるS/N(Signal to Noise ratio)の向上を図った。

(2) 観測機器の観測波長領域を拡大し、一酸化炭素観測機能を追加した。一酸化炭素は、人為起源の場合二酸化炭素と同時に発生するが、寿命が短い。一酸化炭素を同時に観測することで燃焼に伴って発生する二酸化炭素排出量評価の精度向上を目指している。

(3) 有効観測データを増加させるための、観測地域の雲量を算出して雲の少ない地域を観測する雲回避機能(インテリジェント・ポインティング機能)を搭載した。

図3にGOSATとGOSAT-2の観測した全球二酸化炭素濃度を示す。また図4にGOSAT-2の観測した全球一酸化炭素濃度を示す。

これらは、地球温暖化の原因物質の挙動に関する科学的な理解を深めるのに役立てられるとともに、将来の気候変動予測の高度化や炭素排出削減施策などの温暖化対策に係る基礎情報として活用することが可能である。

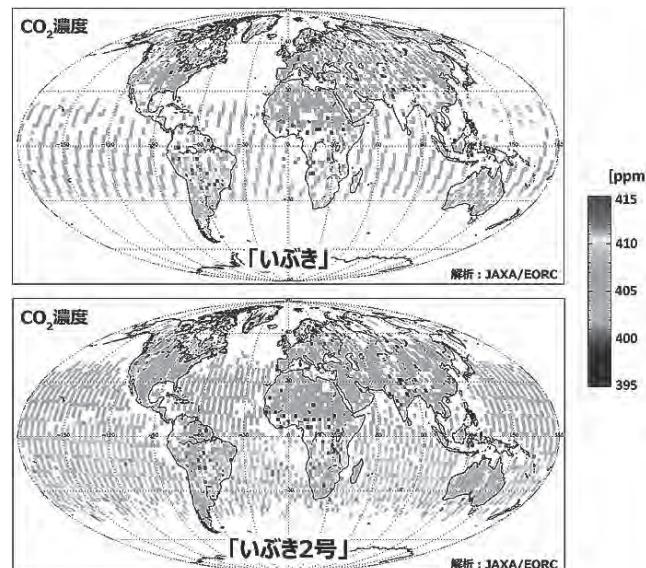


図3. GOSATとGOSAT-2の観測した全球二酸化炭素濃度(2019年9月)<sup>(7)</sup>

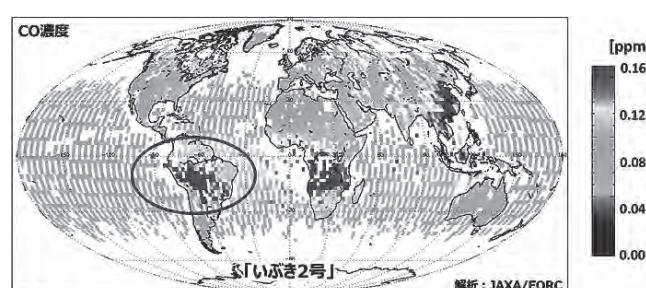


図4. GOSAT-2の観測した全球一酸化炭素濃度(2019年9月)<sup>(7)</sup>

## 2.4 GOSATシリーズの後継機GOSAT-GW

GOSAT-GWは、温室効果ガス観測ミッション(MOEとNIESが担当)と水循環変動観測ミッション(JAXAが担当)を担う地球観測衛星である。2012年に打ち上げられた“しづく(GCOM-W)”の水循環変動観測ミッション、2009年に打ち上げられたGOSAT及び2018年に打ち上げられたGOSAT-2の温室効果ガス観測ミッションを発展的に継続するため、JAXAが開発する高性能マイクロ波放射計3(AMSR3)、MOEが開発する温室効果ガス観測センサ3型(TANSO-3)を搭載し、温室効果ガスの観測だけでなく、水蒸気の観測を同時に、地球環境の保全に役立つデータ取得を実施する。

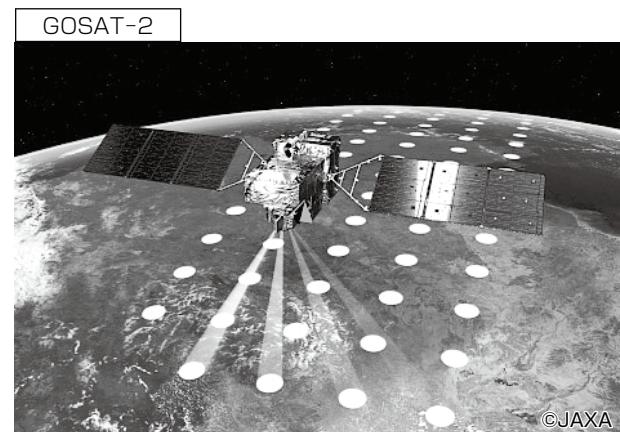
MSRは、地表面や海面、雲の中の水に関する物理量を雲を透過して観測することが可能である。また夜間の観測も可能なため、天候や昼夜を問わず常時観測を行えることが特長である。AMSR3では、AMSR2から、新たに166GHz帯、183GHz帯を追加搭載することで、解析精度の向上に加えて、降雪や陸上での水蒸気観測の実現を目指している。

TANSO-3は、GOSAT-2に搭載されたTANSO-FTS-2の後継センサであり、地球上の温室効果ガスを広範囲・高精度に観測することで温室効果ガス排出量の推定精度向上を目指す。

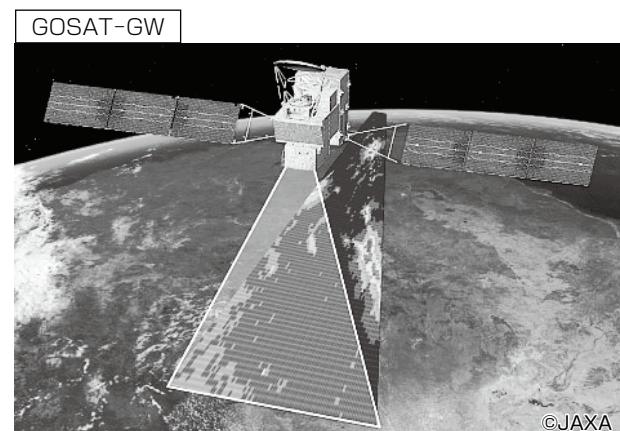
主な特徴として、TANSO-3では、これまでTANSO-FTS及びTANSO-FTS-2で採用していたフーリエ干渉型分光方式から新たに回折格子型分光方式を採用する。この方式によって、これまで格子点状に観測していたのに対し、面的に観測することが可能になり、より多くの観測データの取得ができる。またTANSO-3では広域観測モードと精密観測モードの二つの観測モードを具備している。広域観測モードでは、911km以上の観測幅を10km分解能で面的に観測し、精密観測モードでは、90km以上の観測幅を3km分解能で詳細に観測する。TANSO-FTS-2とTANSO-3の観測データ数の違いを図5に示す。

## 3. む す び

GOSATとGOSAT-2の概要と、これらの衛星による温室効果ガスの観測及び観測データの利活用による地球温暖化防止への貢献について述べた。2009年1月GOSAT打ち上げ以降、2014年4月米国OCO-2、2016年12月中国TANSAT、2019年5月米国OCO-3の打ち上げ等軌道上観測が開始されており、宇宙からの温室効果ガス観測に注



(a) TANSO-FTS-2の観測イメージ



(b) TANSO-3の観測イメージ

図5. TANSO-FTS-2とTANSO-3の観測データ数の違い

目が集まっている。

当社は、より良い社会の実現、また持続可能な開発目標(SDGs)の実現に貢献するため、MOE、NIES、JAXA指導の下、GOSATシリーズの後継機であるGOSAT-GWの開発を進めていく。

## 参 考 文 献

- (1) 全国地球温暖化防止活動推進センター：温室効果ガスと地球温暖化メカニズム  
[https://www.jccca.org/chart/chart01\\_01.html](https://www.jccca.org/chart/chart01_01.html)
- (2) Hamazaki, T., et al.: Sensor system for Greenhouse Gas Observing Satellite(GOSAT), Proc.of SPIE, 5543, 275~282 (2004)
- (3) 中島正勝, ほか: いぶきの運用と搭載センサの軌道上性能, 電子情報通信学会技術研究報告, 110, No.92, 121~122 (2010)
- (4) 上野信一, ほか: 温室効果ガス観測技術衛星2号のミッション機器, 三菱電機技報, 90, No.2, 111~114 (2016)
- (5) JAXA:「いぶき」の観測データに基づく全大気中の月別二酸化炭素濃度速報値(2020)  
<http://www.gosat.nies.go.jp/recent-global-co2.html>
- (6) 上野信一, ほか: 温室効果ガス観測技術衛星2号(GOSAT-2), 三菱電機技報, 92, No.2, 109~112 (2019)
- (7) JAXA: パリ協定実現に向けた温室効果ガスの長期観測継続へ～「いぶき2号」による二酸化炭素分布の初解析～(2020)  
<https://www.eorc.jaxa.jp/earthview/2020/tp200203.html>  
<http://www.nies.go.jp/whatsnew/20201112/20201112.html>

## 地上大型光学・電波望遠鏡の キー技術ノロジー

江崎 豊\*  
Yutaka Ezaki  
川口 昇\*  
Noboru Kawaguchi

Key Technologies for Large Optical and Radio Ground Telescopes

### 1. まえがき

三菱電機は1960年代に衛星通信用の地上大型アンテナ局に参入以降、人工衛星や惑星探査機などの管制・通信用の地上アンテナ局の開発製造を行ってきた。アンテナ開発で培った大型構造や姿勢制御の技術を応用し、1970年代から天文研究用の大型光学・電波望遠鏡にも参入した。天文研究用の大型光学・電波望遠鏡は、管制・通信用と比較して極めて高い精度が要求され、精密鏡支持・制御、大規模構造設計などの技術を開発してきた。当社の地上大型望遠鏡のキー技術ノロジーをすばる・アルマ・TMT望遠鏡の適用事例で述べる。

### 2. すばる望遠鏡

すばる望遠鏡は、ハワイ島の標高4,200mのマウナケア山頂に建設された、一枚鏡では世界最大級の口径8.2mの光学赤外線望遠鏡である。観測所全体の外観を図1に、望遠鏡本体を図2に示す。当社が主契約者として約10年の歳月をかけて完成し、1999年に運用を開始した。2012年には、8m級望遠鏡では、すばるだけが持つ主焦点の広視野性能を更に拡大する、HSC(超広視野主焦点カメラ)の機構制御系の付加を担当する等、現在も機能更新・性能向上を続けている。

すばるの主要な技術課題に8.2m大口径の超薄型軽量主鏡の実現がある。従来の鏡支持方式(直径の1/6の厚い鏡+てこ支持)の場合、鏡質量は100トン以上、鏡鋸込に10年以上、望遠鏡全体質量も大幅増になるので適さない。そ



図1. すばる観測所全体

こで薄い鏡の製造、その低い剛性を補う多点鏡支持、モータ駆動と力センサで鏡厚み方向の支持力を制御するアクチュエータによって、鏡面形状を維持する能動光学を採用することで解決した(図3)。

厚さ0.2m(直径の1/40、20トン)の主鏡は、力センサの検出値をフィードバック制御して支持力精度0.01kgf以下、支持力90kgfを実現したアクチュエータ261本で支持する。アクチュエータは鏡の径方向の質量も支持し、主鏡部全体を支持するミラーセルの熱変形を鏡に伝えない構造である。

望遠鏡の姿勢変化で薄い鏡は変形するため、各アクチュエータの支持力は高度角(傾き)に応じて算出する。外乱の影響で生じる微小な熱変形など、鏡面の形状誤差を光学的に測定し、変形パターンの成分に分解し、主鏡で補正すべ

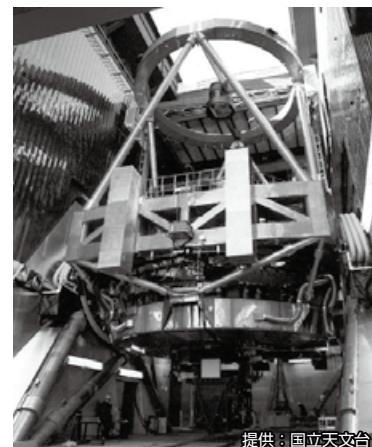
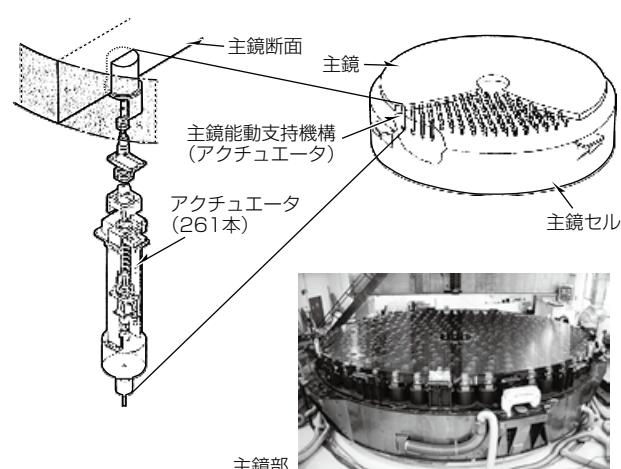


図2. 望遠鏡本体



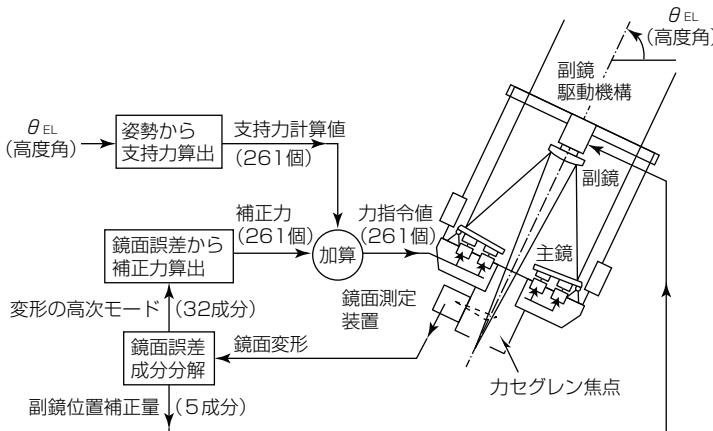


図4. すばる主鏡の能動支持制御系ブロック図

き有害な変形成分、必要な補正力を算出し、アクチュエータの力指令値を調整するフィードバック制御を行う。この能動光学によって、観測に利用される広い高度角範囲に対して、鏡面形状誤差の20ナノメートル以下の保持を実現し、望遠鏡の解像度は現在でも世界最高性能レベルの約0.2秒角を達成している(図4)。

### 3. アルマ望遠鏡

アルマ望遠鏡は、チリの標高5,000mのアタカマ砂漠に建設された、干渉計式の電波望遠鏡群である(図5)。日米欧の国際天文プロジェクトとして、口径12mのアンテナ50台と、日本(当社)が担当した“Atacama Compact Array (ACA, 別名森田アレイ)”と呼ばれるアンテナ16台(うち口径7mは12台)を組み合わせ、一つの巨大な電波望遠鏡を実現する(図6)。

ACAの主要な技術課題に温度変化と強風への対応がある。建設地は夜間と日中の温度差が激しく、アンテナ表面の温度変化は40度以上、風も平均風速10m/sと強い。この環境条件下で鏡面の歪(ひず)みを抑制することが要求される。

他のアンテナは熱膨張係数が小さいCFRP(炭素繊維強化



図5. アルマ望遠鏡全体



図6. ACA 7mアンテナ

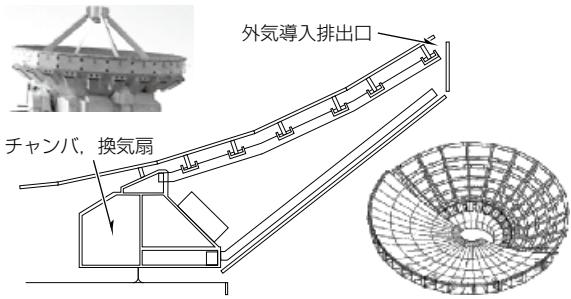


図7. 7mアンテナ主鏡裏面の熱構造設計(均温化)

プラスチック)を主鏡部骨組みに採用したが、7mアンテナは高価なCFRPを使わず鉄を採用した。鉄は熱膨張係数が大きく骨組みに温度むらが生じると鏡がいびつに変形する。主鏡部骨組み全体で温度変化を均一にし、いびつな変形を抑制する熱構造設計を採用して解決した(図7)。外気を取り入れて主鏡骨組み部に風を流することで、主鏡骨組み部の温度を均一に保っている。

24個の強力な換気扇を主鏡中央寄りのチャンバ部に設置し、負圧によって主鏡の周縁側の開口から外気を取り入れる。従来の当社の熱構造設計では、主鏡裏面の部材間の空間に風を流していたが、7mアンテナでは、骨組みのパイプ部材の管内に直接風を流すことで、部材の径方向、軸方向にわたって温度むらを低減する。管内を通ってチャンバに入った外気は部材間の空間を通過させて、外気に放出することで、更なる均温化を図っている。

主鏡骨組み全体を部材レベルで均温化する熱構造設計によって、アンテナ鏡面の歪みの20μm以下への抑制を達成している。

### 4. TMT望遠鏡

TMT望遠鏡はハワイ島マウナケア山に建設される、口径30mの史上最大級の光学赤外線天体望遠鏡である。TMT観測所全体の外観を図8に、望遠鏡本体の構造を図9に示す。5か国との国際協力によって1台の望遠鏡を建設する。当社は高さ・幅50m、質量2,000トンを超える望遠鏡本体構造や、観測物体を捕捉・精追尾するための望遠鏡の精密駆動制御系、主鏡を構成する492枚の分割鏡の鏡交換ロボットシステム等を担当し、開発設計を進めてきた。

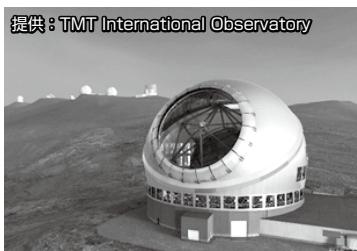


図8. TMT観測所全体

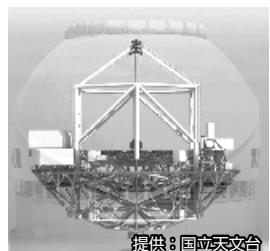


図9. 望遠鏡本体の構造

TMTの主要な技術課題に、1,000年に一度の巨大地震への対応、1日10枚の分割鏡交換と作業省人化、質量がすばるの5倍にもかかわらず方位軸駆動速度が5倍であることなどがある。

巨大地震に対して望遠鏡構造の耐震強度を上げる場合、望遠鏡が大幅に重くなり、望遠鏡の駆動速度・性能が低下する。そこで地面の揺れが望遠鏡に伝わらないよう、当社望遠鏡初の免震システムを採用することで解決する。その特徴は①滑り要素による地震動の絶縁、②ダンパによる望遠鏡の揺れの減衰、③観測時の望遠鏡と地面の剛結合、地震時の地震動の絶縁、地震後の原点自動復帰、の多元並立である(図10)。

望遠鏡は下部中央の主軸部(図10中A部)周りに回転するが、駆動摩擦低減のため、回転レール部(図10中B部)の静圧軸受によって2,600トンの望遠鏡を数十 $\mu$ mm浮かしており、水平方向に滑らせることが可能である。主軸部に免振ダンパ、ビンガム流体を用いたロック・与圧機構を設けて望遠鏡と基礎部を接続する。通常の観測時は風などの外乱に対して望遠鏡は基礎部に固定され、高い剛性を保つ。地震時は一定の外力を超えるとビンガム流体が流動し、固定のロックが開放され、水平方向に滑ることで免震され、同時にダンパによって望遠鏡の揺れを吸収・減衰し、地震後は与圧機構で原点位置に自動復帰する(図11)。これらによって観測時の高い望遠鏡駆動性能と、地震時の望遠鏡

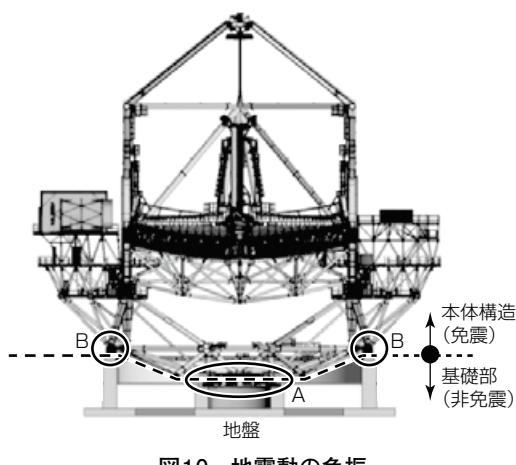


図10. 地震動の免振

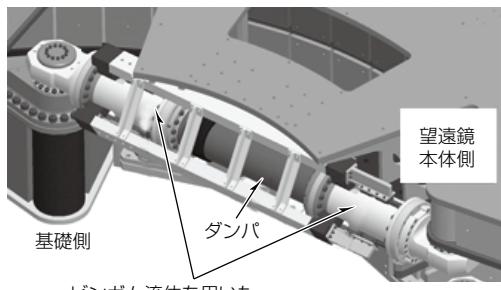


図11. 主軸部ダンパ、ロック

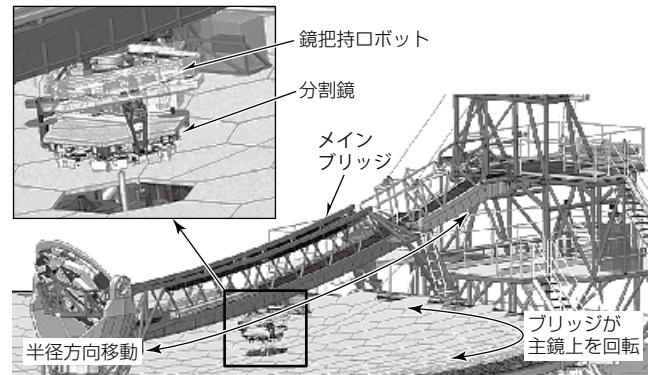


図12. 分割鏡自動交換装置

搭載の精密光学機器と望遠鏡本体構造にかかる加速度の低減の両立を達成する。

分割鏡交換システムは分割鏡を主鏡の所定位置へ搬送するため、主鏡上方に展開したブリッジを円周方向に回転させ、ブリッジ下部の鏡把持口ボットを半径方向に移動させる。分割鏡の着脱は6自由度で駆動する鏡把持口ボットが行う。

分割鏡は主鏡上の位置によって傾き、形状が異なり、鏡着脱操作時の駆動誤差や荷重乗り移りで鏡や支持構造に過大な外力が発生しやすい。直径30mの範囲に広がる分割鏡の交換を少人数のオペレータで遠隔精密操作するのは限界がある。そこで6軸力センサで反力を検出し、鏡に外力をかけないよう制御の柔らかさを自動変化させるコンプライアンス制御(力覚制御)、カメラと画像処理で鏡と交換装置の相対的な位置・傾き・距離を検出するビジョンセンサを採用することで、分割鏡交換の省人化、短時間化を実現する。鏡把持口ボットを試作し、様々な鏡姿勢での自動着脱動作を評価し、1日10枚の自動交換が可能な見通しを得た。なお、望遠鏡の分割鏡自動交換は世界初の試みになる(図12)。

## 5. む す び

当社の地上大型天体望遠鏡のキーテクノロジーについて適用事例で述べた。ほかにもダイレクトドライブモータを採用した高精度な観測物体の捕捉・追尾技術などがあり、1/100秒角レベルの追尾精度を達成している(この報告の技術詳細、その他技術は三菱電機技報2009年3月号、2011年9月号、2014年1月号、2月号、2016年2月号などに掲載している)。これらによって当社は世界トップレベルの性能を実現し、天文学の発展に貢献してきた。当社の天体望遠鏡技術は、当社が提供する、宇宙状況把握光学望遠鏡システムの主鏡支持や駆動制御の開発に活用されており、新たな望遠鏡の利用分野及び当社の社会貢献としての今後の発展が期待される。



世界の宇宙事業に貢献する技術力

# 三菱電機宇宙システム総合サイト

衛星放送、カーナビゲーション、天気予報……。社会に役立つこれらのサービスには人工衛星が欠かせません。三菱電機は、1960年代に宇宙事業に参画して以来、通信・放送、測位、地球観測、物資輸送などの様々な人工衛星、追跡管制局、大型望遠鏡などを製造してきました。

宇宙システム総合サイトでは、当社の宇宙事業に関する様々な取組みを紹介しています。

<http://www.mitsubishielectric.co.jp/society/space/>

## 当社が携わる主な宇宙事業



### 人工衛星

コミュニケーションインフラを担う“通信・放送衛星”，気象や災害予防に役立てる“地球観測衛星”など、世界の宇宙事業に貢献しています。



### 管制局

人工衛星の追跡・管制用の地上管制局、天文観測用の光学・電波望遠鏡などで、防災や地球環境監視、便利で安心・安全な社会の実現に貢献しています。



### 大型望遠鏡

アンテナ製造技術を生かした大型電波望遠鏡や“すばる望遠鏡”に代表される高精度な制御技術を駆使した光学望遠鏡の製作等を通じて、天文学の発展に貢献しています。



### 観測ソリューション

当社は衛星や地上局の製造だけでなく、衛星データの利用にも力を入れています。

地球を広範囲かつ定期的に観測できる観測衛星の画像と独自の画像処理技術を組み合わせ、防災・海洋・インフラ監視など、お客様の用途に適した情報を提供します。

ほかにも静止気象衛星“ひまわり9号”や準天頂衛星システム“みちびき”的特集ページなど、三菱電機の宇宙システム事業を分かりやすく紹介しています。

▶詳しくはWEBサイトでご覧いただけます。

三菱電機 宇宙

検索

