

MITSUBISHI
Changes for the Better

家庭から宇宙まで、エコチェンジ



三菱電機技報

9

2011

Vol.85 No.9

特集 「飛躍する宇宙利用」



目 次

特集「飛躍する宇宙利用」

試される宇宙	1
鈴木一人	
宇宙利用の技術動向と事業展開	
—世界の衛星リーディングカンパニーを目指して—	2
関根功治・小山 浩・岡田賢二	
商用衛星“DS2000”的開発と事業拡大	
—DS2000衛星、2けた台に到達—	9
宮崎景太・林 俊彦・鈴木隆太	
ACA 7m電波望遠鏡の主鏡技術	
高木淳治・川口 畠・永江一博・角野宏紀・惣福 諭・高根澤 隆	13
次世代衛星通信技術	
—商用衛星から先進通信技術まで—	17
佐藤正人・舟田雅彦・江島二葉	
衛星搭載機器の輸出事業	
—グローバル市場拡大に向け更なる躍進を目指して—	21
田中宏治・佐吉 理・平野拓也・清川 丈・望月恭介	
陸域観測技術衛星2号(ALOS-2)	
—最先端LバンドSARによる高精度な地球観測を目指して—	27
針生健一・相良岳彦・安藤聰祐・岡田 祐・勘角幸弘	
マイクロ波放射計(AMSR)シリーズの開発と利用	
—世界に冠たるマイクロ波放射計の実績と先進性—	31
野口龍宏・石川貴章・中川 潤・増山正行	
宇宙ステーション補給機(HTV)の開発と利用	
—ランデブ技術の応用と有人宇宙機への発展構想—	36
桐谷浩太郎・千葉隆文・津屋直紀・小鍛幸雄	
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—	42
磯部昌徳・西山 宏・古市正生	
人工衛星の測位への利用	
—準天頂衛星初期運用成功から持続測位構築に向けて—	46
齋藤雅行・瀧口純一・岡本丈史・吉河章二・浅里幸起・寺田弘慈	
静止衛星“DS2000”搭載用機器	
—統合化・軽量化による低周回“DS2000”共通機器の確立—	51
吉田 誠・深川周和・石井明彦・石島義之・艸分宏昌	
人工衛星・宇宙機の姿勢・軌道制御技術	
—実用衛星ミッションを支えるキー技術の発展—	55
小畑俊裕・島 岳也	
人工衛星の機械系技術—更なる技術課題への挑戦—	59
大和光輝・荒木亮一・田中好和・石島義之・杉田寛之	

特許と新案

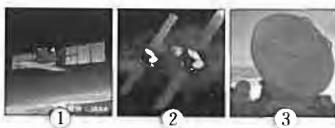
「保持解放機構」「航法装置、航法システム、航法測位方法、および車両」	63
「位置検出システム、計算機センタ、ターゲット装置および位置管理センタ」	64

表紙：飛躍する宇宙利用

3月11日に発生した東日本大震災では、携帯電話網など地上系の通信インフラが寸断された中、通信衛星を通じた被災情報・安否情報の確認、地球観測衛星を用いた被災状況の把握などによって、宇宙インフラの必要性や重要性が改めて広く認識されることとなった。

三菱電機は、2008年5月の宇宙基本法制定を契機とする“宇宙利用時代”への飛躍に向け、“通信”“観測”“測位”などの国の宇宙インフラ構築を支援すると共に、国内外商用衛星市場への積極的な展開を進め、安全・安心な社会の実現や国民生活の向上等へ貢献していく。

- ①陸域観測技術衛星“だいち”的後継機として開発中の“ALOS-2”
- ②2011年3月に受注した2機の海外向け商用通信衛星“Turksat-4A・4B”
- ③2011年度に開発完了予定の“ALMA電波望遠鏡”



巻/頭/言

試される宇宙

Space under Difficult Times

鈴木一人
Kazuto Suzuki

言葉を失うような凄惨(せいさん)な光景。住む場所も、愛する人も失い、途方にくれながらも生き抜こうとする人々。大津波から逃げ延びた人々は避難所に集い、必死で家族や友人の安否を確認しようとしている。3月11日に発生した東日本大震災は自然のすさまじい力の前に、人間は無力であることが思い知らされた。しかし、人間は完全に無力ではない。これだけの災害にあり、地上系のインフラが壊滅的な打撃を受けたが、人間の手で作り上げた宇宙システムは、震災の影響を受けることなく被災地にサービスを提供したのである。

通常、大規模災害において注目されるのは地球観測衛星による画像提供である。すでに日本にはALOSがあり、また、国際災害チャーターやセンチネルアジアなど、災害時に画像情報を国際的に融通する仕組みはできあがっている。広大な被災範囲をカバーし、交通インフラや通信インフラの被害状況を把握し、被災者の救助や災害復興を迅速に行うには、地球観測衛星による画像情報が圧倒的に重要な意味を持つ。震災直後の画像が緊急事態に重要な役割を担ったことは確かであり、2013年以降に予定されているALOS-2(レーダ)等のALOS次号機の一刻も早い開発と運用が望まれる。

しかし、今回の震災でより重要性が際立ったのが通信衛星インフラであった。地上の携帯電話基地局や固定電話ネットワークが壊滅的な打撃を受けた地域では、安否を知らせ、必要な支援を要請するために衛星電話が唯一のライフラインとして機能した。今回、主として使われたのは商業的なサービスですでに実績のある(株)NTTドコモのN-STAR^(注1)衛星によるWidestar^(注1)というサービスであった。

このように、今回の震災に限らず、地上系システムが失われた場合や、広域にわたる災害が起きた場合、宇宙システムは決定的な役割を果たす。しかし、そうした事態に備え、宇宙を利用するという体制が整っているわけではない。

(注1) N-STAR, Widestarは、(株)NTTドコモの登録商標である。

欧洲においては、GMES(Global Monitoring for Environment and Security)の枠組みを使って宇宙利用の実践的な計画と体制整備が進められている。

GMESでは、陸域、海洋、大気観測のほか、危機管理と安全保障分野での様々なケース(例えば危機管理部門の森林火災)を想定し、各国の専門家(消防や自治体、科学者など)が集まり、実際にシミュレーションを行う。GMESの予算を使って実際に画像を発注し、画像の収集、解析にどのくらいの時間がかかるか、また、その情報をどう伝達するのか、といった実践的な訓練を行っている。こうしたシミュレーションを通じて、既存の衛星では得られない画像や必要なセンサの特性を洗い出し、そこからセンチネルという衛星プログラムの仕様を決定している。

このように、宇宙を利用するということは、実際の利用を通じてハードウェアの進化を遂げ、より利用者のニーズに合わせた衛星群を整備することを意味する。そうすることで、いざ震災や広域災害が起こったときに、即座に衛星を利用して迅速な対応が可能となるのである。

この号の特集である“飛躍する宇宙利用”とは、まさに宇宙システムは利用されることに意味があることを明らかにするものである。こうした特集が組まれることで宇宙産業の中に“開発から利用へ”というパラダイムシフトが起き、利用を軸とした宇宙開発への流れが生まれてくることを期待している。“宇宙基本法”が目指した利用中心の宇宙開発と国民の安全保障の確保とは、今回の震災のような事態において、宇宙を利用し、1人でも多くの人を救い、多くの人に希望を与えることを意味しているのである。

汎用性の高いDS2000バスを開発し、様々な実用衛星技術を手に入れ、ST-2やトルコサットを受注した三菱電機の実力、宇宙実利用に向けた着実な取組みは国内の宇宙産業の中でもトップクラスにあるといえる。“飛躍する宇宙利用”を担い、宇宙開発の先頭に立ち、新たな宇宙開発の時代を切り開く三菱電機のこれからに大いに期待している。

巻頭論文

宇宙利用の技術動向と事業展開 —世界の衛星リーディングカンパニーを目指して—



関根功治*



小山 浩**



岡田賢二***

Technical Trends in Space Based Utilization Business—Aiming the Satellite Leading Company in the World—

Koji Sekine, Hiroshi Koyama, Kenji Okada

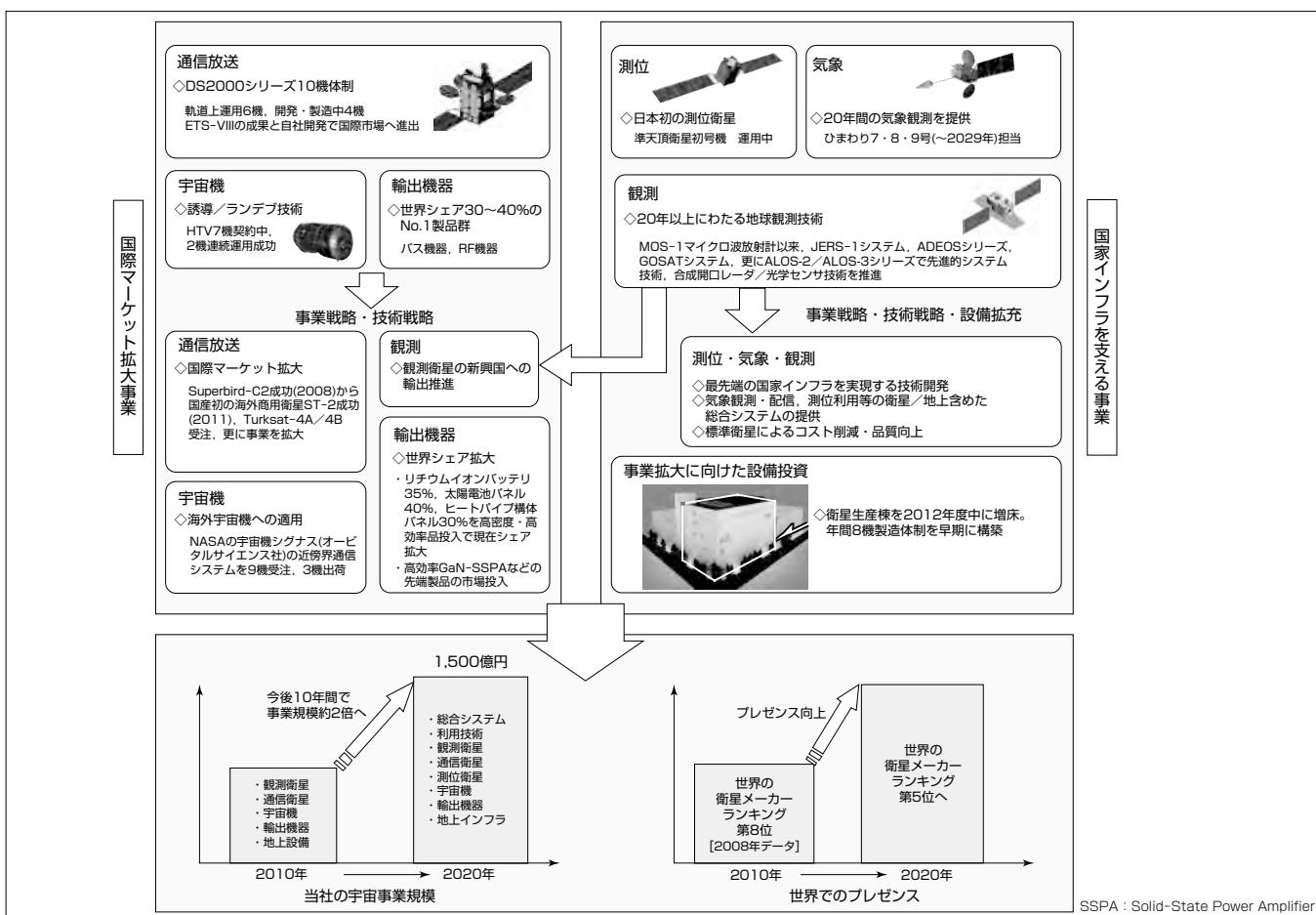
要 旨

三菱電機は1970年代の宇宙開発黎明(れいめい)期から現在まで450を超える国内外の宇宙プログラムに参画し、人工衛星や宇宙機を通して地球観測・通信放送・宇宙輸送・気象観測・測位・天文等の様々なミッションを提供してきた。一方、2008年5月の宇宙基本法制定以降“経済的かつ戦略的な宇宙利用”という新たな方向性が示され、企業としてもより実利用に重きをおいた宇宙インフラを国際競争力のある品質とコストで提供することが求められている。市場という観点で世界に目を転じると、従来型の技術開発衛星や堅調な商用衛星需要とともに、先進国で計画中又は整備中の通信・測位・観測の衛星コンステレーションや経済発展する多くの新興国の衛星需要が大きく伸びているこ

とがわかる。

当社の事業規模は世界の衛星メーカー-rankingで第8位(国内では衛星・ロケットを含め宇宙産業全体で第1位: 2008年)であるが、これら国内外の動向を的確にとらえ、衛星単体の開発・提供だけではなく衛星を利用した総合システム開発を推進し、今後10年で世界の衛星リーディングカンパニーの一員としての地位を築いていきたいと考えている。

本稿ではこれら宇宙事業推進の核となる通信・観測・測位の宇宙三大利用事業に対する当社の取組みや今後の技術開発の状況を国際市場動向とともに述べる。



三菱電機の宇宙システム利用に関する取り組み

当社はこれまで450以上の宇宙プログラムで人工衛星や搭載機器を提供してきた。利用対象は通信放送、気象観測、測位、地球観測、宇宙輸送機等多岐にわたり、国内官需のみでなく国内外の民需へも静止衛星システム、地上システム、搭載機器を供給してきた。今後10年の世界需要は特に各國の宇宙インフラ関連で高い伸びが予想され、衛星を核とした全体システムの構築を中心事業の一つとして進めていく。

1. まえがき

2008年の宇宙基本法制定及び2009年6月の宇宙基本計画制定以降、実利用を前提とする宇宙開発の実現に向け、様々な施策の検討が政府・民間で行われている。一方東日本大震災で地上インフラが喪失した被災地への衛星通信の提供⁽¹⁾や観測衛星による災害状況の迅速な把握⁽²⁾の有効性が再確認され、両側面での宇宙インフラ構築と利用技術の重要性・緊急度が高まっている。これらの動向は世界の衛星市場でも明確に確認できる。図1に示すとおり2010年からの10年間での衛星打ち上げ予測機数は1,222機(\$194B)であり、過去10年の770機と比較すると約60%増の高い伸びを示している。①安全保障の衛星及び③商用衛星はほぼ横這(よこば)いであるが、②一般の政府系調達衛星が大きく伸びている。これは宇宙先進国における観測・測位等のコンステレーション計画の増大とともに新興国における通信・観測の衛星調達が大きく伸びていることが背景にある。当社としても研究開発衛星や商用衛星及び搭載機器の製品競争力強化・QCD(Quality Cost Delivery)向上によって欧米に伍(ご)していくとともに、日本、アジアを含めた②の需要にこたえるために通信・観測・測位における衛星・利用サービスに関する競争力を向上させ官民連携した宇宙外交とインフラ実現に貢献する。

本稿の2章で、商用静止衛星や先端通信分野での取り組みを述べ、3章で今後の観測インフラとして期待されるALOS-2(陸域観測技術衛星2号)の開発状況とALOS-3(陸域観測技術衛星3号)の計画を述べる。また、日本独自の測位システムとして運用が開始された準天頂衛星初号機“みちびき”的概要と測位補強技術、今後複数機整備による実利用サービスが期待される測位システムへの当社取り組みについて述べる。

2. 世界需要における商用衛星利用拡大に向けた取組み

図2に今後の商用通信衛星の市場予測を示す。今後の世界の商用通信衛星需要は年間平均20機程度継続され、また、衛星規模は大型(14kW超)から中型(8~14kW)・小型

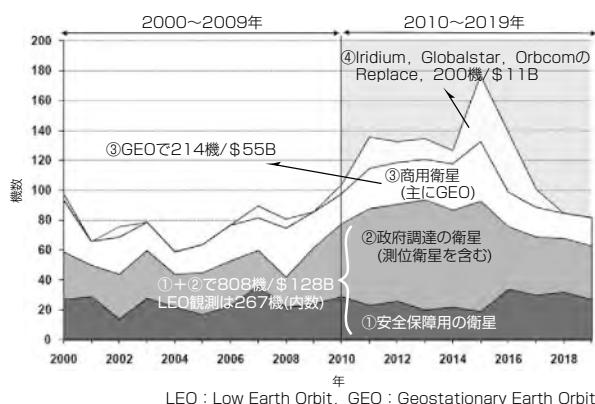


図1. 今後10年間の衛星界需要の推移⁽³⁾

(4~8 kW)までほぼ3等分され、それぞれの規模で競争力を確保することが衛星事業として重要である。当社は(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)のデータ中継衛星(DRTS)、技術試験衛星Ⅷ型(ETS-VIII)での開発成果をベースに、長寿命化・低コスト化・短納期化・軽量化・マルチミッション化・耐故障性強化・ミッション継続性強化等のバス技術と高精度軽量アンテナ・通信ペイロード技術に関する商用衛星向け社内開発を実施し標準静止衛星プラットフォーム“DS2000”を2003年に確立した。DS2000は12kW級に最適化した中型タイプと8kW級までに対応した小型タイプがありこれらによって図2に示した年間約20機の商用衛星市場の約2/3の14機の小型~中型市場に適用することが可能である。

このDS2000によって国際入札の対象である静止衛星市場への対応を図り、現在までにMTSAT-2(ひまわり7号:国交省)、Superbird-C2(スカパーJSAT株)、ST-2(SingTel社/中華電信社)の受注及び軌道上の運用、ひまわり8・9号(気象庁)、Turksat-4A/4B(Turksat社)の受注を果たしている。

表1に標準バスDS2000による宇宙利用サービスへの取り組みを示す。

一方、グローバルな衛星通信分野では新たな利用拡大に向け、通信システム高度化が進展している。従来型の固定ビームとスルー・リピータを利用した通信に加え、打ち上げ後のサービスエリアの変更、通信トラフィック変動等に対応し、ビーム形状、回線容量の変更可能なリコンフィギュラブル通信技術や、多数の地域への自在な通信と周波数再利用による広帯域化を可能とするマルチビーム技術(アナログ又はデジタルルビームフォーミングと併用)を駆使した次世代通信システムの需要が高まっている。図3に中継器やアンテナパターンがチャネルごとに固定的な従来通信サービスと、マルチビームやデジタル技術(チャネライザ

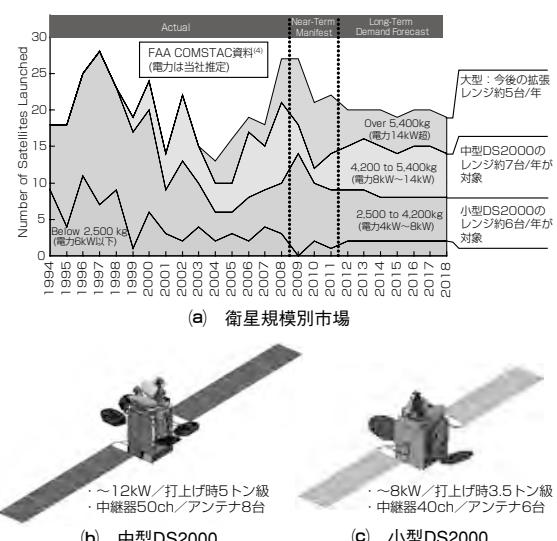


図2. 静止商用衛星の衛星規模別市場と対応するDS2000

やデジタルビームフォーミング)によってフレキシブルな通信システムを提供する次世代通信サービスの比較を示す。

また、表2に従来通信サービスと次世代通信サービスの特徴と必要な通信技術、及び当社のこれまでの取り組みを示す。従来のC/Kuバンド通信サービスとともに今後の市場で需要の高まるKaバンドサービスや移動体サービス(L/Sバンド)に付加価値の高い搭載ペイロード技術の開発によって事業拡大を図る。

表1. 標準バスDS2000による宇宙利用サービスへの取り組み

宇宙利用 事業形態 (使用回線)	FSS/BSS 固定通信放送 (C, X, Ku, Ka)	移動体通信 (L, S, Ku)	気象観測 (UHF, S, Ku, Ka)	測位準天頂 (L, C, Ku)	衛星間通信 (S, Ka)
対象顧客	国内外 商用・官需	国内外 商用・官需	国内 官需	国内 官需	国内 官需
事業推進に 関する要件 整理	<ul style="list-style-type: none"> 低コスト化 短納期化 軌道上実績と 性能向上 標準バスの 保有 品質管理 初期運用 管制設備保有 静止宇宙利用事業の要件 搭載機器 競争力 保険調達/調達支援 ロケット調達 社内試験 設備 				
提供する サービス・ ハードウェア の例	衛星・通信システム、 ロケット調達、衛星保 険、静止化運用、顧客 局管制システム	衛星、通信 システム、 気象センサ、 画像処理、 配信システム	衛星、通信 システム、 静止化運用、 顧客局管制 システム	衛星、通信 システム、 静止化運用、 顧客局管制 システム	
当社による 宇宙利用 サービス 適用例	 Superbird-C2, ST-2, Turksat-4A/4B	 ETS-VIII (注1) MTSAT-2 (ひまわり7号)	 MTSAT-2 (ひまわり7号) ひまわり8・9号	 準天頂衛 星初号機 みちびき, MTSAT-2 (ひまわり7号)	 DRTS (注1)

(注1) 図: JAXA提供

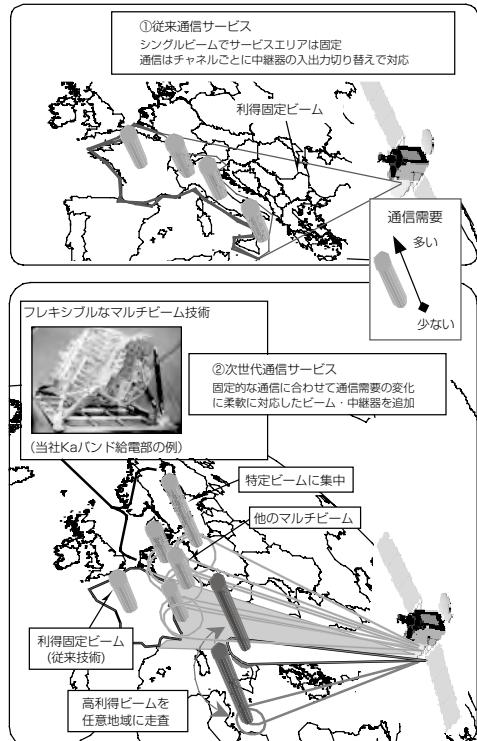


図3. 従来通信サービスと次世代通信サービスの比較

3. 地球観測による宇宙利用の取り組み

JAXAは陸域観測技術衛星ALOS(Advanced Land Observing Satellite)“だいち”の後継機となるレーダ衛星ALOS-2を開発中及び光学衛星ALOS-3を計画中であるが、当社は主契約会社として衛星・センサ及び全体システムの設計を担当している。ALOS-2はLバンド合成開口レーダ(PALSAR-2)を、ALOS-3は広域かつ高分解能の光学センサを搭載する衛星である。これらALOSシリーズの優れた特長として、ALOS-2は高分解能モードで3mの分解能と広い観測幅50kmを持ち、ALOS-3も直下視0.8mの高分解能と50kmの広い観測幅を持っている。海外の1mクラスの高分解能観測衛星の観測幅はレーダ・光学とも10~20km程度であり、ALOSシリーズは高分解能と広域観測の両立によって、災害監視・地図作成の観点から非常に際立った優位性を持っていることがわかる。

ALOS-2及びALOS-3の利用目的は、次の4点である。

- ①防災機関における広域かつ詳細な被災地の情報把握
- ②国土情報の継続的な蓄積・更新
- ③農作地の面積把握の効率化
- ④CO₂吸収源である森林の観測による地球温暖化対策

特に①については内閣府・文部科学省による“防災のための地球観測衛星等の利用に関する検討会”による検討結果を踏まえて、利用要求が設定された経緯がある。

これらの利用目的のためにALOS-2及びALOS-3に求められることは、次のとおりである。

- ①夜間・悪天候でも観測可能なレーダ(ALOS-2)と視認性の高い光学センサ(ALOS-3)を具备
- ②我が国の災害規模を考慮した広域観測 SAR(Synthetic Aperture Radar), 光学とも次のように

表2. 従来通信サービスと次世代通信サービスの特徴と必要技術、当社の取り組み

	サービスの特徴	必要な通信技術(当社の取り組み例)
従来通信 サービス	シングルビームでパター ンはエリアに固定 (S/C/X/Ku帯等)	<ul style="list-style-type: none"> ・高度鏡面修整技術 ・偏波共用／中継器広帯域 (Ku/Cバンド: Superbird-C2, ST-2など)
次世代通信 サービス (フレキシ ブルな通信 システム)	<ul style="list-style-type: none"> ・マルチビームによる 周波数有効利用。必要時 に特定ビームへ周波数・ 電力を集中 (L/S/Ka帯等) ・高利得のビーム走査で 任意の地域をサービス ・中継器を任意の帯域を 持つサブチャンネルに デジタル処理で分割し ルーティング 	<ul style="list-style-type: none"> ・マルチビームアンテナ及びマル チポートアンプ等アナログ技術 (Kaバンド: N-STAR a/b, MTSAT-2, Turksat-4A/4B) ・Digital BFN(Beam Forming Network)ペイロード技術 ・スキヤニングスポット技術に よるビーム走査 ・アクティブフェーズドアレイ アンテナ(APAA)技術 ("きずな"KaバンドAPAA) ・マルチキャリア信号を分波／ 合波して信号の周波数配置を 並び替えるチャネライザ技術 (社内開発)

な広い観測幅確保を目標としている。

PALSAR-2の観測幅：モードによって25~490km

光学センサの観測幅：パンクロマティック直下視50km
③②と同時に、できるだけ高い分解能

SAR、光学とも次のような高分解能実現を目指している。

PALSAR-2の分解能：モードによって約1~100m

光学センサの分解能：パンクロマティック直下視0.8m

④海外衛星等との組合せによる迅速な観測を考慮

⑤“だいち”運用からの継続性と更なる高品質プロダクトの提供

図4に、これらの要求に基づき設定されたALOS-2(レーダ)、ALOS-3(光学センサ)の観測全体システム構成を示す。また表3に主要諸元を示す。ALOS-2、ALOS-3とともにそれぞれPALSAR-2のビーム制御能力及び衛星本体のポインティング性能によって国内の任意の地点を1日以内、平均では12時間以内に観測することが可能である。

ALOS-3は直下視0.8mの高分解能パンクロマティックセンサを搭載しており、後方視センサ／マルチスペクトルセンサ等と組み合わせて高分解能の地図作成や災害観測に対応する仕様となっている。ALOS-2は現在、詳細設計審査を完了し、2013年度打ち上げに向けてフライターモデル製造の段階である。ALOS-3は予備設計中であり今後の早期プログラム移行が期待されている。

ALOSシリーズは高分解能のレーダと光学センサによって地球観測・災害監視・資源管理等の様々なミッションを果たすことになる。ALOS-2、3のデータはセンチネルアジア^(注2)、災害チャーター^(注3)等の枠組みを通じて、広くアジア^(注2) アジア太平洋域の自然災害の監視を目的とした国際協力プロジェクト

(注3) 宇宙機関を中心とする災害管理に係る国際協力枠組み

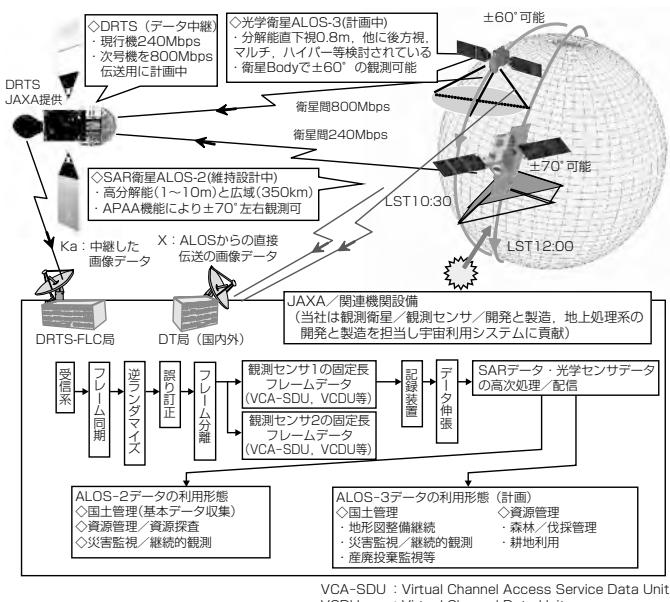


図4. ALOS-2, ALOS-3の全体システムの構成

ジア域を含む各国への貢献が期待されている。新興国並びに発展途上国では、災害情報に加え、地図の整備に必要な国土データ、農産物の作付け予想、森林監視等のニーズも大きい。

図5(a)に当社で実施したALOS-3のシミュレーション画像を示す。多くの地理情報や自動車の台数・形状まで把握

表3. ALOS-2, 3の主要諸元

	ALOS-2	ALOS-3(計画中:諸元は暫定)
衛星外観		
軌道	太陽同期 降交点LST1200, 高度約628km	太陽同期 降交点LST10:30, 高度約620km
設計寿命	5年(目標7年)	5年
打ち上げ	2013年度	2015年度(計画)
搭載センサ	合成開口レーダ(PALSAR-2) Lバンド 1257.5MHz帯(中心)	<ul style="list-style-type: none"> パンクロマティック直下視／後方視 マルチスペクトル ハイパススペクトル(検討中)
観測性能	<ul style="list-style-type: none"> スポットライトモード: 分解能 3m × 1m, 観測幅25km 高分解能モード: 分解能 3m / 6m / 10mスクエア, 観測幅50km / 50km / 70km 広域観測モード: 分解能100m / 60mスクエア, 観測幅350km / 490km 	分解能0.8m, 観測幅50km (パンクロマティック直下視)
特徴	高分解能(大出力, 2次元走査), 広域(マルチビーム), 高機能(偏波観測, インターフェロメトリ), ビームと姿勢により衛星の左右2,000km以上の観測可能。	±60°の衛星Bodyポインティングにより緊急観測性能を大幅に向上。TDI(Time Delayed Integration)によるセンサ感度向上。JPEG2000圧縮方式を採用。
全体システム	<ul style="list-style-type: none"> 定常時: 50分でレベル0画像生成 災害時: 国内の任意地点を最長でも1日以内(平均12時間以内)に観測が可能。 	同左

JPEG : Joint Photographic Experts Group, LST : Local Standard Time

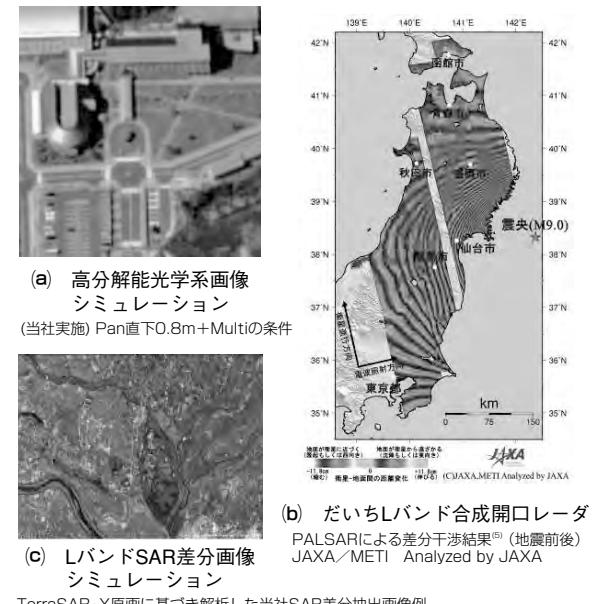


図5. 高分解能光学観測及びSARによる情報抽出

できることがわかる。また、図5(b)に“だいち”に搭載したLバンド合成開口レーダPALSAR(当社も開発参加)で観測した東日本大震災前後の地殻変動(差分干渉処理:インターフェロメトリ)を示す(JAXA EORC(地球観測研究センター)解析)。図中の干渉縞(じま)1サイクル(同一色間)は、衛星に対して約11.8cmの距離変化が大震災前後で生じていることを表す。Lバンド合成開口レーダは、他の周波数に比較して植生の影響を受けにくく、差分干渉処理による地表面の変化抽出に有利である。さらに災害時における短時間での被害算定を実現するために、より簡略な処理である差分抽出画像も有用であり、そのシミュレーション結果を図5(c)に示す。当社も実績のある各画像処理方法を適用し災害監視に貢献する方針である。

また、近年、商用通信衛星に加え、観測衛星に関しても海外における調達需要が増加しており、海外の宇宙機関や政府が調達元となる場合も多い。そのため、単なる衛星・地上設備供給ではなく、長期的な人材育成、技術移転、打ち上げ手段の提供、運用・利用システム構築、支援資金協力等を含むパッケージでの提供要請が顕著である。こうしたパッケージ提案に対し、産学官連携による衛星提供、データ利用提案を推進して行きたい。

4. 準天頂衛星初号機“みちびき”及び測位利用拡大

2010年9月に打ち上げられた準天頂衛星(QZS)初号機“みちびき”では当社は主契約会社として、JAXAの“みちびき”衛星本体の開発と打ち上げ運用を担当した(図6)。

図7に示すとおり、“みちびき”は傾斜角41°、近地点引数270°、離心率約0.075とする軌道を採用することで地上軌跡は日本経度を中心とした8の字を描き、日本における高仰角での可視時間を長くする設計としている。衛星は静止高度では日本で初めて恒星センサ基準の姿勢制御系を採用している。これによって衛星の高精度化だけでなく準天頂衛星コンステレーションに不可欠となる任意の昇交点赤経への衛星投入(全時間ロウンチウンドウの確保)や図7に示すヨーステアリングによる太陽方向へのパドル正対等の柔軟な運用を実現している。衛星は日本の天頂付近よりGPS(Global Positioning System)と同等の測位信号を送信

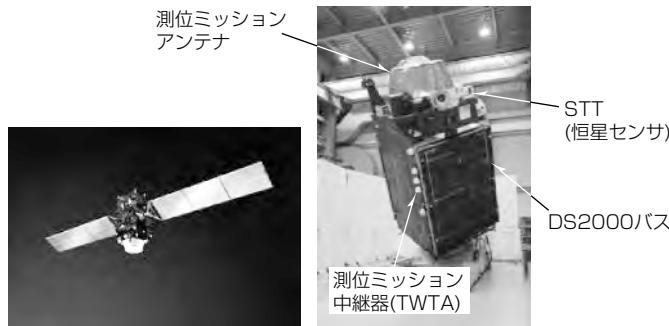


図6. 準天頂衛星初号機“みちびき”(写真・図提供: JAXA)

するため、日本国内の山間部や都心部の高層ビル街でも、他の低仰角GPSと組み合わせてGDOP(Geometric Dilution Of Precision)の優れた精密な測位が可能となる(測位補完)。また、“みちびき”からは測位精度を向上させるための2種の補強信号(L1-SAIF信号、LEX信号)を併せて送信しており、これによってこれまでの数十m程度の誤差であったGPS測位に対し、1m級、更にはcm級の測位精度実現を目指している(測位補強)。

現在“みちびき”的本体及び測位信号の評価を実施中である。図8は高層ビルが多く“アーバンキャニオン”と呼ばれる新宿で、“みちびき”からの補完信号を活用し、測位能力の改善状況を評価した結果を示す。

GPS衛星単独のコード測位の場合、28.5%の測位率であったものが、“みちびき”を併用することによって、70.0%と大幅に測位率が向上し、都心部での測位可能エリアの拡大効果を確認している。さらにGPS単独に比較して高い測位率を実現することによって、カーナビで使用される低コストのジャイロなどの慣性測位の使用時間を大幅に短縮可能であり、実質的に測位率100%を達成することが可能である。

準天頂衛星システムの将来利用に関しては、現在、宇宙開発戦略本部事務局の下に、準天頂衛星システムにかかるプロジェクトチームである“準天頂衛星開発利用検討ワーキンググループ”が設置され、測位システムの社会インフラとしての利用検討が開始されている。

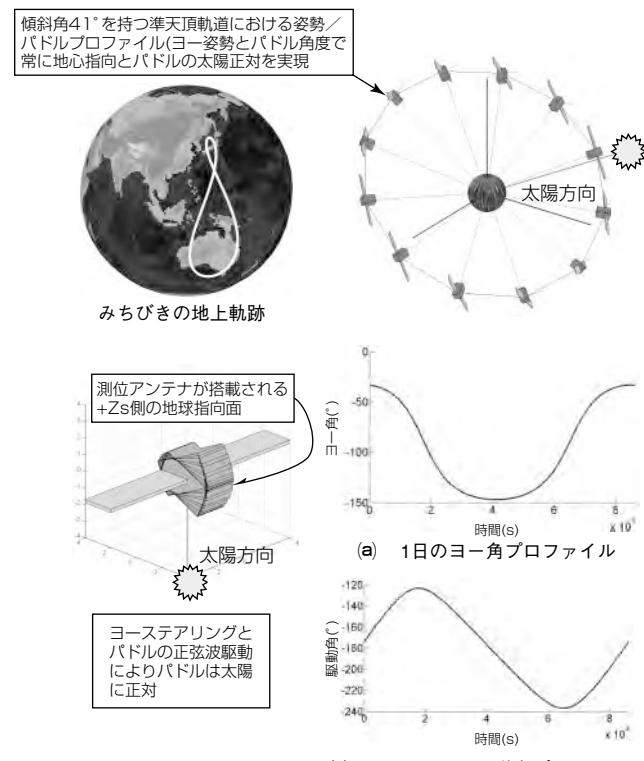


図7. “みちびき”的軌道とヨーステアリング運用
(初期軌道要素: $a=42,156\text{km}$, $i=41^\circ$, $e=0.075$, $\omega=270^\circ$)

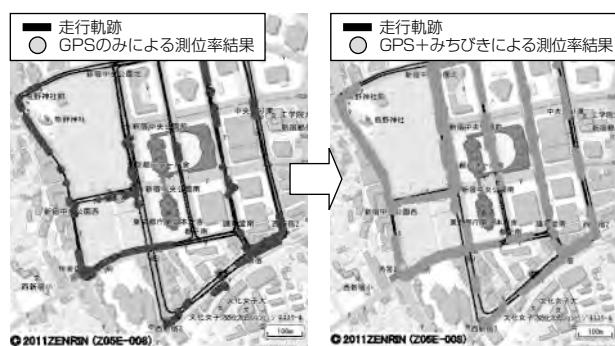
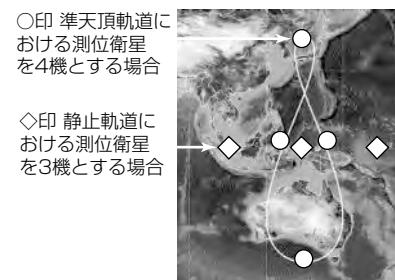


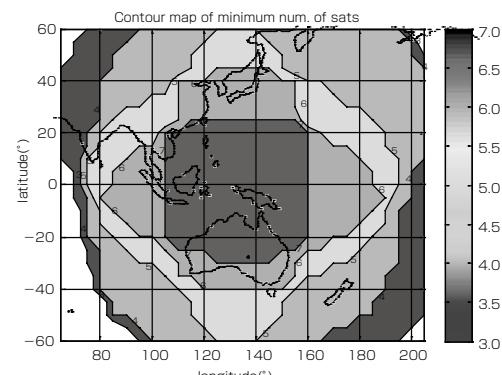
図8. 東京都心(新宿)における測位精度向上結果

この検討チームでは、欧州などの海外動向を踏まえつつ、従来型の測位サービスに加え、緊急時・災害時に使用するための双方向通信(ショートメッセージ)や、警察・消防向けの秘匿コードサービス等の新規機能を衛星・測位端末に追加する案を含め、社会インフラとして整備すべきサービス分野の調査、政策的評価が実施されている。この機能によって、遭難者や捜索者に必要な救難情報・位置情報を伝達することが可能となり、救難活動の確実性、効率性向上に大きく貢献すると考えている。

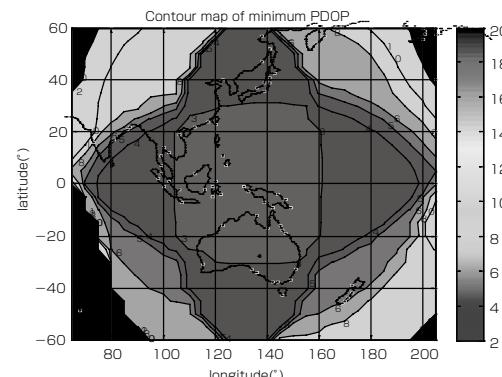
図9に準天頂軌道に4機、静止軌道に3機の測位衛星を整備した場合の衛星可視機数とPDOP(Position Dilution of Precision)の分布を示す。図のとおり日本では7機の測位衛星のうち常時5機が可視範囲にあり、またPDOPも常時5以下が実現可能である結果を得ている。GPSが24機で全地球的な測位システムを構築しているのと比較して、7機という少ない機数で日本と同様な経度である東アジア地域に独立した測位システムを提供することができる。準天頂衛星の信号は、多くのユーザーに利用されるように補完サービスではGPSと等価な信号とし、さらに独自の補強信号(LEX)によってcm級の信号を供給する。準天頂衛星の高精度測位による国内市場成長規模は約0.8~1兆円程度と試算されている。その他サービスを含めたサービス範囲拡大によってアジア・オセアニア測位マーケットにおける利用拡大が期待される。



(a) 測位衛星の配置例



(b) 衛星可視機数分布：日本～豪州にかけて常時5機以上 (仰角は東京で常時1機が80°以上、那覇・札幌で70°以上)



(c) PDOPの分布：日本～豪州にかけて常時5以下であり 高精度測位が自立的に可能

図9. 7機の測位衛星の場合の性能評価(他GPSは非使用)

5. 宇宙利用システムへの取り組み全体像

4章まで述べたとおり、当社は通信放送や気象観測、測位システム構築に関しては、標準バスDS2000や更なる軽量化・機器統合化・高精度化による衛星バスの競争力確保や先進的な通信系開発によって事業拡大を図っている。観測分野に関しては開発中のALOS-2や計画中のALOS-3等を核とし、高精度化・観測幅拡大・ポインティングによる観測頻度拡大を同時に満足させる高度なシステムの構築を図るとともに、派生事業として新興国の新たな需要にこたえていく。また搭載機器に関しても、国際マーケットの厳しいQCD要求を常に意識することで宇宙事業全体の国際競争力を維持発展させていく。

図10は、当社の宇宙利用システムの取り組みの全体像を示したものである。通信放送・地球観測・測位の宇宙利

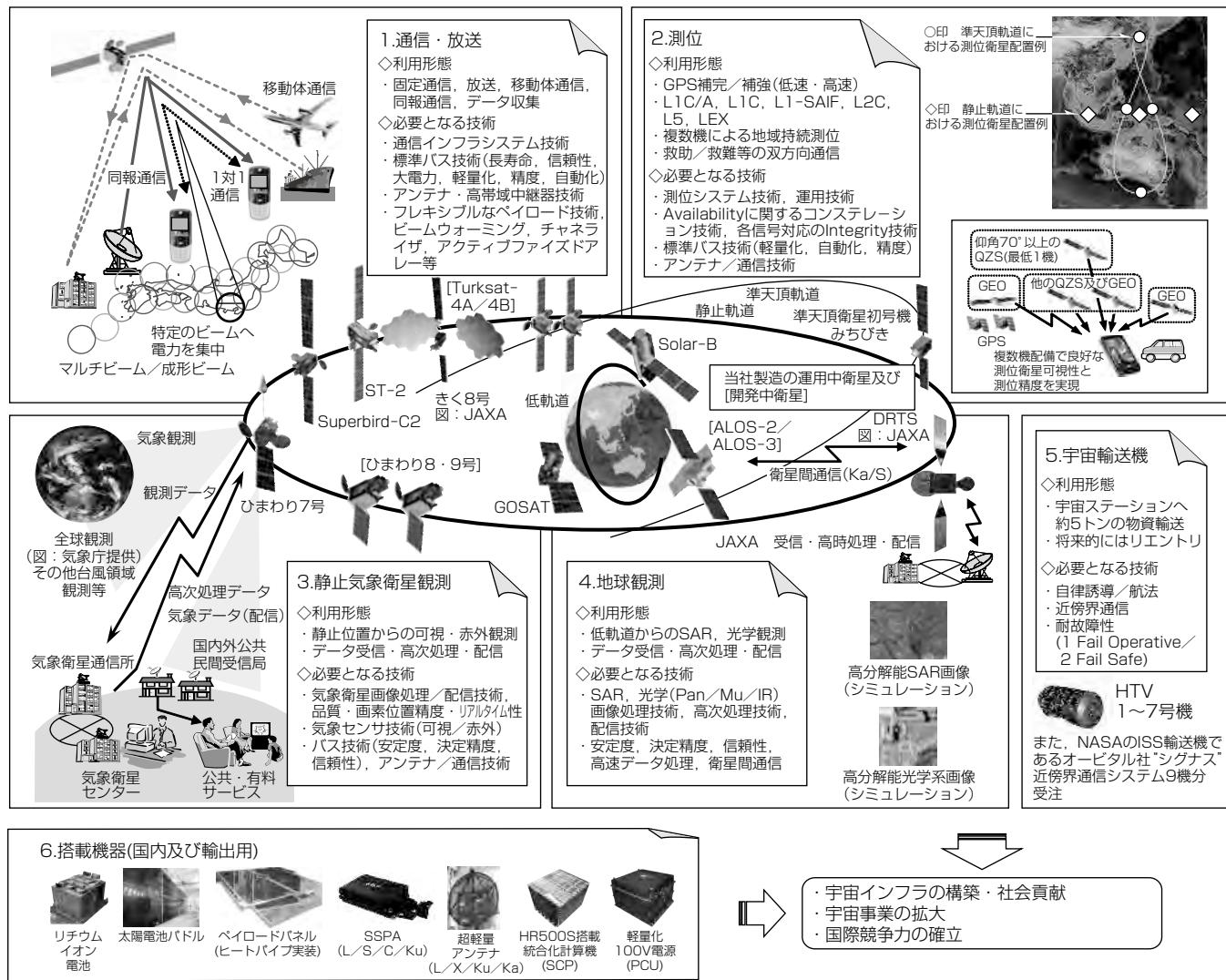


図10. 三菱電機の宇宙利用システムの取り組みの全体像

用に関して保有する基盤技術を活用し、更なる技術開発と事業戦略の両輪によって、国内外の宇宙利用インフラの構築や社会貢献、宇宙事業の拡大、国際競争力の確立を図っていく。

6. む す び

宇宙利用の3大分野である通信放送、地球観測(リモートセンシング)、測位における技術動向と当社の開発状況・事業展開について述べた。国内研究開発衛星や継続的需要が予測される商用衛星とともに、大きな伸びが期待される観測・測位等のコンステレーション計画、新興国で拡大が予想される通信・観測の衛星事業に参画し事業を拡大するとともに、非常時における通信・情報供給という宇宙インフラ特有のロバスト性も加味したシステムに積極的に取り組んでいく。

参考文献

- (1) JAXAの東日本大震災の災害対策支援の取り組み,
http://www.jaxa.jp/info_support_j.html
- (2) 宇宙航空研究開発機構、宇宙利用ミッション本部ホームページ、人工衛星プロジェクトだいち(ALOS)
<http://www.satnavi.jaxa.jp/project/los/index.html>
- (3) Satellite to be built & launched by 2019, World Market Survey, Euroconsult社
- (4) 2009 Commercial Space Transportation Forecasts, FAA Commercial Space Transportation(AST) and the Commercial Space Transportation Advisory Committee(COMSTAC)
- (5) 陸域観測技術衛星「だいち」(ALOS)による東日本大震災の緊急観測結果
http://www.eorc.jaxa.jp/ALOS/img_up/jdis_pal_tohokueq_110401-06.htm

商用衛星“DS2000”の開発と事業拡大 —DS2000衛星、2けた台に到達—

宮崎景太*
林 俊彦*
鈴木隆太*

Development and Expanding Activities for the Commercial Satellite "DS2000"—Recording Double Digits Orders of DS2000 Satellite Family—
Keita Miyazaki, Toshihiko Hayashi, Ryuta Suzuki

要 旨

三菱電機は、データ中継技術衛星(DRTS)及び技術試験衛星(ETS)Ⅷ型をベースに、衛星の開発・生産方式の標準化及び工期短縮などの諸施策を実施し、標準衛星バス“DS2000”を完成させた。さらに、大型衛星工場設備や運用管制設備等を整備し、DS2000衛星バスの商用衛星市場への投入を実現した。その結果、2005年に日本初^(注1)の民間衛星オペレータ向け国産商用衛星となるスーパーバード^(注2)C2号機(SB-C2)を受注し、2008年に軌道上納入を完遂した。2008年には日本初^(注3)の海外商用市場向け国産商用衛星となるST-2を受注し、2011年5月に打ち上げた。

DS2000衛星バスは、ひまわり7号(MTSAT(Multi-functional Transport SATellite)-2)や準天頂衛星(QZS)初号機など官需衛星にも採用され、現在、6機すべての衛星が順調に軌道上実績を積み重ねている。2011年4月現在、DS2000衛星バスを採用した衛星(以下“DS2000衛星”といふ。)の累積軌道上運用日数は250か月を超え、また、保険

金請求の対象となる軌道上不具合はない。商用衛星市場では、軌道上実績が国際競争力をを持つための不可欠条件であり、DS2000衛星はようやく国際市場で互角に戦えるベースを獲得できつつある。

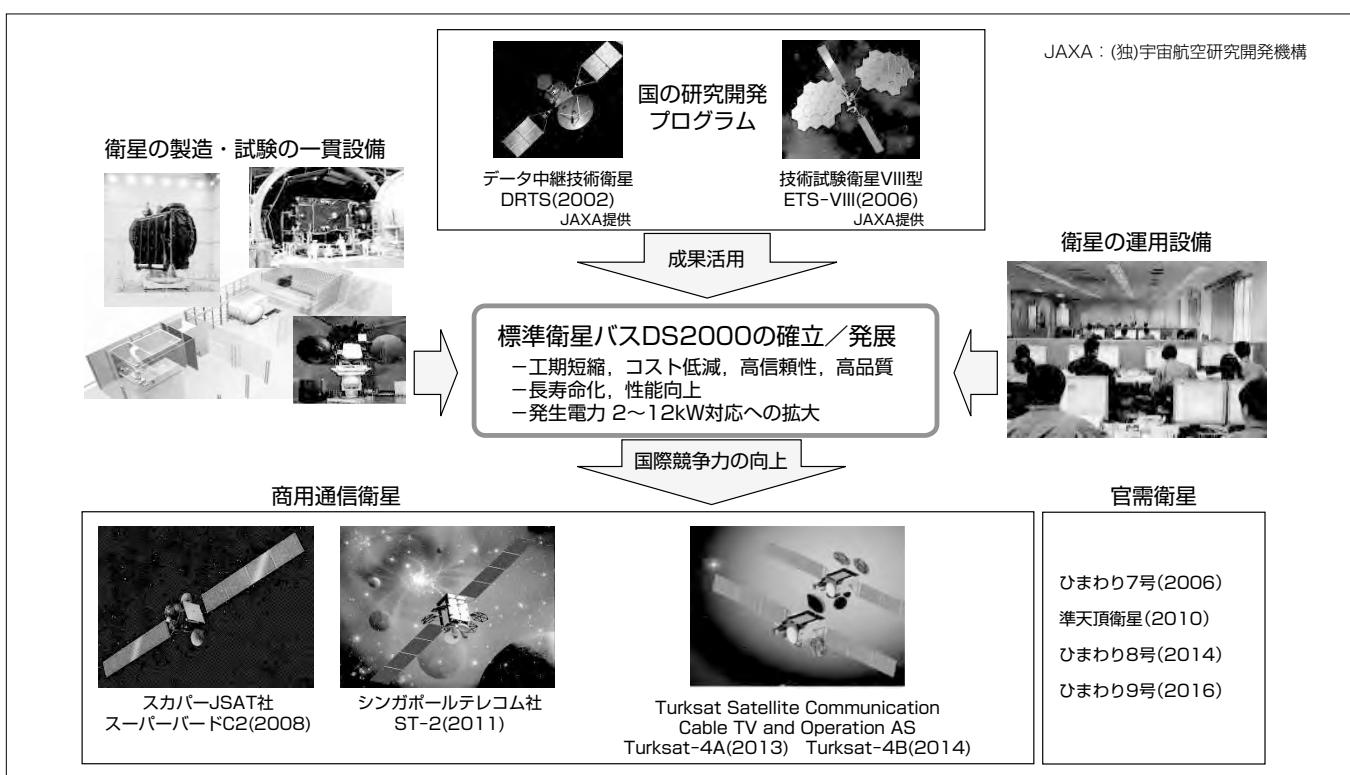
当社は、DS2000衛星を核として官民一体となった衛星輸出事業を推進している。その成果として、2011年3月にTurksat-4A/4B 2機を受注し、DS2000衛星が2けた台に達した。国際市場での更なるDS2000衛星競争力強化として、衛星バスの性能向上やシリーズ化に加え、衛星生産能力の倍増(年間4機から8機へ)を目指した衛星工場の増設など、事業拡大施策に取り組んでいる。

本稿では、DS2000衛星バス開発の取り組みについて述べるとともに、ST-2及びTurksat-4A/4Bの事例を述べる。

(注1) 2005年11月1日現在、当社調べ

(注2) スーパーバードは、スカパーJSAT株の登録商標である。

(注3) 2008年12月2日現在、当社調べ



商用衛星DS2000への取り組み

当社は、直径11.5mの大型熱真空試験チャンバー・搭載質量10トンの振動試験装置・音響試験装置・コンパクトアンテナテストレンジ等を一箇所に集約する衛星製造試験棟、初期運用から軌道上納入後のライフタイムサポートも可能とする衛星運用センター(SOC)を当社鎌倉製作所内に保有する。衛星生産能力の倍増を目指した衛星製造試験棟の増設(2013年3月末竣工(しゅんこう)予定)など、国際競争力強化のための諸施策に継続して取り組んでいる。

1. まえがき

商用衛星市場での衛星事業展開には、衛星の製造のみでなく、打ち上げサービスの調達、衛星保険の契約、衛星運用管制設備の提供、衛星初期運用の実施を含む、いわゆるフルターンキー契約への対応が必要条件となる。SB-C2では、衛星製造試験棟での一貫製造試験、アリアン5調達、衛星運用管制ソフトウェア“Birdstar”を核とする運用管制設備の客先設置、SOCでの初期運用を実施し、2008年10月に軌道上納入を実現した。Turksat-4A/4Bでは、衛星保険調達を含むフルターンキー契約に加え、トルコ人技術者に対し衛星製造教育プログラムを実施する計画であり、アジア・アフリカ・南米などに拡大する商用衛星市場が求めるニーズへの取り組みのモデルケースとなる。

2. DS2000衛星バス開発の取り組み

静止衛星のミッション用途が広がっている。特に通信放送分野では、現在主流のKu/X/C帯での衛星通信に加え、S/L帯大型アンテナによる移動体通信やKa帯マルチビームによる大容量・双方向通信などの用途が拡大している。観測分野では、気象観測、災害監視、安全保障等の様々な高性能観測ミッションが想定される。さらに、準天頂衛星のような衛星測位・航法管制ミッションへの用途も多様化する。このため衛星バスには、高精度な指向性能、小規模から大規模まで、又は複数ペイロードの搭載性、15年以上の長寿命など、ミッション要求への柔軟な対応が求められる。

DS2000衛星バスは、図1に示すように、バス／推進・ペイロード・パドル等独立したモジュール構造方式を採用し、また、衛星規模に応じたスケーラブルな拡張性を持つ設計のため、各種ペイロードに対しひリテージを活(い)かしながら柔軟に対応できる特長を持つ。

また、ミッション要求に対応し、高精度ミッション指向のためのスターセンサ姿勢決定系の採用、長寿命化・運用性向上のためのリチウムイオンバッテリーへの置換等、DS2000衛星バスを進化させ軌道上実績を積んできている。

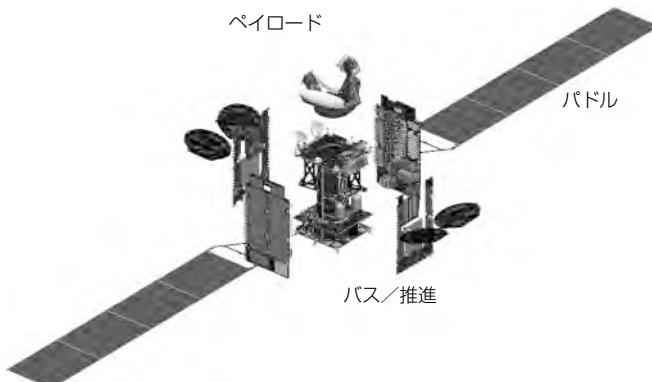


図1. DS2000衛星バスのモジュール構造方式

現状のDS2000衛星バスは、中規模ペイロードの単独搭載又は小規模ペイロードのマルチ搭載に最適な衛星バスサイズ(ペイロード含むドライ質量2トン／発生電力～12kW級)に設定しており、同規模の商用衛星で国際競争力を確保する。当社は、DS2000衛星の国際競争力強化として、より小規模又は大規模のペイロードに対応範囲を広げるため、図2に示すように、DS2000衛星バスのシリーズ化に取り組んでいる。

その一つが12kW級DS2000衛星バスを小型軽量化したタイプで4～8kW級のレンジに最適化しており、商用衛星市場への早期投入を目指している。この衛星バスは、JAXA指導の下、機能統合・ソフトウェア化等による機器小型化や衛星構体の軽量化等の開発成果を取り込んだ先端衛星バスである。

また、大規模ペイロードに対応するDS2000L衛星バスの開発検討を進めている。欧州では、TAS社SB4100及びASTRIUM社E3000を超える規模の大型バスとして、ESA(European Space Agency)を中心にAlphabusの研究開発が進められている。DS2000L衛星バスは、ペイロード搭載能力を大幅に拡大し、将来の移動体通信ミッションやマルチビームミッションなどの大規模ペイロードに対応する商用衛星で国際競争力を確保することを目指したものである。

3. ST-2

DS2000衛星として6機目となるST-2は、シンガポールのSingTel社と台湾の中華電信社が共同所有する商用通信衛星として2008年に受注した、我が国にとっても初の海外商用市場向け純粹国産衛星である。1988年の米国スーパー301条発動によって同分野が国内市場すら実質米国の市場となるハンデを負って以降20年を経て、国産のDS2000衛星が国際商用市場にデビューを飾る形となった。

ST-2衛星は、打ち上げ質量5トン(ドライ質量2トン)、発生電力11.8kW、本体高さ6m、軌道上での最大長32mの

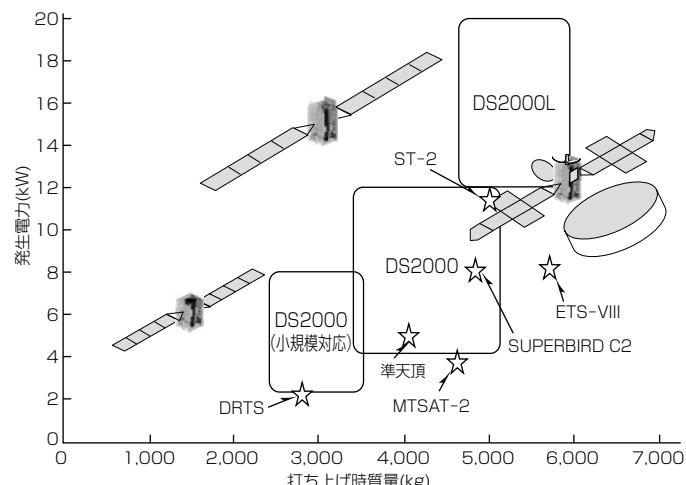


図2. DS2000衛星バスのシリーズ化

大型通信衛星で、15年以上の軌道上寿命を持つ。図3は太陽電池パドルとアンテナを衛星本体に収納した打ち上げ時の形態で射場への出荷を待つST-2衛星である。

この衛星はアジア広域に対する放送・通信サービス提供のため、送受信独立のCバンドアンテナ(送信 ϕ 1.8m、受信 ϕ 1.2m)を地球指向面に、また、各々送受信共用のKuバンドアンテナ(ϕ 1.9m)を東西面に各2つずつ計4つ(K1～K4)搭載している。Cバンドビームはアジアのほとんどの地域をカバーし、K1ビームは東南アジア、K2ビームはインド全域、K3ビームは中東全域、K4ビームは台湾をそれぞれカバーする。すべてのビームは各エリアの要求形状に合わせた変形ビームとなっており、加えて、極低サイドローブレベル実現によって同一衛星で異なるエリアに同一周波数でサービスする周波数再利用も実現している。

衛星本体内部には、90～150W級のトランスポンダー(中継器)を合計51個搭載しており、Cバンド及びKuバンド合計36チャネル(ch)のサービスに対して全ch冗長構成を実現している。

図4はCATR(Compact Antenna Test Range)での衛星



図3. 射場出荷待ちのST-2衛星

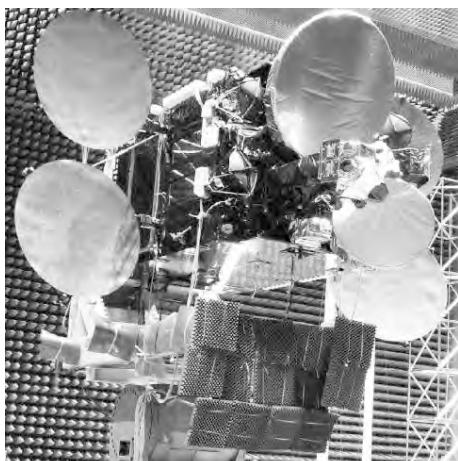


図4. CATR試験中のST-2衛星

システム電波試験中のST-2衛星で、すべてのアンテナが軌道上を模擬した位置に展開保持されている。サービスエリア形状に合わせたビーム形状実現のために鏡面修整を施したアンテナ反射鏡の凹凸の様子がよくわかる。

ST-2衛星は2008年12月のプログラムキックオフ以降、設計フェーズで生じた新規仕様要求にも対応して27か月の短期間で設計・製造・試験を終え出荷した(図5)。2011年5月に南米仮領ギアナから打ち上げられ、軌道上性能確認を1か月で完了した後、7月に先代衛星のST-1(欧州製衛星)からユーザーを引き継ぎ、更に新たなユーザーを加えてサービス提供を開始した。

4. Turksat-4A/4B

Turksat-4A及び4Bはトルコの国営衛星通信会社(Turksat Satellite Communication, Cable TV and Operation AS)が発注する通信衛星であり、今年3月当社が欧米のメーカーとの厳しい競争を勝ち抜いて受注した衛星である。ミッションはトルコ、ヨーロッパ、中東、中央アジア、アフリカ向けの通信、放送サービスである。

今回の受注の大きな特徴として、今までの海外商用衛星で例のないDPP(Direct Participation Program)の実施がある。DPPとはトルコの宇宙技術の発展に寄与することを目的とした、衛星設計、製造、試験に関する教育をトルコ人技術者に対して実施するプログラムのことである。このプログラムの実施ではJAXAはじめ、広範囲な協力を得て実施する予定である。

表1にTurksat-4A及び4Bの諸元を示す。打ち上げロケットにはILS社のプロトンを採用し、それぞれ2013年、2014年に打ち上げを予定している。

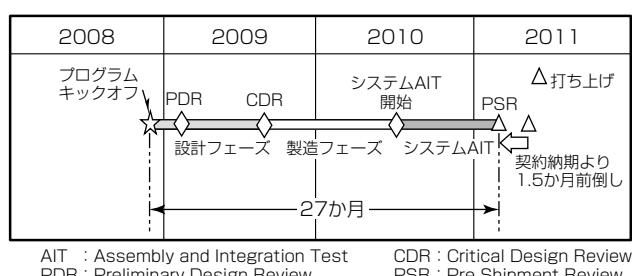


図5. ST-2衛星の製造実績スケジュール

表1. Turksat-4A/4Bの諸元

	Turksat-4A	Turksat-4B
衛星バス		DS2000
適合するロケット	Proton M/Breeze M, Ariane 5 ECA, Sea Launch, Atlas V 411LPF, H-2A	
質量(Proton M打ち上げ時)	約3,800kg	
軌道上寿命	15年以上	
中継器	C帯, Ku帯, Ka帯	
打ち上げ	2013年	2014年
静止軌道位置	東経42度	東経50度

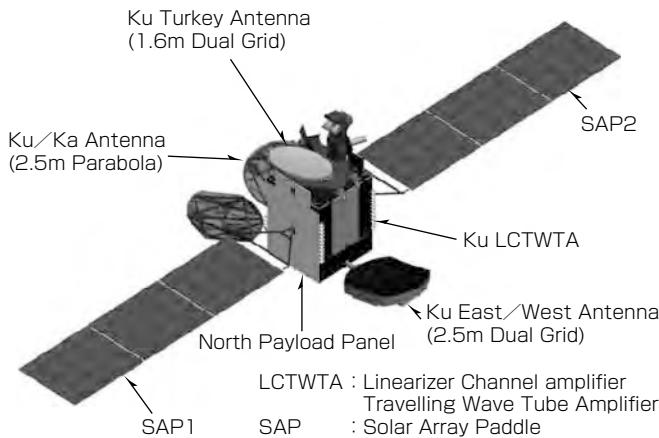


図6. Turksat-4Aの外観

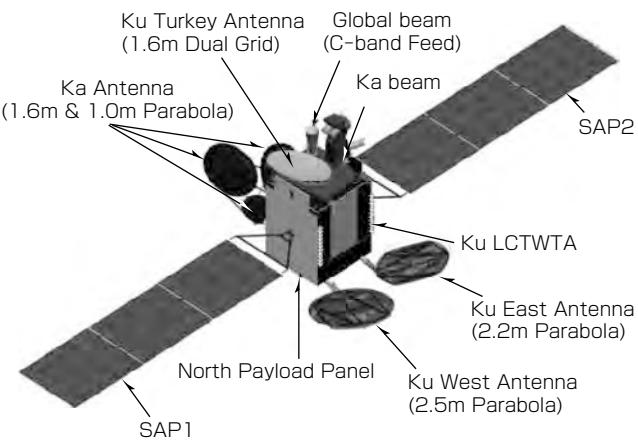


図7. Turksat-4Bの外観

質量は両衛星ともに約3,800kg、発生電力は約7.5kWとなっている。図6にTurksat-4Aの外観を示す。Turksat-4AはKuバンドアンテナ(送受信共用 ϕ 1.6m、東西ビーム共用アンテナ ϕ 2.5m)及びKu/Kaバンドアンテナ(送受信共用 ϕ 2.5m)をそれぞれ地球指向面及び東西面に搭載し、合計41chの90~150Wのトランスポンダを搭載する。

図7にTurksat-4Bの外観を示す。Turksat-4BはKuバンドアンテナ(送受信共用 ϕ 1.6m、送受信共用 ϕ 2.5m、送受信共用 ϕ 2.2m)、Kaバンドアンテナ(送受信共用 ϕ 1.6m及び ϕ 1.0m)及びCバンドアンテナをそれぞれ地球指向面及び東西面に搭載し、合計36chの90~140Wのトランスポンダによってトルコ、ヨーロッパ、中東、中央アジア及びアフリカへの通信・放送サービスを行う。

今後、今回の受注を足がかりに、QCD(Quality Cost Delivery:品質・価格・納期)を向上させつつ、ヨーロッパを含めたDS2000衛星の国際市場への投入を進めるとともに、発展途上国に向けた拡販策としてDPPに代表されるメニューを追加・発展させ、全体としての競争力強化を図っていく。

5. む す び

DS2000シリーズの全衛星がこれまで重大事故や失敗を起こすことなくミッションを継続していることに加えて、市場の要求する低コスト化と短納期化実現のため創意工夫を積み重ねた標準化の徹底によって、QCDのすべてで、国際商用市場での競争力を持つ衛星を提供可能な、いわばスタートラインに立った。今後もDS2000衛星は競争力維

持向上のため、標準化による不变的な安定性維持と顧客の高度な要求にこたえる合目的性を持たせた改良や変革の両方のバランスをとりながら進化を続けていくことになる。

海外では、静止衛星のミッション用途の多様化に対応し、静止衛星バスの大型化・小型化・高性能化の開発及びその軌道上実証に積極的である。特に欧州では、Alphabusと呼ばれる大型静止衛星バスと、SGEOと呼ばれる小型静止衛星バスとを官民協力の下で開発を進めている。商用市場における国際競争力の維持・拡大には、次世代に向けた衛星バス及び要素技術の開発・実証の継続が不可欠である。当社は、次世代技術開発につき、JAXA指導のもと、次世代静止衛星、静止観測衛星等の開発・実証を推進するとともに、商用化・実用化のための自主技術開発を継続していく。さらに衛星生産の能力拡大・効率向上を目指し、衛星製造試験棟の増築・拡張及び試験設備の拡充に着手する計画である。

参 考 文 献

- (1) 永島敬一郎, ほか:国際競争に比肩する衛星インテグレーション技術—グローバル衛星メーカーを目指して—, 三菱電機技報, 78, No.10, 683~688 (2004)
- (2) 水溜仁士, ほか:静止衛星用標準バス“DS2000” のシステム技術, 三菱電機技報, 79, No.8, 517~520 (2005)
- (3) 野村高嗣, ほか:商用衛星への取り組み—スーパーパーバード7号機—, 三菱電機技報, 83, No.3, 175~179 (2009)

ACA 7m電波望遠鏡の主鏡技術

高木淳治* 角野宏紀*
 川口昇* 惣福諭*
 永江一博* 高根澤隆**

Technology on Main Reflector of ACA 7m Radio Telescope

Junji Takaki, Noboru Kawaguchi, Kazuhiro Nagae, Hiroki Sumino, Satoru Sofuku, Takashi Takanezawa

要旨

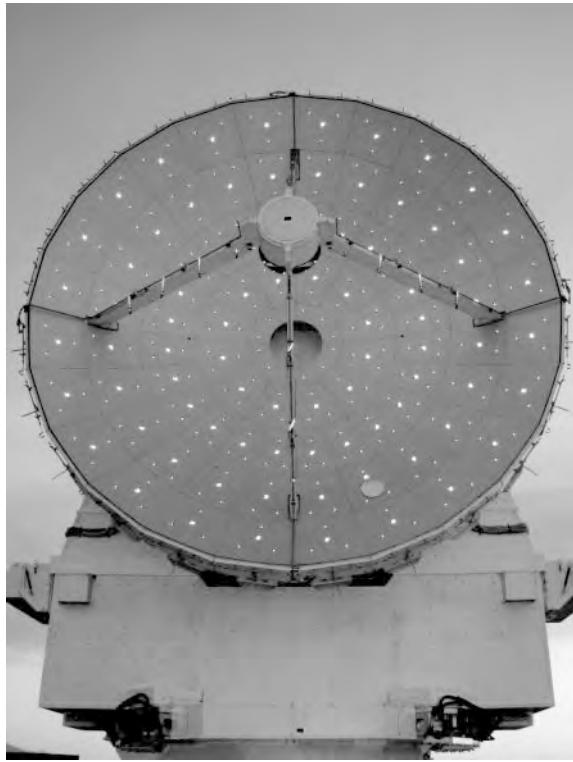
ALMA (Atacama Large Millimeter/submillimeter Array) 計画の観測周波数帯域は30GHzから950GHzであり、最も高い周波数950GHz(波長0.3mm)で観測に必要なアンテナゲインを得るために、主鏡部は25μmRMS (Root Mean Square) という高い総合鏡面精度が要求されている。設置場所はチリのアタカマ砂漠の標高5,000mの屋外であり、環境温度は-20~+20°Cである。加えて日射による熱変形、風荷重による風力変形、姿勢変化による重力変形等が発生する。

日本が建設するアンテナは直径12mが4台、7mが12台である(この合計16台を“ACA(Atacama Compact Array)”といふ)。直径12mのアンテナはこの鏡面精度を達成するために、従来のサブミリ波電波望遠鏡同様、主鏡部に低熱

膨張材のCFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) とインバーを使用して鏡面精度を達成した。しかし、直径7mアンテナではコスト要求達成の観点からあえて12mアンテナで実績のある低熱膨張材料を採用せず、サブミリ波電波史上初めて^(注1)、主鏡部の主要構造部に鉄を使用し、様々な設計上の創意工夫を凝らすことで、実測鏡面精度がベストで4 μmRMSオーダーという世界最高^(注1)の性能を達成した。

本稿では、鉄材料だけでいかに鏡面精度要求を満たしたかについて、熱変形抑制に焦点を当て、理想的な相似形の熱膨張、縮小を実現するための設計方針と最終的に採用されたアイデア、工夫点等について述べる。

(注1) 2011年7月26日現在



ACA 7mアンテナの現地据付け風景

標高2,900mのOSF (Operation Support Facility) で組み立て中のACA 7mアンテナである。OSFで試験調整を行い、国立天文台へ引渡し後、最終的な据付け場所である標高5,000mのAOS (Array Operation Site) に移設される。

左は昼間、強い日射が主鏡パネル全面に入射している。主鏡部側面と背面には吸排気口が見える。背後に見えるのは試験中の12mアンテナである。右は夕刻ごろに正面から撮影したものであり、鏡面調整用の反射ターゲットが反射して見えている。

*通信機製作所 **同製作所(博士(学術))

1. まえがき

電波望遠鏡の目的は天体からの電波を集め、観測装置に導くことである。その主要な要求項目であるアンテナゲインには、反射鏡面部(主鏡、副鏡)の鏡面精度が大きく影響する。

特に、屋外で使用する電波望遠鏡はドーム内の光学式望遠鏡と違い、日射、風等による熱変形が大きく影響し、サブミリ波用で主鏡部を線膨張係数の大きい鉄構造で成立させるのは、技術的に不可能と思われてきた。本稿では、その達成方法について述べる。

2. アンテナの構造

2.1 7mアンテナ全体の構造

図1に7mアンテナの外観を示す。架台方式はAZ(Azimuth)/EL(Elevation)方式であり、駆動範囲はELが2~90度、AZが-270~+270度、マウントの基本構造は12mアンテナと同じである。駆動制御方式はDirect-Drive方式を採用し、指向誤差0.6秒角RMS以下の高精度な動作を実現している。また、通常の観測に加えて、二つの天体を交互に高速に切り替えて観測したり、一つの天体を高速でスキャンする駆動モードも備えている。

2.2 主鏡部の構造

図2に7mアンテナの主鏡部構造の断面図を示す。主鏡部は受信機室とのインターフェース面を介して板バネ構造で連結支持されている。中心にはセンターハブがあり、バッ

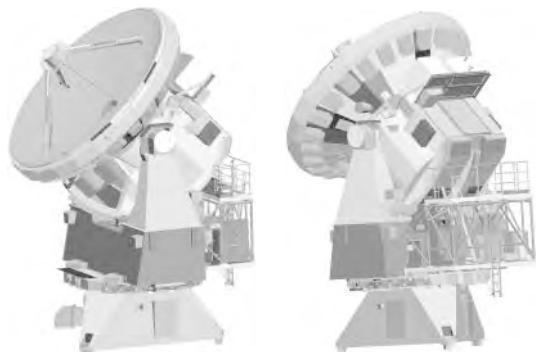


図1. 7mアンテナの外観

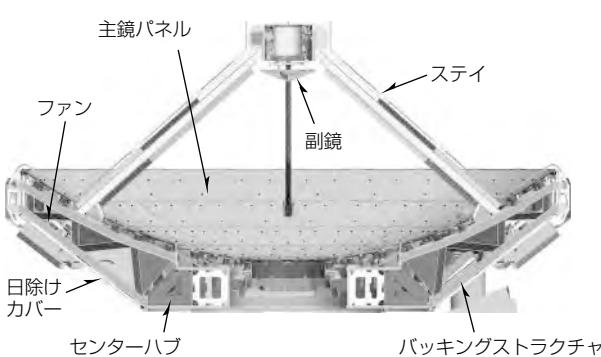


図2. 7mアンテナの主鏡部構造断面図

キングストラクチャー、ステイを支持している。各主鏡パネルはバッキングストラクチャーから固定された3本のパネル調整機構によって支持されている。また、副反射鏡は6自由度のパラレルジャッキによってステイ部から支持されている。これらの構造部材は鉄を用いており、その部材周囲は断熱材で完全に覆われている。さらに、主鏡部内を日射から遮断するために日除(よ)けがあり、外気を導入するためのファンも持っている。

3. 鏡面精度達成のための方法

3.1 設計方針

仕様では、鏡面精度は主鏡副鏡を組み合わせたものとして定義されている。主鏡面は放物面であり、相似形の放物面への変形は、新たな焦点位置に副鏡を調整することによって、鏡面精度へは影響を与えないことになる。このことを念頭に、主鏡部を次の方針で設計した。

- (1) 热变形：一様な鏡面の膨張、収縮は、相似形の放物面への変形となる。主鏡部構造全体の温度を、昼夜含めて外気温度に完全に追従させ、温度むらを抑える。追従させにくい部位は熱時定数を大きくし、変形感度を鈍くする。
- (2) 自重変形：7mサイズでありながら、12mアンテナの主鏡部と同等重量を配分できる利点を活用し、主鏡部の剛性を高く設計し、自重変形悪化を抑える。
- (3) 風変形：受風面積が12mアンテナに比べて小さく、風荷重が少ない。12mアンテナでは風変形に配分していた誤差を、7mアンテナでは受信機室と主鏡部の連結熱変形部に配分する。主鏡部の風の流れを図3に示す。

3.2 热変形を抑えるアイデア

シミュレーションによって、主鏡部全体の鉄材料の温度むらを最大1.5°Cに抑える必要があることが分かった。直径7mもある構造物を昼夜を問わず、この温度むらに抑えるために次のような工夫をしている。

- (1) バッキングストラクチャーの材料を断熱部分と放熱部分に切り分けて温度を制御した。図4に示すようにリブ部に熱伝導率の低い断熱材を数十ミリ以上吹き付け、構造物が周囲から受けける熱影響(輻射(ふくしゃ)、熱風、

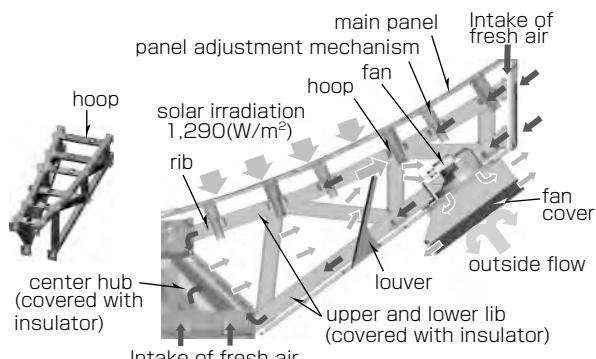


図3. 主鏡部の風の流れ

日除けすき間からの日射などを遮断。一方フープ部は、パネルからの熱がパネル調整機構を通じて入ってくるので、断熱せずに積極的に風が当たるように流路を設計して、放熱するようにしている。

- (2) 全体を同時に外気温度に追従させるために、すべてのバッキングストラクチャー材料の管の内部とセンターハブ内部に隙(くま)なく外気を高速流でかつ一様速度で吸引導入し、主鏡部背面に放出する。特にステイ内部では十数メートル以上の風速となる。また、屋外風速9m/秒の中でも、吸引風速に影響が少なくなる位置に、空気取入口と排気口を配置している。
- (3) アルミ主鏡パネルは直接日射を受け、表裏温度差による変形が発生しやすい。12mアンテナではパネル裏面に断熱材を張ることで温度差の発生を最小限にしていたが、7mアンテナではパネルをブロック化することで熱伝導性を良くすることで対応している。また、アンテナ姿勢変化などによる急速な日射の変化があっても温度変化が最小になるよう、ブロック化によって熱容量を稼ぐとともに、主鏡部内に吸引した高速流の外気をパネルの背面全体に吹き付けている。これらの工夫によって主鏡パネルの表裏温度差、温度変化に起因する変形が軽減されたため、主鏡パネルを支持するパネル調整機構を12mアンテナで5本であったものを3本に最少化することが可能となった(図5)。なお、調整機構には面内の熱変形を放射状に逃がすと同時にモーメント反力が作用しないよう球面軸受けが採用されている。
- (4) 主鏡骨組みの前面と背面にも温度差が発生すると変形を起こす。この温度差の原因である、パネル調整機構か

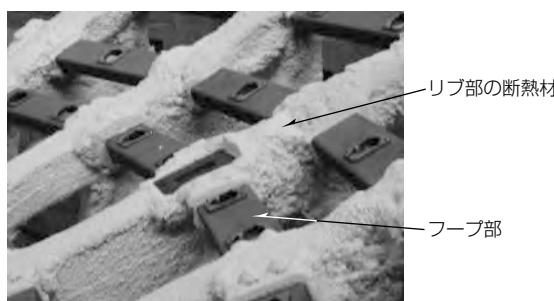


図4. 骨組み構造の断熱材施工状況

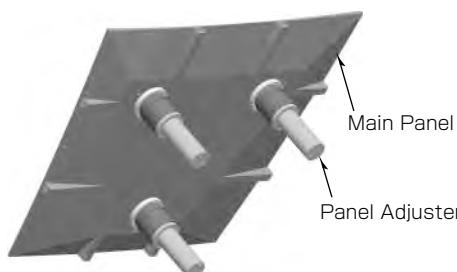


図5. 7mパネルとパネル調整機構

らの熱流入を抑えるため、パネル調整機構を支持しているフープ材(断熱していない横つなぎ材)を積極的に放熱面に利用することで、メインの鉄骨材に熱が流入する前に内部空气中に放熱させている。

- (5) 受信機室の熱変形が主鏡部に伝わることを最小にするために、スプリングプレートと称する板バネで連結している(図6)。このバネで受信機室の半径方向変形を主鏡部に伝えないようにしている。また、スプリングプレートの配置を中心位置に寄せ、受信機室インターフェース面の面外変形が、主鏡部に伝わりにくく構造としている。

3.3 自重変形と風変形を抑えるアイデア

- (1) 鉄骨材は12mアンテナで採用したCFRP材に比べて剛性は落ちるが、放射状のメインリブを増やし、ステイ支持部のメインリブを補強することで主鏡部を固く作り、自重変形悪化を最小に抑えている。
- (2) ステイ構造をダブルからシングルの角管構造とすることで受風面積を減らし、風変形による副鏡の主鏡に対する相対変位を最小化している。また、それによる軽量化によってステイ重量が主鏡部に与える変形を小さく抑えている。

4. 設計結果と実験及び実測結果

4.1 部分モデルによる検証試験

設計コンセプト及び解析の妥当性を検証するために、主鏡部の円周方向部分モデルを実物大で製作し、試験を行った(図7)。

検証項目は、ファンでの強制対流によって所要の流速が

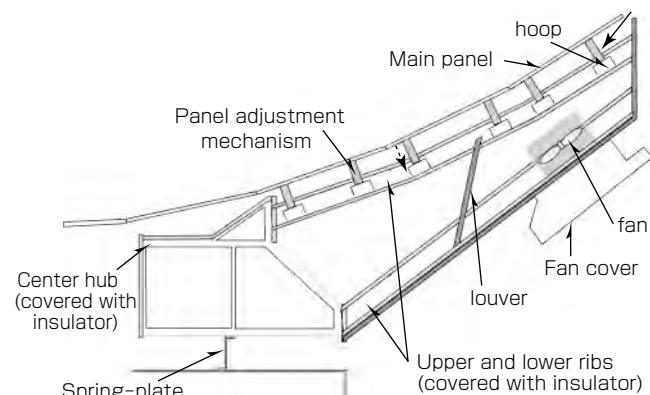


図6. スプリングプレートの配置図

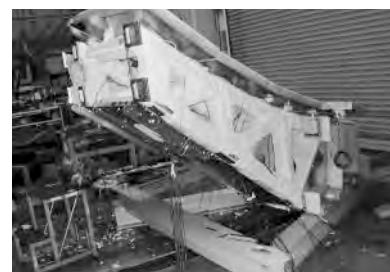


図7. 部分モデル検証試験

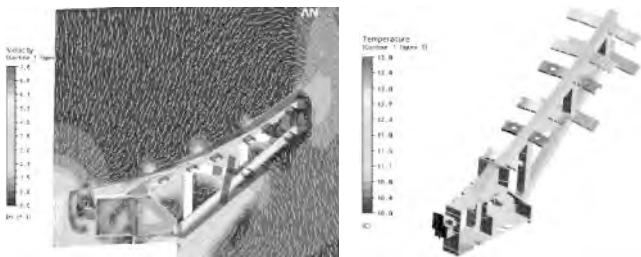


図8. CFDによる流速分布予測(左), 温度分布予測(右)

表1. 温度試験結果

検証項目	要求条件 検証試験(@ 0 m)	試験 結果
リブ上下の平均温度差	2.5°C 以内	0.1°C
センターハブ上下面の平均温度差	2.5°C 以内	0.3°C
パッキングストラクチャ全体の平均温度上昇	2.5°C 以内	0.7°C

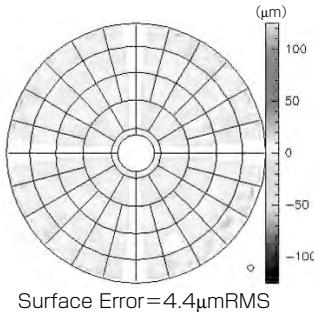


図9. 電波ホログラフィ測定による主鏡鏡面精度(国立天文台提供)

出るか、また、ヒーターでの強制加熱による熱量を適切に排熱して構造温度を目標値に抑えられているかである。図8にCFD(Computational Fluid Dynamics)による流速分布及び温度分布の予測を示す。

4.2 実機による検証試験

最終的な形状での性能を検証するために、実機で風量及び温度分布を検証した。風速及び温度分布とも目標値以下であることを確認できた(表1)。

4.3 客先による実測結果

最後に、国立天文台による性能検証結果を示す。図9は、調整実施後の主鏡面の電波ホログラフィ結果である。鏡面の理想放物面からの凹凸を表しており、全体で4.4μmRMSという高い鏡面精度を示している。これは、同サイズレベルの電波望遠鏡としては、世界最高の値との報告を受けている。図10は、ある時刻の鏡面を基準とした、鏡面変形の日変化を示したものであり、最内周と外周部で外気温及び日射による熱変形が見られる。この変形パターンは解析シミュレーションによって予測したものと良く一致している。図11は、鏡面精度の日変化を示したものである。下段が横軸に外気温を取ったグラフであり、仕様条件の外気温幅 $\Delta T = 40^{\circ}\text{C}$ (-20~+20°C)に外挿しても、鏡面精度の要求仕様値25μmRMSを十分に満足していることが証明されている。

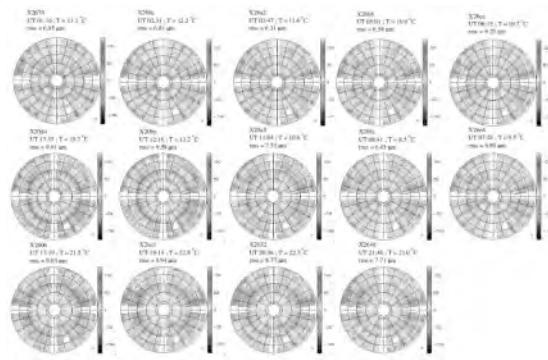


図10. 鏡面変形の日変化(国立天文台提供)

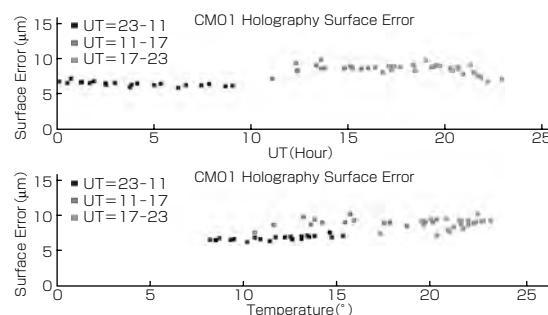


図11. 鏡面精度の日変化(国立天文台提供)

5. む す び

ACA 7 mアンテナでは量産機におけるコスト削減を実現するため、主鏡部にCFRPやインバー材の高価な素材を使用せず安価な鉄を選定し、そのデメリットを補うべく主鏡構造部の強制対流による均温化などの様々なアイデアと工夫を凝らし、シミュレーションやモデル試験による実証を積み上げて製品化を行った。その後、国立天文台による現地環境下での電波ホログラフィ試験が実施され、ACA 7 mアンテナは史上初の鉄製サブミリ主鏡であるのみならず、サブミリ波望遠鏡として世界最高性能の鏡面精度を持つことが実証された。紙面の都合上紹介できなかったが、その他にも日除けカバーの変形影響の遮断方法、副鏡への太陽光反射率の低減方法、受信機室の熱変形低減方法等多数の新規技術が投入されており、これらの技術の統合として鏡面精度が達成されたのである。

現在、ACAプロジェクトは、7 mアンテナ量産の最終段階に入っており、12mアンテナ3台が運用サイトである標高5,000mに、その他の10台が2,900m地点で5,000mへの移設を待っている。2012年度からの本格運用は目前である。

参 考 文 献

- (1) 川口 昇, ほか: 望遠鏡で培った技術, 三菱電機技報, 83, No. 3, 183~186 (2009)
- (2) 高木淳治, ほか: ALMA高精度アンテナの主鏡技術, 日本赤外線学会誌, 19, No. 1& 2, 21~24 (2010)

次世代衛星通信技術 —商用衛星から先進通信技術まで—

佐藤正人*
舟田雅彦*
江島二葉*

Next Generation Technologies for Satellite Communications—From a Commercial Satellite to Advanced Communication Technologies—
Masahito Sato, Masahiko Funada, Futaba Ejima

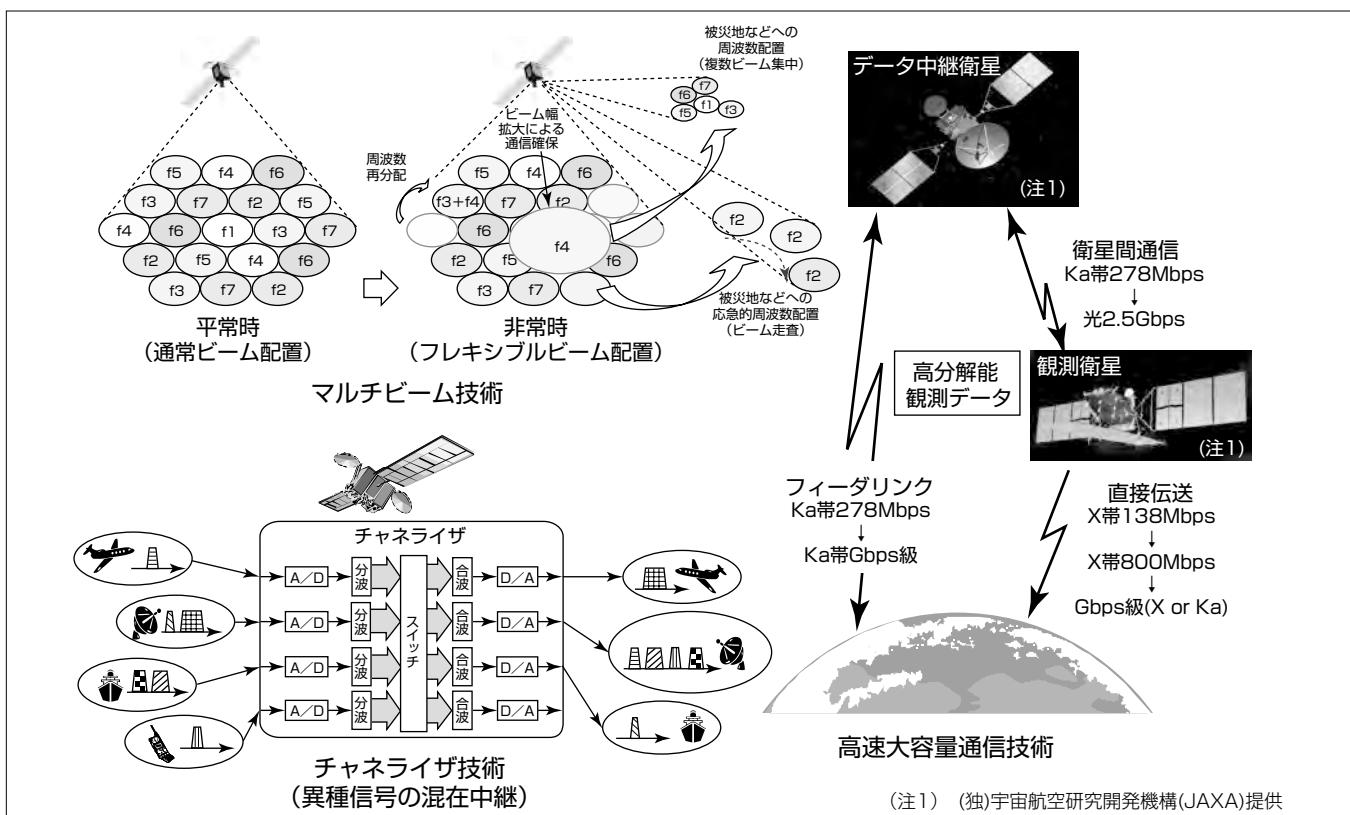
要　旨

世界初の人工衛星として知られるスプートニク1号(1957年打ち上げ)は、小さな構体(直径58cmの球体)ながら送信機(出力1W)と4本のアンテナを搭載していた。この打ち上げ成功はスプートニク・ショックと言われ、宇宙開発競争のきっかけとなった。そのわずか5年後の1962年にNASA(National Aeronautics and Space Administration)がC帯中継器を搭載した通信放送衛星テルスター1号を打ち上げた。これが衛星通信の原型であり、今日では中継器数/帯域/送信電力が格段に増強されている。衛星通信は広域での情報伝達・配信/双方向通信/移動体通信等、広域をカバーする衛星でしかできない利用分野で継続的に発展しており、今回の東日本大震災でもその重要性がより明確になった。地球観測衛星で撮像した画像伝送もその一つである。地上系の通信インフラは広域災害が発生した場合は壊滅的なダメージを受けるため、衛星ならではの高い残

存性を持つ通信衛星インフラに利用利便性を高める高度な衛星通信技術の適用が望まれる。

近年、海外の通信衛星では、複数サービスエリアへの対応や高速・大容量化の要求が多く、通信需要の変化にフレキシブルに対応可能な、マルチビームによる周波数有効利用、ビーム形状/方向の再構築、周波数帯域可変/ルーティング等の高機能化技術が求められている。また、地球観測衛星に搭載される観測センサの大幅な性能向上・高分解能化が進む中で、高精度の観測データの供給や即時性のニーズに対応するために、より高速/高機能な伝送系の確立も急務となっている。

本稿では、将来の通信衛星インフラのキー技術である、周波数有効利用技術と高速大容量通信技術について、三菱電機での開発状況について述べる。



次世代衛星通信技術

将来の通信衛星インフラのキー技術である、マルチビーム技術とチャネライザ技術に代表される周波数有効利用技術と、高分解能観測データなどを高速に伝送する高速大容量通信技術の概念図を示す。これらの技術は衛星の利用利便性を高める技術であり、運用要求へのフレキシブルな対応を可能とする将来の衛星通信に不可欠な先進技術である。

1. まえがき

当社は国産初の商用衛星や各種通信衛星の開発を通じて、通信ペイロードの設計・製造技術を確立しており⁽¹⁾、シンガポールと台湾の通信会社が共同所有する通信衛星ST-2に引き続き、トルコの国営衛星通信会社から通信衛星2機(Turksat-4A/4B)を受注した。当社は、これらの技術をベースに、将来の通信衛星インフラの要求に対応するためのキー技術の開発に取り組んでいる。

本稿では、将来の高機能衛星通信に欠かせない周波数の有効利用を可能とするマルチビーム技術とチャネライザ技術の概要と特長について述べる。次に、今後ますます高精度化が進む観測データの伝送に欠かせない高速大容量通信を可能とする高速変復調技術と光衛星間通信技術について、開発実績と特長を述べる。

2. 周波数有効利用技術

割り当てられた貴重な周波数資源を最大限に活用する周波数有効利用技術の課題には、①単位面積あたりで収容可能な加入者数と各ユーザーに提供可能な伝送容量の向上、②ユーザーの移動に伴う局所的ユーザー集中への効率的対処の2つがある⁽²⁾。これらの課題に対する対策として、扉ページのマルチビーム技術の説明図に示すような周波数の繰り返しによって周波数の利用効率を高めるとともに、平常時と非常時(災害発生時など)の通信トラフィックの変動にフレキシブルに適応する技術(アンテナ利得可変/ビームスキャン/広帯域データ伝送/周波数配置可変/送信電力可変/適応変調等)が必要である。ここでは、周波数有効利用技術(送信電力可変/適応変調以外)として、マルチビーム技術とチャネライザ技術についての当社での開発状況を述べる。

2.1 マルチビーム技術

マルチビーム技術の中でもダイナミックに機能を可変できるビーム形成回路方式(Beam Forming Network: BFN)は大別して、①APAA(Active Phased Array Antenna)に代表されるMBFN(Microwave BFN)、②デジタル領域で振幅・位相を制御するDBFN(Digital BFN)、③マイクロ波を光波に変換して光領域で振幅・位相を制御するOBFN(Opically controlled BFN)の3つに集約され、いずれもJAXA及び情報通信研究機構(NICT)と共同で開発を実施している。

MBFNについては小型高密度RF(Radio Frequency)モジュール/ビーム形成回路高密度実装技術/ビーム制御回路技術を確立し、2ビームの送信・受信APAA⁽³⁾としてその機能・性能を軌道上で実証した(図1)。ビーム数の増加とともにRF給電回路規模の増加が避けられないため、搭載ビーム数が制限されるが、広帯域特性が得られる。

DBFNについてはSTICS(Satellite/Terrestrial Integrated mobile Communication System)⁽⁴⁾への適用に向け開発中である(図5)。DBFNは、広帯域化の点で衛星搭載用デバイスの性能に依存する信号処理速度の制約(特に入手可能な衛星搭載用A/DはCOTS(Commercial Off The Shelf)部品に比べサンプリングレートが一桁以上小さい)を受けるが、MBFNに比べビーム数の増加に対して回路規模の点で有利である。

OBFNでは光波長の多重化伝送を利用した送信用OBFNを開発し(図2)、NICT実施の総合試験で高速変復調器を介して1,244Mbpsのデータ伝送を確認した⁽⁵⁾。光波の高周波数性(周波数はマイクロ波の1,000倍以上)から広帯域化/小型化が期待でき、広帯域/多ビーム化でMBFNとDBFNを凌駕(りょうが)するポテンシャルを秘めているが、光デバイスの宇宙環境での信頼性及びコスト等で課題が残る。

衛星搭載及び開発中のBFNの現状を図3に示す。

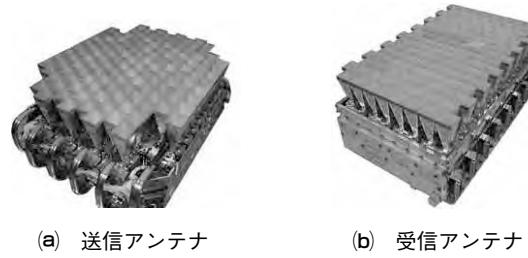
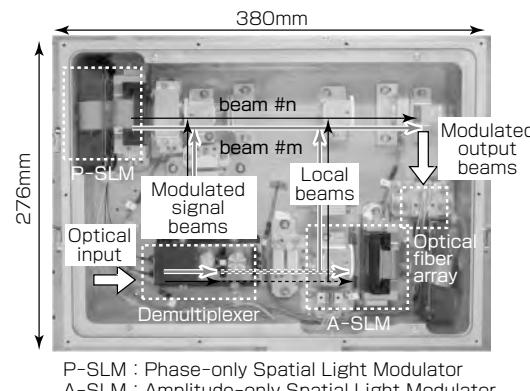


図1. 超高速インターネット衛星“きずな”的APAA



P-SLM : Phase-only Spatial Light Modulator
A-SLM : Amplitude-only Spatial Light Modulator

図2. OBFN開発事例(試作装置)

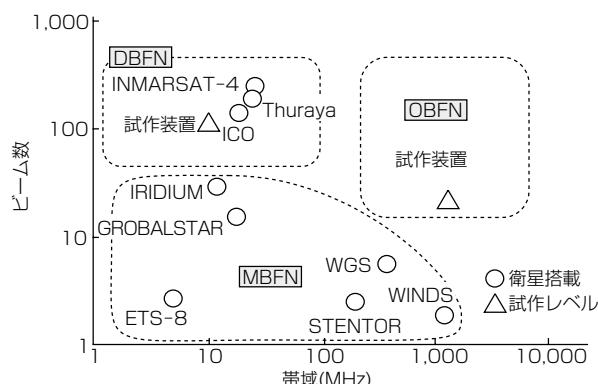


図3. BFN方式の適用の現状

2.2 チャネライザ技術

周波数有効利用の実現に欠かせない技術として、マルチキャリア信号をデジタル処理で分波／合波して信号の周波数配置を並び替えるチャネライザ技術が挙げられる。図4にチャネライザ機能の概念を示す。チャネライザは、中継する各アップリンク信号を周波数分波処理によって複数チャネルに分解後、スイッチによって再配列し、周波数合波処理によって再構成することで、異種信号の混在中継を可能とする。また、従来の通信衛星(アナログ処理)では、周波数帯域に空き領域ができるため、中継器リソースを無駄に消費すると共にビームあるいは異種信号の数に応じて中継器が必要となる。これに対してチャネライザは、中継信号の周波数を再配置して一部の周波数帯域に集約するため、空きのない信号配置を実現でき、衛星に搭載可能な中継器リソースを有効に活用することも可能となる。

今回、30MHzの帯域信号を最大48チャネルで分波／合波するチャネライザ装置を開発した。図5にNICTで研究開発しているSTICSのために試作した装置を示す。この装置は6枚の基板で構成され、左の2スロットの基板からアナログIF(Intermediate Frequency)信号を取り込み、デジタル信号処理でチャネライザ機能を実現している。他のスロットに挿入された基板は、DBF処理と直交変調処理を行い、アナログIF信号を出力する機能を持つ。

従来のチャネライザ技術⁽⁶⁾は固定帯域信号のみの分波／合波であったが、帯域信号を段階的に複数分割していく過程で各段階の信号を選択抽出する技術を適用することで、異なる信号帯域幅の分波／合波を実現した。また、衛星搭載用デバイスの回路規模はCOTS部品と比べて制限があるため、回路の共通利用など、回路設計の最適化によって回路規模の最小化(当初設計の約1/3以下)を達成した。

3. 高速大容量通信技術

地球観測衛星に搭載される観測センサの大幅な性能向上・高分解能化によって、高速／高機能な直接伝送系による観測データのダウンリンクシステムの確立が求められている。一方、通常の周回衛星では地上局からの可視時間が

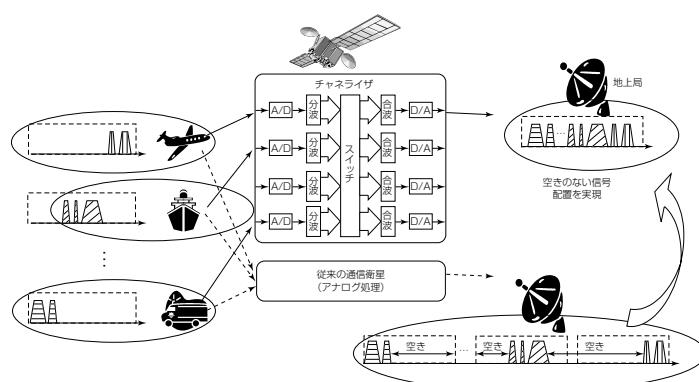


図4. チャネライザ機能の概念

平均10分程度であり、ダウンリンク可能なデータ量に限界があるため、静止衛星を経由してデータを地上に伝送する衛星間通信方式が活用されている。陸域観測技術衛星(ALOS)及びデータ中継衛星(DRTS)では278Mbps(Ka帯衛星間通信)の伝送能力を持っているが、観測衛星の高分解能化、広域撮像化等、性能向上の要請に伴い取り扱うデータ量は今後ますます膨大化する。次に、JAXAと共同開発している、電波を用いたより高速／高機能な直接伝送を可能とする高速変復調技術と、光波を用いた2.5Gbps伝送を可能とする次世代光衛星間通信技術について述べる。

3.1 高速変復調技術

データ伝送の高速化・周波数高効率利用化のニーズに対応するため、変調方式として従来のQPSK(Quadrature Phase Shift Keying)に加え16QAM(Quadrature Amplitude Modulation)を採用し世界最高水準の800Mbpsを達成する高速マルチモードXバンド変調器(以下“高速XMOD”という。)のEM(Engineering Model)を開発した(図6)⁽⁷⁾。高速XMODはマルチモード(800Mbps/16QAM, 400Mbps/QPSK, 200Mbps/QPSK切替え)を持ち、様々なデータレートの衛星に対応できる標準化を実現している。また、衛星用として初めてCGA(Column Grid Array)パッケージのFPGA(Field Programmable Gate Array)を採用し耐放射線性を強化するため運用中にスクラビング(定期的なプログラムの上書き処理)を実施すること、高機能かつ軽量であることなどが特長である。表1に高速XMODの主要諸元を示す。

高速XMODでは高速伝送を実現するため、S-RAM(Static Random Access Memory)型FPGAを用いてQPSK/16QAMのマッピング、差動符号化、ナイキストフィルタなどの機能を高速信号処理で実現した。S-RAM型FPGAは高速動作が可能である一方、耐放射線性が課題であり、アンチヒューズ型FPGAからの制御によって定期的にスクラビングを行いSEE(Single Event Effect)の影響を低減している。2011年2～3月に放射線医学総合研究所で製品用プログラムを動作させ、特性を観測しながら放射線試験を実施した。その結果、スクラビングの効果が設計どおりであることを確認した。また、このFPGAはセラミックCGAパッケージであり、基板との熱膨張係数の違

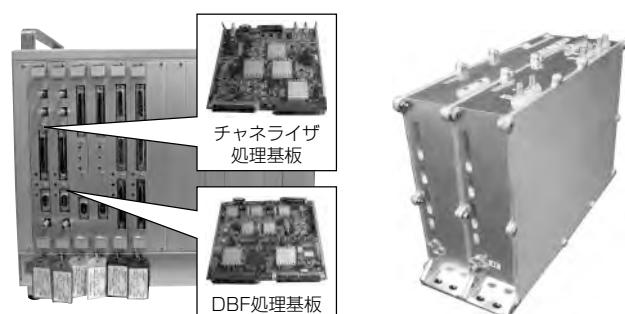


図5. チャネライザ及びDBF試作機 図6. 高速XMODのEM

によるはんだ接合部への熱応力が課題であったが、振動／衝撃／熱サイクル試験及びX線CT(Computerized Tomography)・DPA(Destructive Physical Analysis)検査を含む実装評価を完了した。さらに、MDHS(Mission Data Handling System)～高速XMOD間インターフェースは従来複数チャネルでのパラレル伝送であったが、高速伝送ではデータスキューリングが困難となるためSerializer／Deserializerを用いた2Gbpsのシリアル伝送を採用した。EM開発に先立ち実施したデータ伝送試験で、データスキューリングの評価を完了している。

採用したCGAパッケージのFPGAは世界でも探査機など短期ミッション衛星に搭載され始めたところであり、今後の高速デジタル信号処理には不可欠となる。開発したスクーリング技術、実装技術は幅広く応用可能であり、今後の衛星搭載機器の更なる高速化を推進すると考えられる。

3.2 光衛星間通信技術

低軌道周回衛星から静止軌道衛星までをレーザ光を用いて2.5Gbps伝送する光衛星間通信機器の開発を行っている⁽⁸⁾。その開発目標を表2に示す。高速大容量の衛星間通信実用化を目指し、通信波長1μm帯の光ホモダインBPSK(Binary Phase Shift Keying)通信方式、耐放射線に優れた平面導波路型の光出力増幅器、捕捉追尾光と通信光を共用するビーコンレス捕捉追尾方式を採用した。

一例として通信品質評価試験の構成を図7に示す。低軌道周回衛星側を模擬した送信光(2.5Gbps BPSK変調光)を、静止軌道衛星を模擬した内部光学部に空間伝送し、捕捉追尾センサで検出した角度誤差信号をFPM(Fine Pointing Mechanism)にフィードバックすることで、±1μradの追尾精度が得られることを確認した。また、衛星間距離の変化に伴うドップラ周波数シフト(±7.5GHz)を送信光に重畠した状態で、光位同期の確立・維持を確認した。さらに光ホモダイン受信機における所望の通信性能(BER(Bit Error Rate)=1E-6時における受信感度-49.1dBm)が得られることを実証した。今後は早期実用化に向けてEM開発着手が望まれる。

4. む す び

将来の通信衛星インフラの高機能要求に対応する次世代衛星通信技術として、マルチビーム技術、チャネライザ技術、高速変復調技術、及び光衛星間通信技術の、当社での開発状況について述べた。今後も継続して開発を推進し、国内外の各種通信／放送衛星への適用につなげたい。これらの技術は、将来、確実に我々の生活に利便性と安心・安全をもたらす礎となるであろう。

参考文献

- 針生健一, ほか:衛星通信ミッション技術, 三菱電機技報, 83, No.3, 211~214 (2009)

表1. 高速XMOD主要諸元

項目	仕様	EM試験結果
出力周波数	8,025~8,400MHz内で一波指定	8,175MHz
出力レベル	+5 dBm ± 1 dB	+5 dBm ± 0.9dB
変調方式	16QAM/QPSK	16QAM/QPSK
ピットレート	800Mbps(16QAM) 400M, 200Mbps(QPSK)	800Mbps(16QAM) 400M, 200Mbps(QPSK)
I/Q振幅不平衡	±0.4dB	-0.24dB
I/Q位相不平衡	90±2°	91°
キャリア抑圧比	≤-45dBc	≤-45dBc
出力スプリアス	≤-50dBc	≤-50dBc
消費電力	25.5W以下	19.02W
質量(内部冗長)	3.36kg以下	2.638kg
寸法(内部冗長)	277×106×186(mm)	261×100×180(mm)

表2. 光衛星間通信機器の開発目標

項目	低軌道周回衛星搭載用	静止衛星軌道搭載用
通信光波長	1.06μm	
通信方式	光ホモダインBPSK	
データレート	送信 2.5Gbps 受信 155Mbps	受信 2.5Gbps 送信 155Mbps
通信光出力	4 W	2 W
捕捉追尾方式	通信光共用(ビーコンレス)	
追尾精度	±1μrad	
アンテナ開口径	φ100mm	φ200mm
質量	40kg	50kg

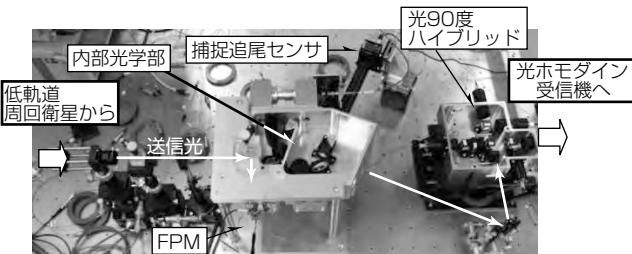


図7. 通信品質評価試験の構成

- 三瓶政一：無線通信技術－周波数利用効率向上への挑戦－，電子情報通信学会誌, 94, No.5, 417~421 (2011)
- 井口岳仁, ほか：WINDS「きずな」アクティブフェーズドアレイアンテナ(APAA)の素子電界ベクトル回転法による軌道上性能評価, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 1A12 (2008)
- 蓑輪 正, ほか：安心・安全のための地上/衛星統合移動通信システム, 電子情報通信学会論文誌B, J91-B, No.12, 1629~1640 (2008)
- Akaishi, A., et al.: An Optically Controlled Beam Forming Network for Multiple Beam Antenna, 28th ISTS, 2011-j-15 (2011)
- Takahata, F., et al.: A PSK Group Modem for Satellite Communications, IEEE Journal on Selected Areas in Communications, SAC-5, No. 4, 648~661 (1987)
- Kazuya, I., et al.: Development of an X-band Multi-mode High speed Modulator-Design and Development test Results of Engineering Model-, 28th ISTS, 2011-j-10 (2011)
- 安藤俊行, ほか：次世代光衛星間通信機器の開発概要, 電子情報通信学会技術研究報告, MW2010-42 (2010)

衛星搭載機器の輸出事業 —グローバル市場拡大に向け更なる躍進を目指して—

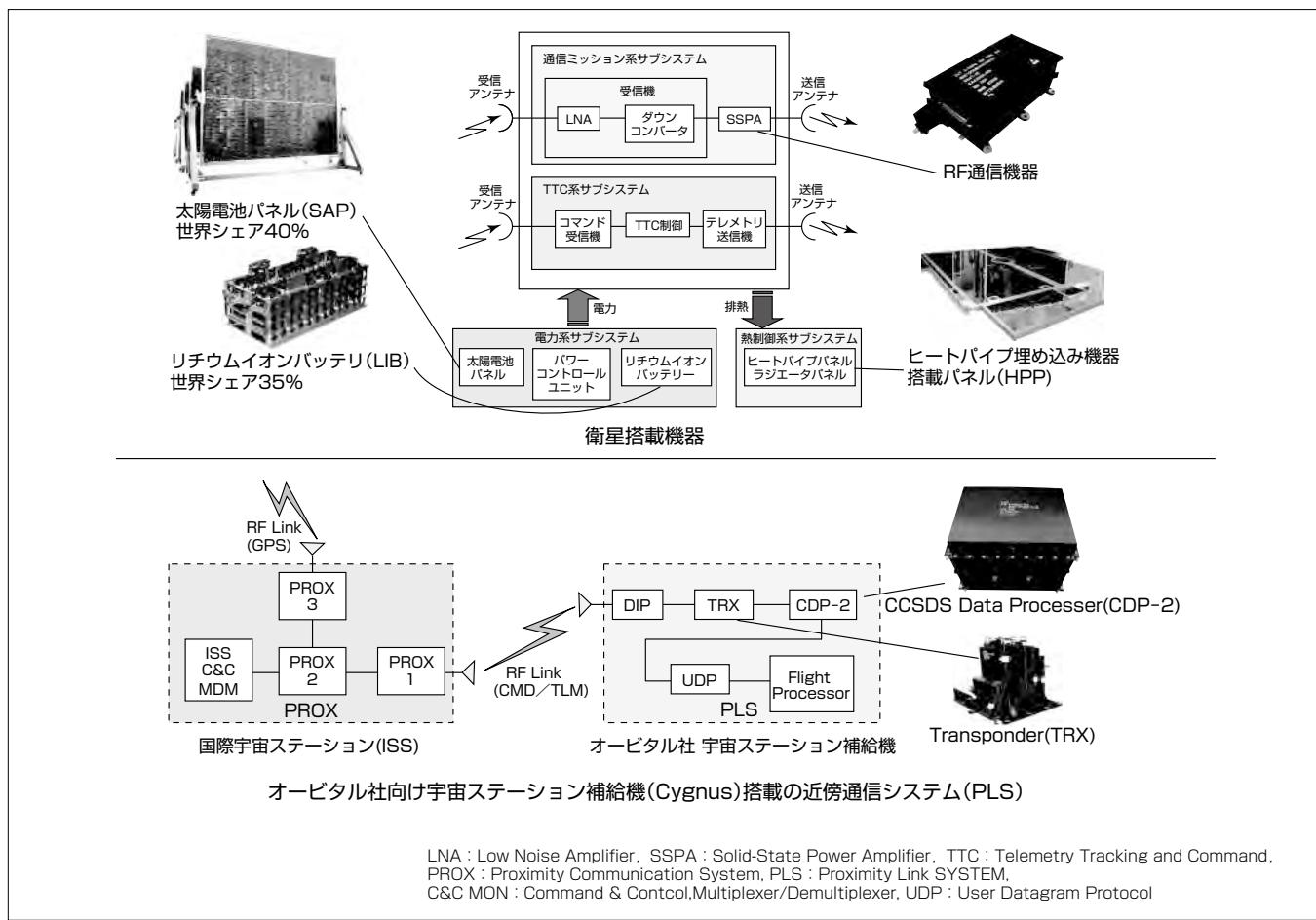
田中宏治* 清川丈*
佐古理* 望月恭介*
平野拓也*

Space Satellite Products for Export Business—Aiming at Performance Leap toward Further Expansion of Global Market—
Koji Tanaka, Tadashi Sako, Takuya Hirano, Takeshi Kiyokawa, Kyosuke Mochizuki

要旨

三菱電機の輸出用衛星搭載機器事業は世界の衛星メーカー向けに着実に市場を拡大してきている。輸出用衛星搭載機器の主要製品群として、RF(Radio Frequency)通信機器、太陽電池パネル(SAP)，ヒートパイプ埋め込み機器搭載パネル(HPP)，リチウムイオンバッテリー(LIB)などが挙げられ、国内向け官需衛星／商用衛星向け搭載機器の開発成果を生かしながら、30年以上にわたってこれらの製品を世界中に供給しており、年間事業規模は10年前の規模と比較すると、倍増に近い伸びである。海外輸出衛星搭載機器の市場を更に拡大していくにあたり、長期供給契約(Long Term Purchase Agreement : LTPA)を締結・維持することが肝要となる。特に各衛星メーカーのシリーズ衛

星等で共通的に搭載されるSAP, HPP, LIBなどのバス系機器のLTPA参入は事業の存続、拡張に向けて効果は大きく、そのためには性能・品質・価格・納期等の面で際立った魅力を發揮し、衛星メーカーと長期間タイアップするための他社との差別化を維持すること、市場ニーズを掘り起こして熾烈(しれつ)な戦いを勝ち抜いていくことが不可欠となる。高効率化、高出力化、軽量化、低価格化が差別化への鍵であり、衛星搭載機器の長年の共通課題である。以上の観点から近年開発成果を得て9機分の受注を獲得したオービタル社向け宇宙ステーション補給機搭載の近傍通信システム(PLS)用機器、フランスTAS社向けSAP並びにLIBの製品について述べる。



輸出用衛星搭載機器

海外の商用衛星、通信衛星などに向けて出荷されている主要衛星搭載機器を示す。ミッション系機器としてRF通信機器、バス系機器として太陽電池パネル、ヒートパイプ埋め込み機器搭載パネル、リチウムイオンバッテリーなどがある。

Cygnus搭載用近傍通信システム用機器は国際宇宙ステーションとランデブ・ドッキング時に安全に誘導する通信機器であり、ISS側と交信するコマンド、テレメトリー等のデータをRFリンクで送受し、適切に信号処理する。

1. まえがき

当社は、1980年代前半ごろから本格的に輸出用衛星搭載機器事業に乗り出し、米国Space Systems/Loral(SS/L), Boeing Satellite Systems(BSS), Lockheed Martin(LM), 欧州Thales Alenia Space(TAS), EADS Astrium, インドIndian Space Research Organization(ISRO)などの大手海外衛星システムメーカーに衛星搭載機器を供給してきた。1996年のSS/L社向けHPPのLTPA締結を皮切りに、LM社, TAS社等と同様の締結を実現できた製品がある。しかし、LTPAでは3～5年を契約期間にする場合が多いが、発注台数、時期が確約されるものではなく、市場動向次第でLTPAのメリットが得られないこともある。このような事業環境下で、搭載機器メーカーは常日ごろから市場ニーズに注目し、技術動向を追隨し、競争力のある製品を開発し続ける姿勢を保つことが不可欠であり、これを怠ると流れの速い宇宙ビジネスの激流の中で吸収・合併の対象となってしまう。厳しい事業環境の中、当社では近年の国内向け通信・観測・測位向け衛星事業の拡大、海外商用衛星市場参入等の追い風を味方にし、衛星搭載機器の高出力化、高効率化、高速化、軽量化、高品質化、低価格化などの取組みを着実に進めてきた。

(1) 近傍通信システム用機器(PLS)

国際宇宙ステーション (International Space Station : ISS)への宇宙貨物輸送機HTV1 (“こうのとり” 1号機)は米国航空宇宙局(National Aeronautics and Space Administration : NASA)にその高精度なGPS(Global Positioning System)相対飛行制御技術を高く評価され、米国オービタルサイエンス社(Orbital Sciences Co. : OSC社)の宇宙貨物輸送機Cygnus(シグナス)の近傍接近システム 9機分の受注につながった(図1)。受注した機器は、ISSへの接近時に使用するPROX通信システム用機器である。

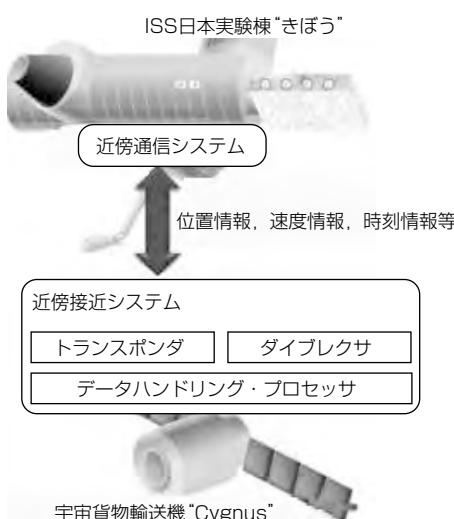


図1. Cygnus近傍の接近システム

NASA関連機器受注及びOSC社からの受注はともに初めてであり、これまで実績前例の数少ない近傍接近システム用通信機器のメーカーとして当社の名を打ち立てる事ができた。

(2) 太陽電池パネル(SAP)

衛星の最近のトレンドである高出力化推進の原動力となっているのが、SAPの高出力化、高効率化である。当社製SAPは高性能、高品質に裏付けられた技術的優位性及び過去の軌道上実績を売りに、近年海外商用衛星市場の約40%を占めるに至っている。従来のSi系セルを、1990年代後半に開発したGaAs系セルに置き換えることで高効率化、高出力化を実現し、電力当たりのコストは下がってきているが、さらに原低活動を継続し競争力を維持していく。今後は軽量化、長寿命化に向けて薄膜太陽電池の開発を進めしていく。キーパーツが購入品であること、外貨建て契約が多い等のリスクを抱えているが、SAP事業は輸出用衛星搭載機器事業の約半分の規模を担っており、これまでのSS/L社、TAS社とのLTPA経験を生かしながら更なる事業拡大が期待されている。

(3) リチウムイオンパッテリー(LIB)

海外の衛星システムメーカーでは、従来のNi-H₂パッテリーセルから性能、信頼性、品質面で優位なLIBセルに着々と切替えを進めており、今後事業の拡大が期待されている。当社は、2001年以降継続的にSS/L社に納入し、2005年の同社向けiStar搭載用LIBを機にフライト実績が認められ、SES, Intelsat, Echostar, Satmex, Sirius Satellite Radio等の通信事業者向け衛星にも採用が拡大され多くの受注を果たしている。TAS社向けにはGlobalstar-2及びNilesat搭載用LIBを受注し、フランスSAFT社が占有していた市場の牙城(がじょう)を崩し、初参入に至った。ISRO向けには、INSAT-4Bを発端に同シリーズ衛星向けに安定した供給を継続しており、Astrium社とは拡販を展開中であり、海外商用衛星市場の約35%のシェアを得ている。現在開発中の次世代LIBを含め更なる拡販に向けて高性能化、低価格化とともに製品寿命の裏付けと信頼性向上が鍵であり、軌道上データ収集及び地上評価が重要となる。

本稿では、これら製品の最近の開発成果と確立した技術について述べる。

2. ISS近傍通信システム用機器

2.1 概 要

この機器は、ISSと宇宙貨物輸送機Cygnusのランデブ・ドッキング用の通信システム機器であり、送受信器(Transponder : TRX), 電力分配合成器(Diplexer : DIP), CCSDS(Consultative Committee for Space Data System)データ処理装置(CCSDS Data Processor : CDP-2)で構成

し、スペクトラム拡散変復調技術による広帯域化、暗号処理技術などを特長としている。当初HTV向けには、TRXは海外製を採用していたが、官需・商用衛星搭載用通信中継器、変復調装置などで培った固有要素技術を駆使して国产化を実現し、この機器のTRXはすべて国产である。次に、各機器の機能、性能、外観について述べる。

2.2 TRX

TRXはCygnusとISSのJEM (Japanese Experimental Module) 搭載PROXとの間で、テレメトリ・コマンド通信、距離・距離変化率測定を行う機器である。

図2にTRXのブロック図を示す。TRXはDIP経由で入力される受信信号(スペクトラム拡散信号)をスペクトラム逆拡散、コマンド復調し、CDP-2へ出力する機能と、CDP-2からのテレメトリ信号を変調、スペクトラム拡散し、DIP経由で出力する機能を持っている。図3に外観を、表1に主要性能を示す。

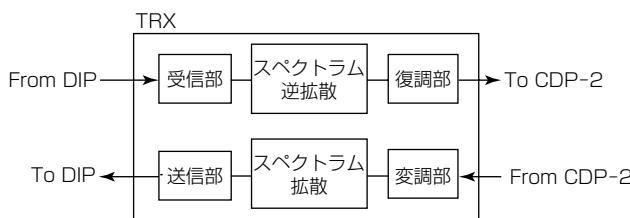


図2. TRXのブロック図



図3. TRXの外観

表1. TRXの主要性能

項目		主要性能
受信 (RX)	キャリア周波数	2030.4375MHz
	入力レベル	-125dBm~-45dBm
	ピットエラーレート	1×10 ⁻⁶ 以下
送信 (TX)	キャリア周波数	2.205MHz
	出力レベル	1.7dBW~3.2dBW (Highパワー) -24.6dBW~-21.1dBW (Lowパワー)
共通	変調方式	USQPSK
	データレート	8kbps
	電源バス	50Vバス
	消費電力	37W以下(RX ON, TX ON) 25W以下(RX ON, TX OFF)
	質量	5.56±0.28kg
	外形寸法	(L)300×(W)249×(H)240 (mm)

USQPSK : Unbalanced Staggered Quadrature Phase Shift Keying

2.3 DIP

DIPはPROXに搭載されるアンテナから送信される円偏波の受信信号及びアンテナへ送信される円偏波の送信信号の分波・合波を行うとともに、帯域外の不要信号を抑圧する機器である。

図4にDIPのブロック図を示す。DIPは送受信信号を分離する2種類の同軸コラムラインで構成する空間共振型帯域通過フィルタ(TX/RX-BPF)からなるダイプレクサ(DIP)部とRX側へ漏れ込む不要波を除去するためのステップ型低域通過フィルタ(LPF)で構成する。図5に外観を、表2に主要性能を示す。

2.4 CDP-2

CDP-2は、CCSDS勧告に対応してテレコマンド信号及びテレメトリ信号を処理し、またテレコマンドに対しては暗号復号を行う機器である。

図6にCDP-2のブロック図を示す。CDP-2は、ISS経由で受信する地上からのコマンドデータからパケット抽出、暗号復号を行い衛星バス機器に送信する機能と、衛星

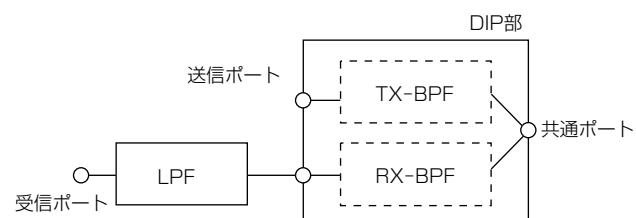


図4. DIPのブロック図



図5. DIPの外観

表2. DIPの主要性能

項目	主要性能
受信(RX)	キャリア周波数(Frx) 2030.4375MHz
	通過損失 < 1.0dB (Fr _x ± 2.1MHz)
	VSWR < 1.3 (Fr _x ± 3MHz)
	減衰量 > 84.5dB (F _{tx} ± 3MHz)
	> 75dB (2.210~2.220MHz)
送信(TX)	> 71dB (13.7~15.2GHz)
	キャリア周波数(Frx) 2.205MHz
	通過損失 < 0.8dB
	VSWR < 1.3 (F _{tx} ± 3MHz)
	減衰量 > 70dB (50~1,555.42MHz)
(TX-RX)	> 80dB (2,025~2,040MHz)
	> 60dB (2,080~2,110MHz)
	送受信間アイソレーション > 84.5dB (F _{tx} ± 3MHz)
共通	質量 0.427±0.02kg
	外形寸法 (L)330×(W)100×(H)75 (mm)

VSWR : Voltage Standing Wave Ratio

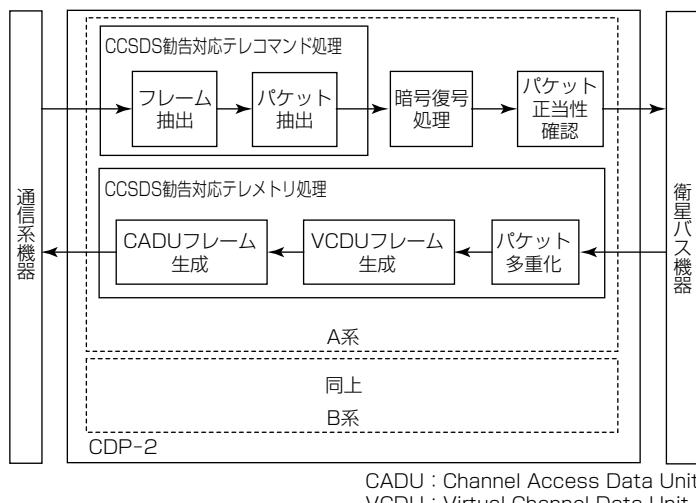


図6. CDP-2のブロック図



図7. CDP-2の外観

表3. CDP-2の主要性能

項目	主要性能
冗長構成	内部冗長(同時オン可)
コマンド処理性能	CCSDS勧告対応テレコマンド処理 暗号復号機能あり 入力ビットレート 8 kbps(バースト) 出力ビットレート 64 kbps(バースト)
テレメトリ処理性能	CCSDS勧告対応テレメトリ処理 入力ビットレート 64 kbps(バースト) 出力ビットレート 8 kbps(連続)
電源バス	50Vバス
消費電力	10W最大
質量	9.60 ± 0.96kg
外形寸法	(L)216 × (W)332 × (H)246 (mm)

バス機器から受信するテレメトリパケットをISS経由で地上に伝送するフレームフォーマットへの変換を行い送信機へ出力する機能を持っている。図7に外観を、表3に主要性能を示す。

3. 太陽電池パネル

太陽電池パネル(Solar Array Panel: SAP)は人工衛星の搭載機器へ唯一電力供給を行うことができる製品であり、過酷な宇宙環境でも、運用期間中は確実に電力供給を継続できる高性能、高品質、及び運用期間を延長するために軽量化が要求される。

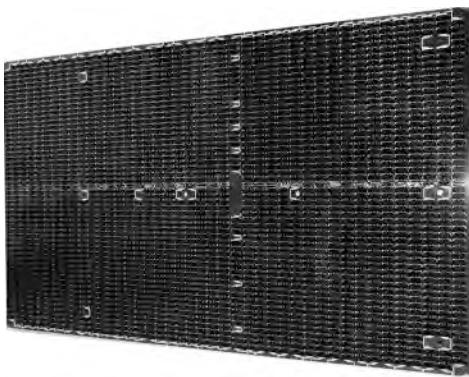


図8. TAS社向けSAPの外観

多くの厳しい要求が課せられる製品であるが、当社のSAPは2010年度に打ち上げられた全商用衛星の約40%のシェアを占める世界的に信頼された製品であり、これまで1,000枚以上の製造実績とSAP軌道上稼働時間4,000万時間の実績を持っている。一方、当社のSAPの故障が原因で運用期間内に機能を喪失した人工衛星は皆無である。

当社のSAP事業は1976年に打ち上げられた“うめ”から始まった。当初は米国からの技術導入を受けて製造を開始したが、円筒形のスピニット衛星の外周に20mm角の単結晶Si系太陽電池セル(以下“セル”という。)約4,800枚を手作業で接着し配線作業を実施しており、衛星の発生電力はSAP換算で1枚あたり0.015kWであった。その後、“きく”“さくら”など5衛星分(SAP換算で13枚相当)を製造・出荷した。

その後、高出力の機器を搭載する必要が生じたため、人工衛星は現在の三軸衛星が主流となり、SAPも展開型のパネル形式となった。当社もパネル形式のSAPの開発を行い、1993年にはSi系セルを使用した最初のパネル型SAPが搭載されたIntelsat-VIIの一号機が打ち上げられた。Si系セルを使用したSAPの製造を現在も続けており、2011年5月時点で90衛星分640枚のSAPの製造・出荷を完了した。

人工衛星の高電力化に伴い、当社は1998年から高効率のGaAs系多接合セルを使用したSAPの開発を開始し、2001年にはGaAs系2接合セルを初めて使用したEchostar-8向けSAPを出荷した。GaAs系セルを使用したSAPの製造を現在も続けており、2011年5月時点で39衛星分360枚のSAPの製造・出荷を完了した。

出荷済みの1,000枚以上のSAPのうち約80%が、軌道上寿命15年以上を要求される商用衛星に搭載されているが、これは顧客が当社SAPの設計／製造技術や製品品質に高い信頼を寄せていることを示している。実際、当社のSAP事業は海外顧客が中心となっており、1996年に米国SS/L社、2000年にはフランスTAS社とSAPのLTAを締結し、2011年現在もSAPの供給を継続している。図8にTAS社向けSAPの外観を示す。

当社のSAPが35年という長期間にわたって衛星機能劣化(又は喪失)に至る軌道上不具合を起こしていないことは、高い設計・製造技術と自動化設備、そして高い品質管理能力によるものである。

SAPが他の人工衛星向け製品と最も大きく異なるのは使用環境の厳しさで、常に放射線や紫外線にさらされ、かつ $+60\sim-170^{\circ}\text{C}$ の温度変化に耐える必要がある。この環境条件で機能する製品を作り上げるため、当社は様々な技術を組み合わせている。

例えばSAPの構造部分であるサブストレート(SBST)は高剛性のCFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic:炭素繊維強化プラスチック)材料を使用し、厚さ約0.1mmの表皮と低密度ハニカムコアを組み合わせることで、高剛性、かつ世界最軽量級の質量、かつディンプル0.1mm以下を達成している。高剛性と軽量化によって軌道上姿勢制御時の燃料消費を減らし、ディンプル低減によってセル-SBST間の接着剤を減らすことでSAPの質量減、及びセル-SBST間の熱伝導向上によってセルの発電効率低下を防いでいる。

また先に述べたようにSAPは厳しい温度環境にさらされるため、セル-セル間やセル-コーナーダイオード間を接続するインターロネクタと呼ばれる金属部品には、材料の線膨張差から生じる熱応力が数千サイクル負荷されることになる。このため当社ではインターロネクタの設計に際しては詳細な熱応力解析とクーポン試験を繰り返し、人工衛星の運用期間にインターロネクタが熱応力で破断しないよう、ストレスリリーフを含めた形状を慎重に決定している。また、冗長系を持たせる設計とすることでインターロネクタの破断による発生電力低下を防いでいる。

実際のインターロネクタは厚さ0.1mm以下の非常に薄い金属箔(はく)をエッチングで加工し、溶接性を上げるために表面にめっき処理を行った後曲げ加工でストレスリリーフを設けているが、傷や凹(へこ)み、欠陥があるとそこから破断が起こることから、製造プロセスと検査を厳しく管理することで、高い信頼性を持つ部品を製造している。

人工衛星は今後、さらにデータ通信量の増大が見込まれるため更なる高電力化が必要な状況にあり、セルメーカーは更なる効率化と軽量化を求めて薄膜太陽電池を開発している。現在、研究室レベルであるが変換効率が35%近いセルが実現化されている。従来のセルと薄膜太陽電池は構造的にも大きく異なっており新たに様々な開発が必要となるが、薄膜太陽電池を使用することで当社製SAPの質量を約40%減らし、衛星の長寿命化に貢献できるため、2015年を目処に市場へ投入する計画で開発を行っている。

4. リチウムイオンバッテリー

当社の宇宙用リチウムイオンバッテリー(LIB)は、1998

年からジーエス・ユアサテクノロジー社(旧日本電池)と共同開発を進めてきている。輸出用として初めて2005年8月にSS/L社向けiStarに搭載され、2007年3月にはISROのINSAT-4Bに搭載されて打ち上げられ、現在も正常に運用されている。これらの実績を皮切りにLIBの搭載が拡大し、2011年3月時点でライトモデルの出荷台数が累計100台に到達した。軌道上での作動実績時間累計は、2011年5月末現在で国内外を含めて56年分に相当し、一つの故障もなく正常に作動を続けており、高い信頼性を裏付けている。2010年9月には図9に示すTAS社向けGlobalstar-2搭載用大容量LIB(100Ah、9セル構成)の第一弾6機が打ち上げられ、順次後続機向けの製造・出荷を予定している。主要性能を次に示す。

バッテリー容量：3,663 Wh

セル容量：100Ah(公称容量)

バッテリー構成：9セル直列

寸法：(W)192.1×(L)575×(H)270(mm)

質量：35.7kg

質量エネルギー密度：103Wh/kg

SES、Intelsatなどの大手通信事業者向け衛星にも採用されたことから、今後従来のNi-H₂バッテリーセルからLIBへの移行が更に進み、輸出事業の拡大が期待される。LIBは2009年に電気自動車(EV)が発売されたことや、スマートグリッド向けなど、国策を背景とした市場を対象に急成長の勢いを見せているが、宇宙用の機能としては、

①充放電サイクルに強い(低軌道では数万サイクル)

②長寿命(静止衛星：15年以上、低軌道衛星：5年以上)

③軽量でエネルギー密度が高い

④衛星搭載性(熱的・機械的な特性)に優れること

等が要求される。セルには正極にコバルト酸リチウム(LiCoO₂)を用いて高い充放電電圧を得るとともに、負極にはカーボン材料を用いて容量の確保を図っている。バッテリーとしてはセルごとに、セル故障対策のための過充電保護回路、直列に接続されたバッテリーセルの開放故障時でもバッテリー機能を維持できるバイパススイッチを独自に自社開発し、長寿命化を支える高信頼性技術を保有している。



図9. Globalstar-2搭載用大容量LIB

宇宙用セルとしてはエネルギー密度が高い大容量セルを目標とし、50Ah, 100Ah, 175Ahのセルを開発した。エネルギー密度は代表値で140Wh/kgとなっており、従来の宇宙用セルであるNi-H₂バッテリーセルに比べて2倍以上の高い値である。バッテリーレベルでも筐体(きょうたい)や保護回路などの軽量化を図り、100Wh/kg以上の高いエネルギー質量効率を実現し、競争力強化を図っている。

セルの形状としては長橢円(だえん)円筒形という独自の形状を採用しており、容積効率が高い一方で、バッテリー筐体フレームとの接触面積を大きく取れるため、セル内部での温度均一性に優れる。セルの機械実装に関しては、アルミ合金製T型断面のフレームに対して、弾力性を持たせた薄板のシェルで押さえつけて保持する構造としている(特許 2002-305758)。バッテリーセルは充放電に従い膨張・収縮を繰り返すため、Ni-Cdバッテリーに見られるようなスタック構造を採用した場合、国連勧告によってセルに設けることが義務付けられている安全弁周りに応力が集中し、セルケースの疲労破壊による電解液漏れを起こす懸念があり、上記のセル実装技術はこれを回避し、製品のサイクル寿命の10倍(40万回)以上のサイクル強度を持っている。

バッテリーはセルを直列に複数接続して構成し、充放電はバッテリー一括で行う。このため、セル電圧がばらつくと各セルの電圧に差が生じ、この結果、特定のセルが過充電になる可能性がある。これを防ぐのが過電圧保護回路で、一定電圧以上に充電が持続する場合に、この充電電流を迂回(うかい)させ、充電電圧が規定値以上にならないように制御する(特許 2003-427961)。

バイパススイッチは直列に接続されたセルの一つが開放故障を起こした場合でも、充放電電流の経路を確保してバッテリーの機能を喪失しないようにするためのスイッチである。これがないと、1セル故障に対し、バッテリー冗長を構成する必要があり、質量効率が損なわれるため、重要な技術の一つである。セルごとにスイッチを並列に接続し、セルが故障を起こした場合に自動で作動し、機能を維持できるようにしている(特許 2005-063869)。

このほか、EMI(Electro Magnetic Interference)を低減するためのバスバー接続方式(特許 2002-038164)や、セル端子の電気接続技術に関しても独自に技術開発を行うなど、バッテリーシステムとしての信頼性を高める工夫を総合的に実施している。

静止衛星用には大容量化、低軌道衛星用には長寿命化と低コスト化が今後のトレンドであり、これらの要求にこた

るために客先を巻き込みながら次世代バッテリーの開発を進めている。現在、半年ごとに技術革新がおこっているリチウムイオン電池というデバイスを用いて、いかに高い信頼性を低成本で実現するかの研究開発を継続しており、(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)設計標準、当社内の蓄電デバイスプロジェクトとも密に連携しながら、安全、安心して高性能なLIBを世界中の顧客に使ってもらえるよう、努力を続けている。

一方で、技術のガラパゴス化を防ぐべく、日進月歩の民生技術を早期に取り込み、高い性能、安全性に関する技術革新をタイムリーに宇宙用に取り込める仕組みを構築するとともに低成本化を両立させる技術の検討も並行して進めている。これらの検討成果は宇宙用LIBに対する検証要求としてISO TC20/SC14を通じて日本から提案することを検討している。この活動は経済産業省の予算で日本航空宇宙工業会(SJAC)の中に“宇宙用リチウムイオン電池の国際標準化にかかる事業”として検討委員会を設置し、宇宙機関、関係企業が参画し、宇宙用LIB発展の下地となる規格案を欧米、アジアの宇宙機関、関連メーカーとも調整しながら検討を進めている。また、SJACを通じて自動車業界、電池工業会とも適宜連携し、他産業とのバランスを図りつつ、国連などでのLIB輸送安全にかかる規定に對しても活動を展開し、スムーズな国際輸送によって輸出入が活性化する努力を継続している。

これらの成果を当社商用衛星DS2000及び海外衛星メーカーへ拡販していくことによって国内外シェアNo.1を目指す。

5. む す び

輸出衛星搭載機器の最近の代表的な製品として、米国OSC社向けCygnus搭載用近傍通信システム用機器、フランスTAS社向け太陽電池パネル並びにGlobalstar-2搭載用リチウムイオンバッテリーについて述べた。輸出用衛星搭載機器事業は、海外市場動向、海外顧客要求及び契約の多様化、外貨為替レートなどの先を読み難い不確定要素があり、利益を生み出すことが困難な状況が続いているが、技術革新、実績に基づく海外顧客信用の獲得、品質管理改善、生産安定化など長年の活動の積み重ねが漸(ようや)く実りつつあり、不確定要素分を補い、更には利益を生み出せる体质となってきた。今後も技術革新に邁進(まいしん)して他社との差別化を図り、海外市場シェアの更なる拡大を視野に入れながら、商用衛星事業の一翼を担っていく。

陸域観測技術衛星2号(ALOS-2)

—最先端LバンドSARによる高精度な地球観測を目指して—

針生健一* 岡田 祐***
相良岳彦** 勘角幸弘†
安藤聰祐**

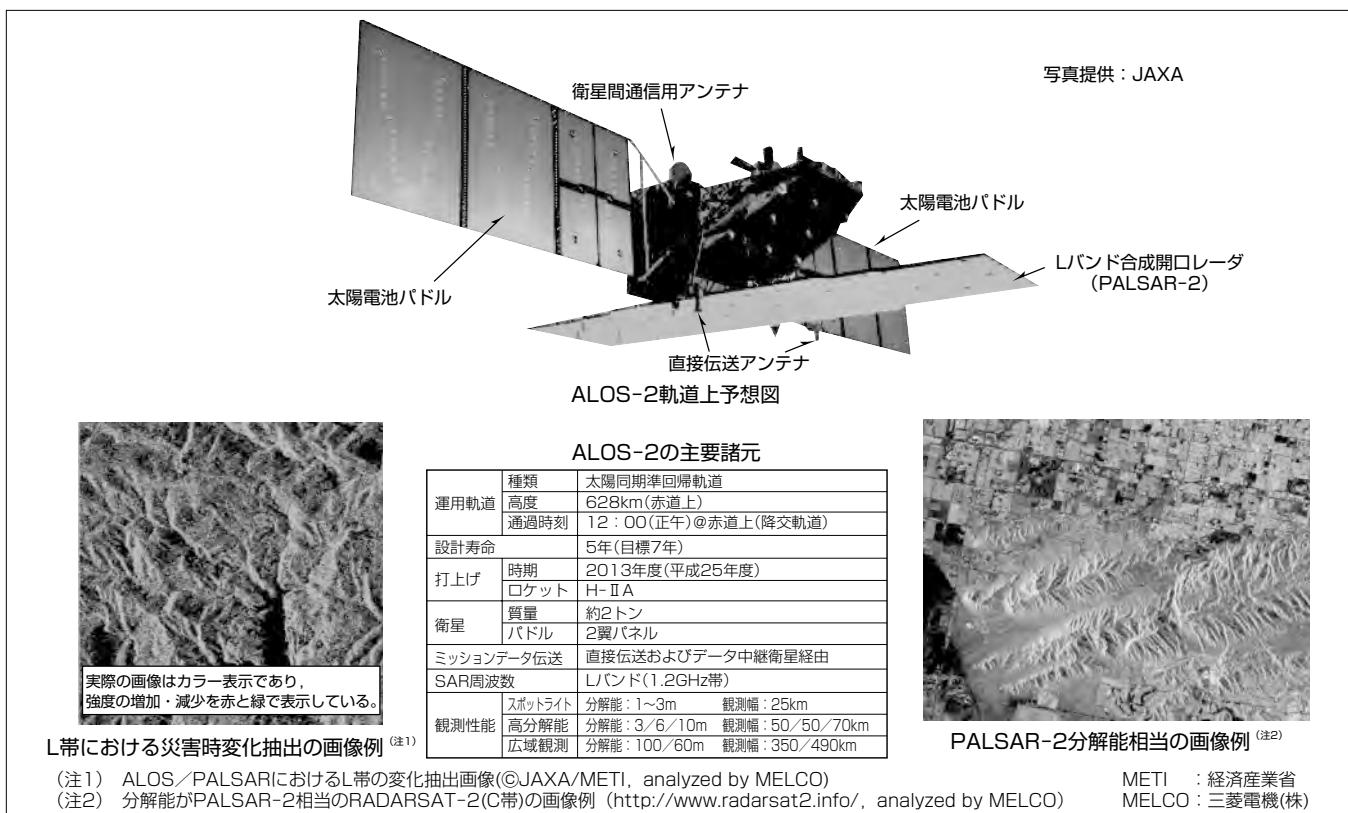
Advanced Land Observing Satellite-2 (ALOS-2) —High Resolution Observation of Earth using Advanced L-band SAR—
Kenichi Hario, Takehiro Sagara, Akihiro Ando, Yu Okada, Yukihiko Kankaku

要 旨

現在、(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)の下、2013年度打ち上げに向け陸域観測技術衛星2号(ALOS-2)の開発を進めている。ALOS-2は前号機である陸域観測技術衛星“だいち”(ALOS)に搭載された合成開口レーダ(Synthetic Aperture Radar:SAR)が取得した様々な観測成果を踏襲しつつ、地球規模の災害状況把握に加え、国土管理や資源管理などの多様なニーズに利用を拡大したものである。ALOS-2はLバンドのSAR(以下“PALSAR-2”といふ。)を搭載しており、このPALSAR-2は高空間分解能化(レンジ分解能3m、アズマス分解能1m)・広域観測幅化(入射角8~70度で50km)・高画質/高機能化(広域での偏波観測や地表の変化抽出機能等)の性能向上を図ったものである。また、衛星バス技術に関しても、災害観測時のレスポンスを上げるための地上システムと協調した自律化自動化機能の充実を図っており、さらには、800Mbpsの高

速データ伝送機能の追加や衛星間通信機能を持ち、様々なユーザーの多様なニーズに対応するために、運用性の向上を図った開発を行っている。

本稿では、この衛星システムが過去に開発したGOSAT(温室効果ガス観測技術衛星“いぶき”)など、これまで培ってきた技術を最大限活用して、開発リスクの低減と信頼性の向上を図り、衛星バス構体設計でも様々な衛星に対応できるよう標準化設計されていることを述べる。また、PALSAR-2では、前号機である“だいち”に搭載されたPALSARからの機能を継承しつつ、分解能・画質・観測幅に関して飛躍的な性能の改善を実現していること、多様な観測モードを持っていることを述べる。さらに、この開発における衛星システム及びPALSAR-2の主な課題と解決策について述べる。



ALOS-2の外観と主要諸元及び機器構成

ALOS-2はLバンドの合成開口レーダ(SAR)を搭載し、SARで得られた観測情報を衛星間通信用アンテナや直接伝送アンテナを介して地上局へ送る。主要諸元に示すような観測性能を持っており、これらの観測モード実現のため図に示す衛星機器構成となっている。

1. まえがき

ALOS-2は、地域観測・災害状況把握などで貢献してきた“だいち”のミッションを発展継続する衛星であり国内外から注目されている。この重要なミッションを達成するためには、軌道上での不測の事態を想定した設計と開発リスク低減のための標準化設計を融合した高信頼性設計と、様々なユーザー要求にこたえることができる高性能観測技術が必要不可欠である。

本稿では、初めにこの衛星システムと搭載されるSARの概要紹介で、高信頼性・標準化・高性能観測技術について述べる。次に開発における課題とこれに対する設計結果を述べ、最後に、現在開発中の電気試験モデルの試験評価結果を述べる。

2. 衛星システムとPALSAR-2

2.1 衛星システム

衛星バスは、GOSATなどの既開発衛星の技術を最大限活用し、開発リスクの低減と信頼性の向上を図っている。特長として、サバイバビリティ向上策、ロバスト設計を採用し、次に示す故障が発生した場合でも機能喪失せず、観測を継続する衛星バスとした。

- ①太陽電池パドルの1翼故障時にも、限定的なミッション継続可能な電力設計
- ②姿勢系センサ2重故障に対しても構成機器を組み替えて定常観測又は縮退観測を継続する姿勢系設計
- ③スラスター故障に対し、駆動系クロス接続による運用継続する推進系設計
- ④自律化機能による故障検知と分離設計

さらに、世界最高水準のSARシステムを実現するため、高精度自律軌道制御技術の採用によって、高画質かつ多機能のSAR画像プロダクトを提供する。また、16QAM(Quadrature Amplitude Modulation)／800Mbpsの高速直接伝送系及び衛星間通信系の搭載によって、大容量観測データを、より短時間にダウンリンクすることで、観測レスポンス時間の最小化を図っている。

一方、ALOS-2に採用する衛星バスは、質量1～2トン級の中型低軌道衛星を対象とした標準バス構体を適用した。このバス構体は、全世界のロケットで共通的に使用されている1194PAF(Payload Adapter Fitting)に適合したロケットインターフェースを持ち、国産ロケットH-IIA以外の打ち上げも考慮している。また、燃料タンクは衛星主構造となるセントラルシリンダ内部に格納される。バス構体の底面となる-Xパネルには推進系のデバイス類を実装し、燃料タンクと併せて推進モジュールを構成する。この構成によって、推進系の実装作業を他の部位と独立して実施でき、インテグレーション作業の工期短縮が可能となる。

図1に示されるセントラルシリンダの一端はロケットとの結合面、他の一端はミッション搭載構造との結合面になっている。主にミッション部から発生する全体荷重を効率よくロケットに伝達するとともに、バス構体部から発生する外乱(熱変形、擾乱(じょうらん)振動等)をセントラルシリンダによってミッション搭載構造から排除することも可能となる方式であるため、多種多様のセンサ支持構造として適した構成である。機器が主に搭載される側面パネル(±Yパネル、±Zパネル)は、セントラルシリンダからウェブパネルを通じて保持される。±Zパネルは、アクセスマルチプレーヤーとして取り外しが可能な構成とし、内部機器に対する保全性を向上させている。また側面パネルは大部分の搭載機器が配置されるため、熱制御を考慮し、ヒートパイプ内蔵のAI表皮ハニカムパネルを用いている。±Yパネルの上端部には、スリング取付けのためのハードポイントを設け、衛星全体のハンドリングを可能としている。

2.2 PALSAR-2

衛星に搭載されるPALSAR-2は、前号機であるALOS/PALSARからの機能を継承しつつ、飛躍的な性能の改善を実現している⁽¹⁾。表1にPALSAR-2の観測性能を示す。

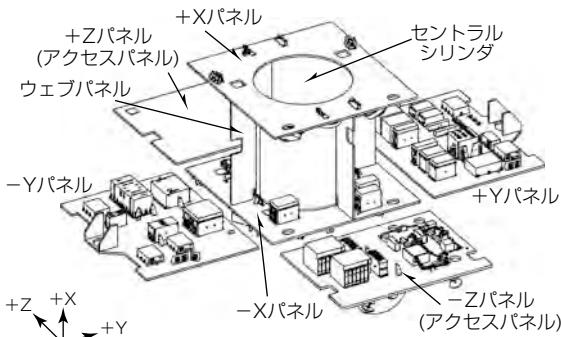


図1. バス構体の内部構造

表1. PALSAR-2の観測性能

項目	内容	備考
周波数	L帯	1,257.5MHz(中心)
帯域幅	84MHz(最大)	
入射角	8～70度	
観測モード	スポットライト	レンジ×アジャマス
	高分解能(3m)／(6m)／(10m)	
	広域観測	
分解能	3m×1m	レンジ×アジャマス
	3m×3m／6m×6m／10m×10m	
	100m×100m／60m×60m	
観測幅	25km×25km	
	50km／50km／70km	
	350km／490km	
画質	NESZ -24dB以下 S/A 20dB以上	観測モードによる
観測方向	右方向及び左方向	
偏波	単偏波／2偏波／多偏波 ^(注3)	実験モードとしてコンパクトボラリメトリ観測が可能
SARアンテナ	アクティブフェーズドアレーランテナ 3m(エレベーション)×10m(アジャマス)	

(注3) フルボラリメトリ時の観測幅・入射角は異なる

PALSAR-2では、高分解能化に特化したスポットライトモードを採用する。このモードでは、二次元ビーム走査を行い、特に衛星進行方向(アジマス方向)のビーム走査によって、アジマス分解能1mの高分解能化を実現する。

高分解能モード(3m)は、ストリップマップ方式を用いた分解能を優先した観測モードであり、ALOS-2の最大帯域幅である84MHzによって3m分解能を達成する。高分解能モード(6m)は、帯域幅を42MHzにすることで、分解能よりも画質(NESZ)を優先する観測モードである。高分解能モード(10m)は、ALOS/PALSARからの継続性を考慮した観測モードであり、PALSARと同様の28MHzでのストリップマップモードでの観測を実現する。なお、PALSAR継承モードであるが画質(NESZ(Noise Equivalent Sigma Zero)及びS/A(Signal to Ambiguity ratio))に関しては性能を向上させている。

広域観測モードは、スキャンSAR方式を用いた広域観測を行う観測モードであり、観測幅は用途に応じて350km及び490kmの選択が可能である。

3. 課題と解決策

3.1 衛星システム

ALOS-2は、平時では各種地球観測利用や災害発生前のリファレンステーデータの収集・更新を行い、災害発生時では緊急観測による災害情報を利用機関へ提供するシステムである。そのため、最も重要なシステム要求は、観測レスポンス時間の最小化と利用者視点に合致した高品質プロダクトの提供となる。

(1) 観測レスポンス時間の最小化

ALOS-2では、災害発生時の計画変更に要する時間を大幅に削減する方式として、観測テーブル方式を採用している。観測テーブル方式とは、ミッション機器の内部でGPS(Global Positioning System)時刻を管理し、CDMSの蓄積コマンドの運用に因らずに、ミッション機器自身が観測を遂行する方式である。観測テーブルには、観測機器自身のコマンド計画と、観測動作に連動する周辺機器のコマンド計画を含んでいる。また、ALOS-2では、平時用の観測テーブルと緊急用の観測テーブルを登録しておき、災害発生時に平時用観測テーブルから緊急用観測テーブル切り替え

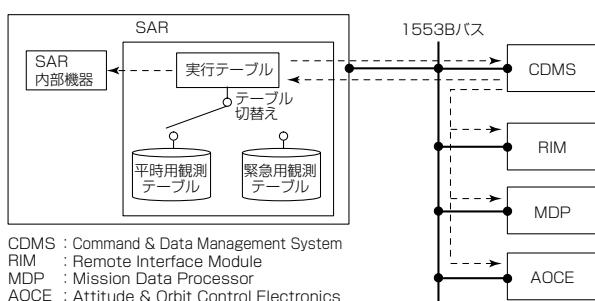


図2. 観測テーブルによる観測運用の機器制御方式

ることによって、災害発生時の計画立案時間を大幅に短縮している(図2)。

また、直接伝送系(DT系)として800Mbpsの高データダウンリンクレート(16QAM変調方式の採用)としており、観測センサの高分解能化によるミッションデータの高速伝送要求を実現している。

さらに、地球観測プラットフォーム技術衛星“みどり”(ADEOS)、環境観測技術衛星“みどりⅡ”(ADEOS-II)、ALOS等豊富な軌道上運用実績を持つ衛星間通信系(DRC系)を具備し、データ伝送のリアルタイム性を向上させている。DT系、DRC系とも駆動アンテナを採用しており、SAR観測による姿勢変更時もアンテナ指向方向を制御することによってデータダウンリンクを継続することが可能であり、データダウンリンク機会の増大を図っている。

(2) 利用者視点に合致した高品質プロダクトの提供

過去の衛星運用で実績のある“高精度自律軌道制御技術”によって、再帰精度500m以内の観測を実現し、高画質かつ多機能のSAR画像プロダクトを提供する。再帰精度が向上することによって、異なる2回の観測機会における入射角の誤差を極小化できるため、画像間の干渉性(コピーレンズ)が向上する。その結果、高品質のインタフェロメトリ画像や差分抽出画像の提供が可能となり、観測前後の地殻変動や被災に起因する画像変化等の状況をより明確に識別することができる。特に、観測開始のタイミング制御を高精度化することによって、広域観測モードでもインタフェロメトリプロダクトの取得(ScanSAR-ScanSARインタフェロメトリ)が可能である(図3)

3.2 PALSAR-2

分解能は10mから最大1m×3mまで改善し、また観測幅は最大で490kmの広域観測が可能となっており、これらの分解能/観測幅の性能向上と同時に高画質化を実現している⁽²⁾。

これら性能向上を実現するために次の方策を実施している。

(1) チャープ信号によるS/A改善

SARは、衛星から放射した電波が地上から反射した信号を受信するシステムである。このため、所望の反射波とは別に、所望以外の方向からの反射波を同時に受信してしまい、これが虚像としてSARの画質に影響を与える。

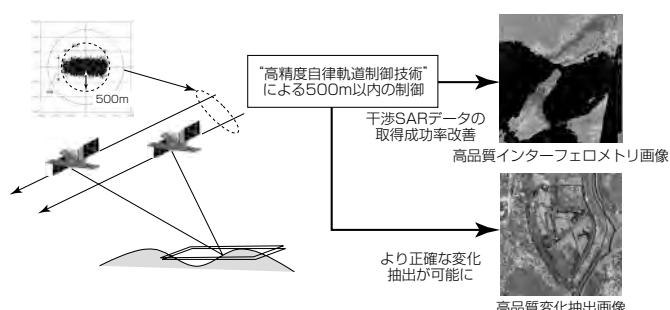


図3. 高精度自律軌道制御技術による高品質画像の作成

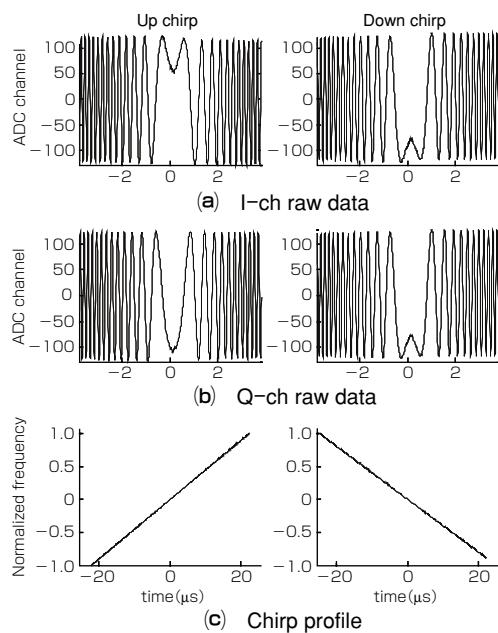


図4. upチャープ及びdownチャープ信号

PALSAR-2では、この虚像のレベルを低減するために、パルスごとにupチャープ及びdownチャープを交互に創出する。これと同時に、相関関数を個別に用意して符号の異なるチャープ信号は相関がなくなるため、虚像信号の低減が可能となる。さらに、位相変調も同時に採用し、更なる虚像低減を実現している。図4にup・downチャープ信号の信号波形を示す。

(2) データ圧縮処理の採用

ALOS/PALSARではビット切捨てを実施していたため、画質の劣化が顕著であるが、PALSAR-2では、オンボードでのデータ圧縮を採用することによって、画質の劣化を低減している。方式としては、ドイツの商業合成開口レーダ衛星(TerraSAR-X)などの海外で適用されているBAQ(Block Adaptive Quantization)方式⁽³⁾を採用する。さらに、BAQを改良したダウンサンプリングBAQ方式を導入することで、更なる圧縮率の低減を実現している。これによって、非圧縮を除く20~50%の4種類の圧縮率の選択が可能であり、すべての圧縮方式で、ALOS/PALSARのオンボードデータ処理(ビット切捨て)の性能を上回っている。

(3) 中心周波数切替え機能

PALSAR-2では、使用する周波数帯域(1,215~1,300MHz)が、測位衛星(GPS、準天頂衛星等)と重複している。このため、他衛星との干渉を考慮するため、84MHzの帯域幅(スポットライト、高分解能(3m))を除くすべての観測モードで3種類(1,236.5MHz/1,257.5MHz/1,278.5MHz)の中心周波数の選択機能を具備している。

4. 試作結果

PALSAR-2に関しては高性能化のため高出力のアクティブフェーズドアレーランテナ(APAA)を採用している。

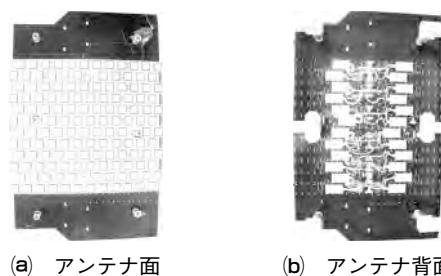


図5. APAAの部分試作外観

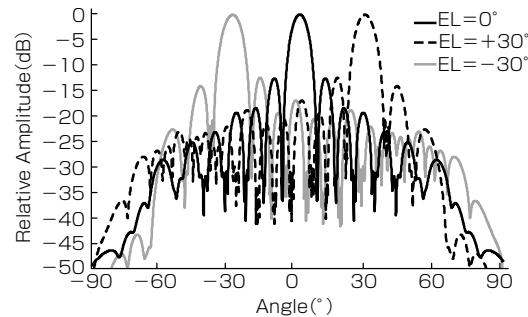


図6. 部分試作品のアンテナ放射パターン

ここではAPAAの部分試作結果の一例を示す。図5は部分試作の外観写真の送受信モジュールである。APAAは5枚のパネルからなるが、この試作はその中の1枚相当である。図6はこの試作品のアンテナ放射パターンであり、アンテナボアサイト方向を0°としてエレベーション(EL)±30°方向に主ビーム走査したパターンである。この結果は解析値と一致するものであり、フライト品開発の目処が得られた。

5. むすび

ALOS-2の衛星システム及びPALSAR-2の特長、課題及び対策、試作結果の一例について述べた。今後2013年度の打ち上げ成功に向け総力を挙げて開発を遂行する。

参考文献

- (1) Kankaku, Y., et al.: The Overview of the L-band SAR Onboard ALOS-2, Progress In Electromagnetics Research Symposium Proceedings (Moscow), 735~738 (2009)
- (2) Okada, Y., et al.: HARDWARE PERFORMANCE OF L-BAND SAR SYSTEM ONBOARD ALOS-2, Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2011. IGARSS'11. Proceedings. 2011 IEEE International, in press
- (3) Kwok, R., et al.: Block Adaptive Quantization of Magellan SAR data, IEEE Trans. On Geoscience and Remote Sensing, 27, No. 4, 375~383 (1989)

マイクロ波放射計(AMSR)シリーズの開発と利用 —世界に冠たるマイクロ波放射計の実績と先進性—

野口龍宏* 増山正行*
石川貴章*
中川潤*

Development and Usage of Advanced Microwave Scanning Radiometer(AMSR) Series—Achievements and Advanced Technology of World-famous Microwave Radiometer—
Tatsuhiro Noguchi, Takaaki Ishikawa, Jun Nakagawa, Masayuki Masuyama

要旨

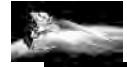
三菱電機は1980年代初頭より、地表及び大気から自然放射される微弱電波を多周波数で受信し、水蒸気量、降水量、海面温度等の物理量を観測するための電波センサであるマイクロ波放射計の開発に携わってきた。

マイクロ波放射計の初号機は、1987年に打ち上げられたMOS-1(もも1号)搭載のマイクロ波放射計(Microwave Scanning Radiometer: MSR)で、1995年にそのミッションを完遂した。MSRは、開口径約0.5mのアンテナで、23GHz帯と31GHz帯(各々片偏波)の2チャネルを持つセンサであった。MSRは1990年打ち上げのMOS-1b(もも1b号)にも搭載された。次に開発されたのが、2002年に打ち上げられたADEOS-II(みどり2号)搭載の高性能マイクロ波放射計(AMSR)，及び、同じく2002年に打ち上げられた米航空宇宙局(National Aeronautics and Space Administration: NASA)の衛星Aqua搭載の改良型高性能マイクロ波放射計(AMSR-E)である。AMSRは、約2mのアンテナで、6GHz帯から89GHz帯(各々直交2偏波)の

16チャネルを持っていた。AMSR-Eは、約1.6mの展開アンテナで、6GHz帯から89GHz帯の14チャネルを持つセンサであり、現在も軌道上で運用されている。

その後継機である高性能マイクロ波放射計2(AMSR2)は、約2mの展開アンテナで、6GHz帯から89GHz帯の16チャネルを持つセンサである。AMSR2は、2010年9月(一部機器は2011年3月)に(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)に納入され、現在、衛星(GCOM-W1)に搭載されて、2011年度の打ち上げに向けて衛星システムのプロトフライト試験(PFT)を実施中である。

前号機のAMSR-Eは、ミッション期間3年を完了した現在も継続して観測データを取得しているが、10年目の軌道上運用に入り、寿命末期を迎えている。貴重な観測の継続性を望む米国、中国、日本を始めとする世界50か国以上、2,000機関以上のユーザーから、AMSR2の打ち上げが期待されている。

	1990~	2000~	2010~
MSR (Microwave Scanning Radiometer) (on MOS-1 & MOS-1b)	Dev./SC I&T On Orbit Operation Launch ▲	 JAXA提供	
	Dev./SC I&T On Orbit Operation Launch		
AMSR (Advanced Microwave Scanning Radiometer) (on ADEOS-II)		On Orbit Operation Development SC I&T PDR CDR PQR Launch	JAXA提供
AMSR-E (Advanced Microwave Scanning Radiometer for EOS) (on Aqua) (On Orbit Operation)		Development SC I&T On Orbit Operation PDR CDR PQR Launch	JAXA提供
AMSR2 (Advanced Microwave Scanning Radiometer 2) (on GCOM-W1) (Under Development)		 JAXA提供	SC I&T Development PDR CDR PQR Launch

PDR : Preliminary Design Review
CDR : Critical Design Review
PQR : Post Qualification Review
SC I&T : Space Craft Integration & Test

マイクロ波放射計シリーズ

1992年に打ち上げられた2式の高性能マイクロ波放射計(AMSR, AMSR-E)の後継機として、高性能マイクロ波放射計2(AMSR2)が開発され、現在2011年度打ち上げ予定の第一期水循環変動観測衛星(GCOM-W1)に搭載され、打ち上げに向けて衛星システムPFTを実施中である。また、その後継機として、AMSR2に高周波チャネル(150~183GHz帯)を追加した次期マイクロ波放射計の開発が計画されている。

1. まえがき

当社におけるマイクロ波放射計の開発は、1987年に打ち上げられた海洋観測衛星(MOS-1)搭載用マイクロ波放射計(MSR)に始まり、第二世代の環境観測技術衛星(ADEOS-II)搭載の高性能マイクロ波放射計(AMSR)，及びNASAの衛星Aqua搭載の改良型マイクロ波放射計(AMSR-E)へとそのミッションを拡張して開発が継続されている。現在は、第一期水循環変動観測衛星(GCOM-W1)搭載用の高性能マイクロ波放射計2(AMSR2)の開発を完了し、第三世代の高性能マイクロ波放射計3(AMSR3)の開発に移行する段階である。

本稿では、当社が開発してきたマイクロ波放射計シリーズの開発意義、役割等を述べるとともに、現在までの利用状況、及び今後の技術動向等について述べる。

2. マイクロ波放射計の開発実績

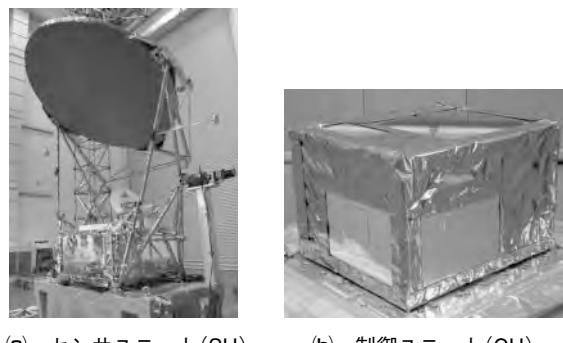
表1に当社が開発してきた高性能マイクロ波放射計(AMSRシリーズ)の一覧を示す。マイクロ波放射計は、水循環に関連する全球的な水蒸気量、降水量、海面水温等を観測する受動型の電波センサであり、特にAMSR-Eは現在も世界最高性能のマイクロ波放射計として地球規模の水循環のモニタリングとモデリングに全世界で有効利用されている。

表2にAMSRシリーズの主要諸元を示す。MSRでは2周波数／2チャネルしかなかった観測チャネルをAMSR、AMSR-Eでは、各々7周波数／16チャネル、6周波数／

14チャネルに拡張し、かつアンテナ開口径の大型化(50cm級から2m級へ)によって、瞬時視野を狭くして、観測性能(空間分解能)を向上させてきた。また、受信機系についても、周波数の拡張とともにMSRのディッケ方式からAMSR以降はトータルパワー方式の放射計とし、軌道上で大型のアンテナを40rpmで回転させることによって全地球規模の高性能観測を実現した。

3. AMSR2の開発

図1にAMSR2の外観を、図2にシステム構成図を、表3に主要性能諸元⁽¹⁾を示す。AMSR、AMSR-Eの後継機となるAMSR2では、短期開発のため基本的には前号機の設計を踏襲しており、アンテナ部(ANT)，校正部(CAL)，受信部(RX)等のコンポーネントを搭載し、40rpmで回転するための回転駆動部(ADM)及び軌道上バランス調整



(a) センサユニット(SU) (b) 制御ユニット(CU)

図1. AMSR2の外観

表1. 当社が開発したAMSRシリーズの一覧

搭載衛星	略号	愛称	打ち上げ	センサ名	略号
海洋観測衛星1号	MOS-1	もも1号	1987年2月	マイクロ波放射計	MSR
海洋観測衛星1b号	MOS-1b	もも1b号	1990年2月	マイクロ波放射計	MSR
地球観測衛星AQUA	EOS-PM1	AQUA	2002年5月	改良型マイクロ波放射計	AMSR-E
環境観測技術衛星	ADEOS-II	みどり2号	2002年12月	高性能マイクロ波放射計	AMSR
第一期水循環変動観測衛星	GCOM-W1	未定	2011年度(予定)	高性能マイクロ波放射計2	AMSR2

表2. AMSRシリーズの主要諸元

センサ名	MSR				AMSR				AMSR-E				AMSR2			
	衛星				AMSR				AMSR-E				AMSR2			
主要諸元	0.5mアンテナ(非展開)				2mアンテナ(非展開)				1.6mアンテナ(展開式)				2mアンテナ(展開式)			
	周波数(GHz)	帯域幅(MHz)	偏波	チャネル数	周波数(GHz)	帯域幅(MHz)	偏波	チャネル数	周波数(GHz)	帯域幅(MHz)	偏波	チャネル数	周波数(GHz)	帯域幅(MHz)	偏波	チャネル数
	-	-	-	-	6.975	350	VH	2	6.925	350	VH	2	6.925 7.300	350	VH	4
	-	-	-	-	10.65	100	VH	2	10.65	100	VH	2	10.65	100	VH	2
	-	-	-	-	18.7	200	VH	2	18.7	200	VH	2	18.7	200	VH	2
	23.8	400	V	1	23.8	400	VH	2	23.8	400	VH	2	23.8	400	VH	2
	31.4	500	H	1	36.5	1,000	VH	2	36.5	1,000	VH	2	36.5	1,000	VH	2
	-	-	-	-	50.3 52.8	160 380	V	2	-	-	-	-	-	-	-	-
	-	-	-	-	89-A 89-B	3,000	VH	4	89-A 89-B	3,000	VH	4	89-A 89-B	3,000	VH	4
2周波数帯、2ch				7周波数帯、16ch				6周波数帯、4ch				6周波数帯、16ch				

V : Vertical, H : Horizontal

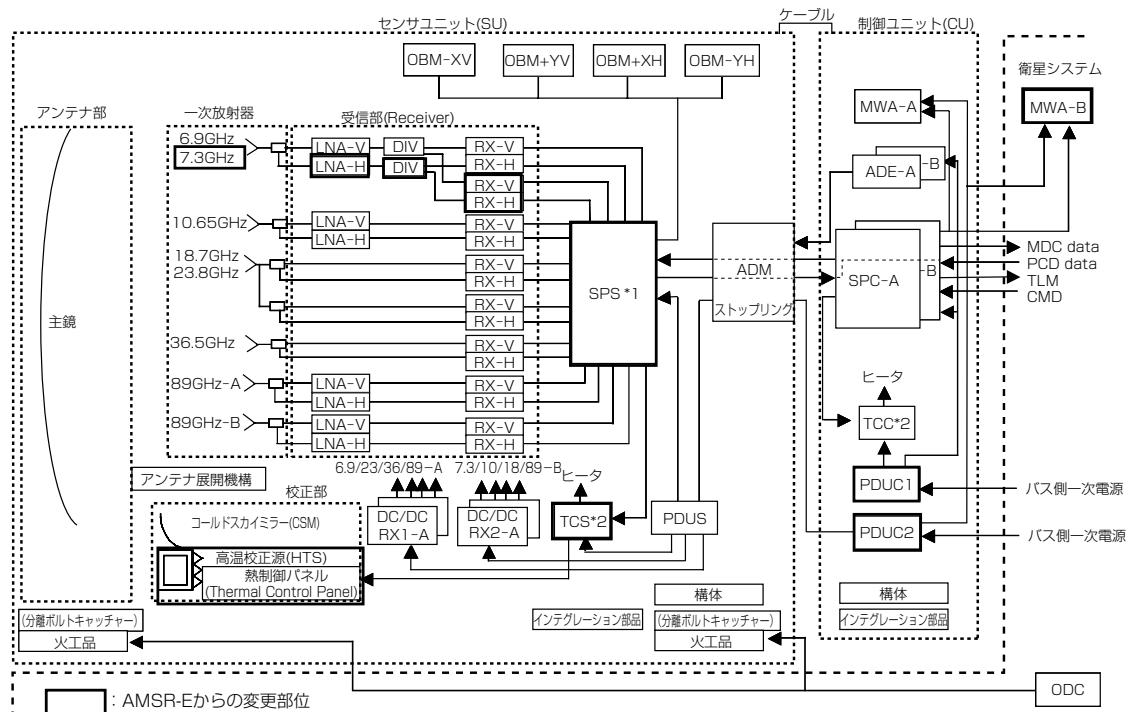


表3. AMSR2の主要性能諸元

項目	諸元							
観測周波数(GHz)	6.925	7.3	10.65	18.7	23.8	36.5	89(A)	89(B)
帯域幅(MHz)	350	350	100	200	400	1,000	3,000	3,000
偏波	H/V(水平/垂直)							
主な観測対象	海面温度		海上風		降水量 (海域)	水蒸気 量	海水、雲水 量、積雪	降水量(陸域)
温度分解能(K)	0.34	0.43	0.7	0.7	0.6	0.7	1.2	1.2
ダイナミックレンジ(K)	2.7 ~ 340							
ビーム幅(°, 公称)	1.8	1.8	1.2	0.65	0.75	0.35	0.15	0.15
フットプリント(Az×El) (km)	35×61	35×61	24×41	13×22	15×26	7×12	3×5	3×5
サンプリング間隔(km)(衛星進行方向)	10							5
サンプリング間隔(km)(走査方向)	10							5
メインビーム効率(%)	>90	>90	>90	>90	>90	>90	>90	>90
オフナディア角(°, 公称)	47.5(地表入射角 約55°相当)							
走査角(°, 公称)	-61~+58		±61(観測幅 約1,450km相当)					
走査周期(sec)	1.5(± 1 %)							

のための質量特性調整機構(OMB)を持つセンサユニット(SU), 及び信号処理部(SPC), 電力分配部(PDUC)等のコンポーネントとSUの回転によるモーメントをキャンセルするためのモーメンタムホイール(MWA)を搭載する制御ユニット(CU)から構成される。

これに加え, AMSR-Eの軌道上運用実績などを考慮して, 次の改善を行っている。まず, AMSR-EでAquaへの搭載性を考慮して縮小したアンテナ開口径を2m級に拡大して空間分解能を向上させた。これに伴い, 大型アンテナをコンパクトに収納するための展開機構部の再設計を行い, GCOM-W1への搭載性も確保した。図3にAMSR2 PFTにおける展開試験状況を



図3. サブシステム試験(展開試験)中のAMSR2

示す。AMSR-Eの軌道上観測実績から6.9GHz帯における電波干渉に対応するため7.3GHz受信機を追加搭載して対処している。またAMSR-Eの軌道上運用で, 軌道条件又は季節変動によって最大数10°Cの温度分布が発生すること

が確認された高温校正源(HTS)に対し、温度制御方式を変更⁽²⁾してHTSの電波吸収体表面の温度分布を2.5°C p-p以下に抑え、校正精度の改善を図った。さらに信頼度向上のため、MWA B系(MWA-B)の追加、及びセンサユニット信号処理部(SPS)の部分冗長化を図ってシングルポイントを極力減らすとともに、AMSR-Eの開発段階で不具合の多かったOBM用モータの国産化と駆動機構構成の見直しによって、信頼性の高い設計とした。

なお、AMSR2は、現在開発を完了して衛星(GCOM-W1)に搭載済みで、2011年度の打ち上げに向けての準備中⁽³⁾である。図4に衛星システムでの試験状況を示す。

4. AMSRシリーズの利用

2002年5月に打ち上げられた米国NASA衛星Aqua搭載用AMSR-Eは3年のミッション期間(設計寿命5年)をは

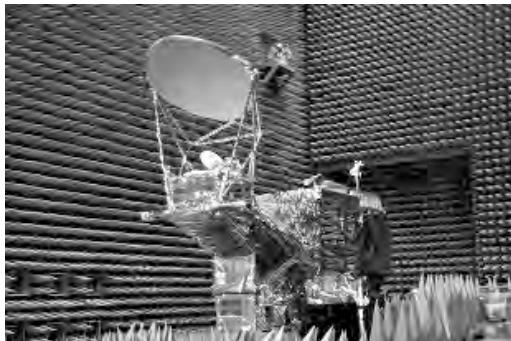


図4. 衛星システム試験中のAMSR2(JAXA提供)

表4. AMSR-Eのデータ利用状況(Top10)

#	VolMB	Country	Users	VolMB	Files
1	United States		791	58,401,418	2,386,806
2	Japan		86	22,122,061	606,729
3	China		321	8,103,436	943,216
4	Germany		42	6,008,693	187,948
5	France		52	4,322,264	224,079
6	Italy		42	2,218,918	29,739
7	Australia		33	1,865,826	103,633
8	Canada		90	1,716,182	135,384
9	Netherlands		21	1,218,840	25,793
10	United Kingdom		51	791,928	26,587

※ 2009年度の利用状況(NSSTC集計)：利用国数50ヶ国以上、利用機関数：1,798

表5. 観測周波数と観測対象

周波数 観測対象	7GHz帯	10GHz帯	18GHz帯	23GHz帯	36GHz帯	89GHz帯
積算水蒸気量			○	○	○	
積算雲水量			○	○	○	
降水量		○	○	○	○	○
海上風速	○	○		○	○	
海面水温	○	○		○	○	
海水密接度	○		○	○	○	○
積雪水量		○	○	○	○	
土壤水分	○	○	○	○	○	○

○：最重要周波数

るかに超えて10年目の運用を継続中であり、表4に示すとおり、世界50か国以上、2,000機関以上(2010年5月の推定データによる)に利用されている。表5に観測周波数と観測対象の関係を示す。主要国のデータ利用状況としては、気象予報(特に米国では、ハリケーンの規模、進路等)、エルニーニョ監視など地球規模での気候変動監視、穀物の収穫予想、漁業解析(まぐろ、かつお等)、及び米国における軍の作成行動に必要な情報の収集等に利用されている。また近年中国での利用数が増加しており、気象予報のほか、穀物の収穫、災害発生に関連して利用しているものと推定される。

AMSR-Eの観測実績⁽⁴⁾を図5及び図6に示す。海面水温の全球マップ(2010年11月1日～5日及び2011年4月1日～5日)に関しては、四角い黒枠で囲われたエルニーニョ監視海域で、2010年11月のラニャーニャ現象の最盛期と2011年4月には顕著な低温偏差がなくなったことをとらえている。また、北極圏の海水分布の状況(2008年9月23日及び2011年5月5日)に関しては、2008年9月で地球温暖化の影響を受けて北極海の海氷が観測史上2番目の小ささとなった事象をとらえている。

なお、AMSR2を搭載したGCOM-W1は、AMSR-Eの後継センサとして、米国の地球観測衛星隊列(米国衛星Aqua, Aura, CALIPSO, CloudSat, Glory, OCO及び仮衛星PARASOLから構成される)であるA-train⁽⁵⁾に投入することが予定されており、これらの衛星群が互いに数分

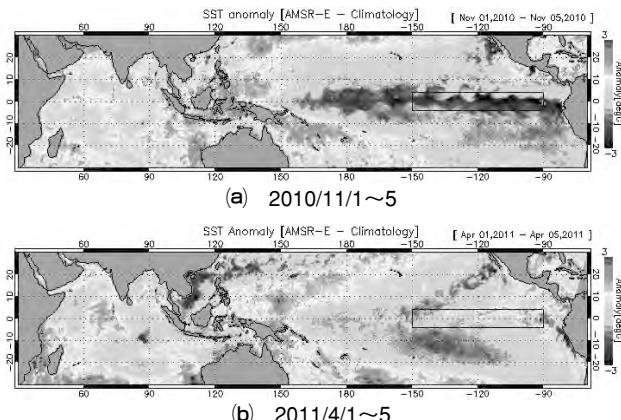


図5. 海面水温の全球マップ(JAXA提供)

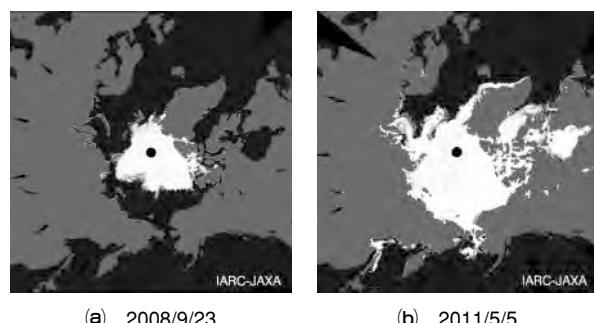


図6. 北極圏の海水分布(JAXA提供)

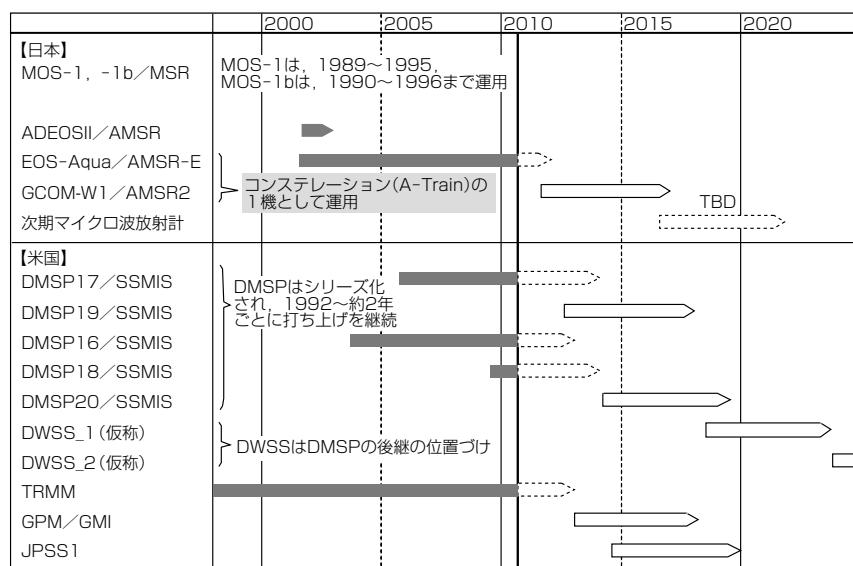


図7. 日米のマイクロ波放射計の将来計画

ほどの時間差で同じ軌道を周回することによって、大気／水等の観測精度を向上させることを目的として国際間協調を行っていく計画である。

5. 今後の技術動向

図7に日米におけるマイクロ波放射計の将来計画を示す。日本では、AMSR2の後継機としてGCOM-W2搭載AMSR3、及びGCOM-W3搭載AMSR4が計画されている。また、米国でも、公的機関(NASA, NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration : 米国立海洋大気圏局))のJPSSシリーズ衛星、及び空軍(USAF)のDWSSシリーズ衛星等が計画されている。

次期マイクロ波放射計に対するユーザー要望としては、気象予報精度向上のため高周波観測チャネル(150～183GHz帯)の追加があげられ、高周波受信機系の開発が課題となる。また、89GHz帯のローカル発振器(W-band Local Oscillator Assembly : WLOA)用のGunnダイオードなど、入手不可となる部品については代替品の選定、又は新規開発が必要になる。

NASA/NOAAのJPSS衛星については、現状マイクロ波放射計は搭載せず、高周波のサウンダ(ATMS)の搭載を前提としている模様である。

一方、USAFのDWSS衛星搭載用のマイクロ波放射計に関しては、上記の高周波観測チャネルに加えて、航空、海上の作戦行動(燃料消費など)やハリケーンなどの暴雨風による被害予測でも不可欠な風速、風向観測のためのチャネル(10GHz, 18GHzにおける±45度偏波、円偏波(R, L))の追加が期待されている模様である。

当社としては、AMSRシリーズの実績、強みを活(い)かし、先に述べた米国周回気象衛星に対して、次期

AMSRの受注を目指した活動に取り組んでいきたい。また、先に述べたユーザーの要望にこたえるため、AMSRシリーズの継承技術を十分に活用するとともに、高周波受信機系の開発、機器の小型・軽量化、及び高密度インテグレーション等の新規技術開発を進めていきたい。

6. む す び

我が国における衛星搭載用マイクロ波放射計は、国産化技術の育成段階から、国際協力の枠組みの中で社会貢献する実利用の段階まで進化してきた。

今後もマイクロ波放射計のシリーズ化を図り、ユーザーのニーズにこたえるよう高機能化及び性能向上を図っていく必要がある。様々なニーズにこたえることによって、宇宙からの観測データが社会の安心・安全と、生活の質の向上に資することで、社会に貢献することを目指している。

参 考 文 献

- (1) 野口龍宏, ほか: AMSR2フライトモデルの開発, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2C05 (2009)
- (2) Ishikawa, T., et al.: Development of High Temperature Noise Source(HTS) for Advanced Microwave Scanning Radiometer 2(AMSR2), IGARSS (2011)
- (3) 人工衛星プロジェクト GCOM-W1
<http://www.satnavi.jaxa.jp/project/gcom-w1/index.html>
- (4) 地球観測研究センター EORC
<http://www.eorc.jaxa.jp/index.php>
- (5) A-TRAIN SATELLITE CONSTELLATION
<http://science.nasa.gov/earth-science/a-train-satellite-constellation/>

宇宙ステーション補給機(HTV)の開発と利用 —ランデブ技術の応用と有人宇宙機への発展構想—

桐谷浩太郎* 小鎌幸雄***
千葉隆文**
津屋直紀**

Development and Future Application of H-II Transfer Vehicle (HTV)—Applications of the Rendezvous Technology and Road to Future Manned Spaceship—
Kotaro Kiritani, Takafumi Chiba, Naoki Tsuya, Yukio Koyari

要 旨

宇宙ステーション補給機(H-II Transfer Vehicle : HTV)は1号機が2009年9月に、2号機が2011年1月に打ち上げられ、国際宇宙ステーション(International Space Station : ISS)へのランデブ・ドッキングに成功し、ISSに必要な物資を届けた。HTVは、今後もISSに物資を届けるという重要なミッションを担っており、HTV 7号機までの5機の打ち上げが計画されている。

HTVシステムはフライテセグメント(軌道上部分)、グランドセグメント(地上運用設備)、ISSセグメントで構成される。三菱電機は(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)の指導によってフライテセグメントの電気モジュール／アビオニクス、及びグランドセグメント、ISSセグメントの開発、並びに飛行運用を担当している。

三菱電機は、フライテセグメントでは、誘導制御系・電力供給系・通信データ処理系の各電子機器が搭載されている“電気モジュール”的製造、試験を担当している。

グランドセグメントでは、JAXAの筑波宇宙センターに設置されたHTVを制御監視するための地上運用設備であるHTV運用管制システム(HTV OCS(Operation Control System))の開発を行い、飛行管制、飛行計画、訓練試験支援作業をJAXAとともに実施している。

ISSセグメントではISS上と日本実験棟JEM内に設置している近傍通信システム(PROX)の開発を担当した。

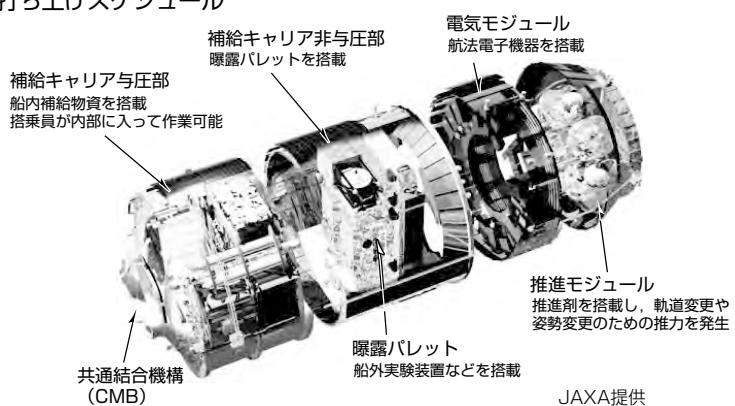
HTVで開発されたランデブ技術とHTVフライテセグメント構成技術は、有人安全要求が適用されるISSへの輸送機の実用技術として確立している。この技術は、単に安定的にISSに物資を届け、離脱時に廃棄物を搭載し、大気圏へ突入するという現在のミッションを支えるだけでなく、回収機能を付加したHTV(HTV-R)にも貢献するものである。さらに、将来的には無人の月探査ミッションや軌道間輸送への応用、利用が期待できる技術を含んでいる。本稿ではその概要について述べる。

2009年度	2010年度	2011年度	2012年度	2013年度	2014年度	2015年度
						

HTV打ち上げスケジュール



ISSのロボットアームに把持される直前のHTV2号機



HTVフライテセグメント構成

HTV概要

HTVは2009年度から原則1年に1機打ち上げが計画されている。

三菱電機はHTVフライテセグメント内、電気モジュールの製造、試験を担当している。

1. まえがき

HTV 1号機は2009年9月11日に打ち上げられ、ISSとのランデブ・ドッキングに成功し、ISSに物資を届けた。45日間の係留期間を経て、ISS内の廃棄物を搭載してISSから離脱し、同年11月2日大気圏に再突入し、そのミッションを完遂した。

ミッション完了の約1年3か月後の2011年1月22日にはHTV 2号機が打ち上げられ、HTV 1号機同様、3月30日に大気圏へ再突入しミッションを完了した。HTV 2号機では、HTV 1号機より2日短縮した5日間でISSまでの飛行を実現、開発時に想定していなかったISSノード2天頂側結合ポートへの移設などの複雑な運用を実施、60日間のISS係留期間も実現した、さらに再突入後の飛行及び破壊後のデータを取得し将来の回収機運用への技術データの蓄積を行い、大きな成果を得た。

本稿ではHTVの心臓部である電気モジュールを活用した将来の利用技術と今後の展望を示す。

2. HTV利用技術

HTVは、日本初の宇宙船であり、そこにはこれまでの日本の宇宙開発技術のすべてが凝縮されている。

特にHTV向けに開発した目的の時間に目的の場所に正確に到達するというランデブ技術は、若田宇宙飛行士によって1995年にスペースシャトルに回収された無人宇宙実験フリーフラーアイア(SFU)に始まり、“おりひめ・ひこぼし”(ETS-VII)実験で習得した技術を、厳格な有人安全要求が適用されるISSへの輸送機への実用技術に高めたものである。

三菱電機はこの航法誘導制御分野において20年以上の歴史と実績を持っている。

また、電気モジュールには航法誘導系の他にもすべての

アビオニクス機能を含んでおり、特長として、2故障まで安全、1故障でも自立的に故障を分離して動作を継続できる故障許容／故障安全機能が各所に含まれている。この技術によって、HTVが有人システムであるISSへ安全にかつ、安定的に物資を運ぶためのランデブ・ドッキングを達成できることは、HTV 1号機、HTV 2号機の運用実績から証明された。しかし、このランデブ技術は現在のHTVのミッションの範囲にとどまらず、将来、ISSから実験、研究の成果物を地上に持ち帰る回収機能付加型HTV(HTV-R)へ発展させ、さらには無人の月探査ミッション、軌道間輸送機への応用にも発展可能な技術である(図1)。

将来的に有人宇宙機を開発していく場合、HTVのアビオニクス技術を2故障まで帰還可能に発展、冗長化していくことによって、搭乗員を必ず生還させるための技術に発展させることができると考えられる。HTVの開発、ミッションによって培われたランデブ・ドッキング技術を発展させることが、わが国の有人宇宙機開発の近道となる。

また、ほかの応用として、デブリ回収ミッション、月ミッションへの応用も考えられる。以下ではHTVの技術を利用した具体的な発展構想について述べる。

3. HTV発展構想

3.1 HTV-Rの検討

HTVの技術を応用し、更なるニーズにこたえる次世代の宇宙機として、現在回収機能付加型宇宙ステーション補給機(HTV-R)の開発が始まろうとしている。これは、HTVでは実施できなかった、宇宙ステーションからの物資を地上に持ち帰るというミッションを実現するために、HTVに回収カプセルを搭載した宇宙機である。これについては、JAXAでも2010年にHTV-R研究開発室が発足し、その準備が開始されている。現在は2017年ごろの打ち上げ

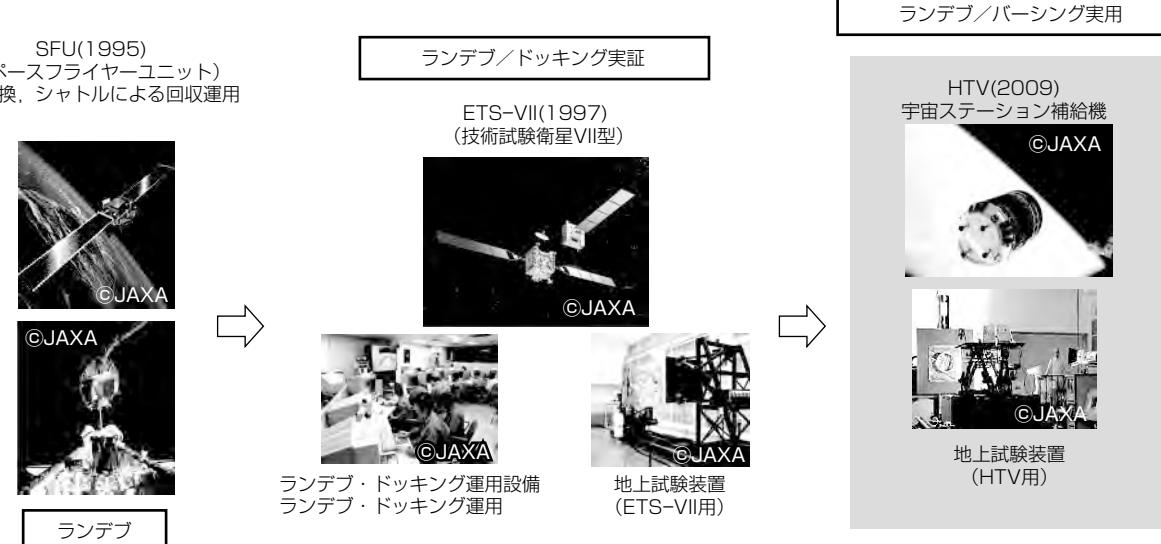


図1. ランデブ・ドッキング技術の進化

を想定している。

実現の方式としては、以下の2つの方式が考えられている。

- オプション1：補給キャリア非与圧部に曝露(ばくろ)パレットの代わりに中型のカプセルを搭載する案(図2)
- オプション2：補給キャリア与圧部の代わりに回収カプセルを搭載する案(図3)

現在はオプション2をベースとした検討が進んでいる。

オプション2は、現在の与圧部がそのままカプセルになった構造で、将来の有人カプセルにも発展可能なサイズである。そのため、将来の有人宇宙機の再突入の検討にも応用できる実証を行うことができる。

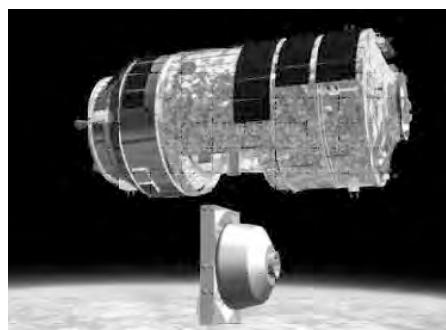


図2. オプション1



図3. オプション2

三菱電機でも、HTV-Rに搭載する回収機HRV(HTV Return Vehicle)などについての検討支援を行っている。次に、その三菱電機案について述べる。

HTV-Rで想定しているミッションプロファイルを図4に示す。HTV-Rでは、宇宙ステーションとランデブし、カーゴを移設後離脱するところまではHTVとほぼ同じプロファイルとなる。その後、大気圏突入軌道に入った後に、HRVを分離し、残ったHTV本機とHRVが別々に大気圏に突入する。HTV本機側は現行のHTVと同様に燃え尽きるが、HRVはパラシュート(又はパラフォイール)を開傘して着水する。

このミッションに与えられた技術実証項目は次のとおりである。

- (1) 揚力飛行制御技術
大気圏再突入において加速度4G以下の実現
- (2) 定点誘導技術
所定の着水点に所定の分散で誘導する技術
- (3) 緩降下技術
パラシュート(又はパラフォイール)によって減速する技術
- (4) 热防護材の製造・組立技術
大気圏再突入で高温となる外部環境から船内を防護する防護材の製造・組立技術
- (5) 回収技術
着水したHRVを安全・確実に回収する技術

これらの技術分野で特に“(2)定点誘導技術”については、宇宙空間ではHTVの航法誘導技術が、大気圏内では、三菱電機の実績ある飛翔体の航法誘導技術が応用できる。また、この大気圏内の誘導制御技術は、“(1)揚力飛行制御技術”的4G以下の加速度を実現する上でも有効である。

(4)の熱防護材については、三菱電機がシステム取りまとめを行った2002年に打ち上げられた無人宇宙実験システム

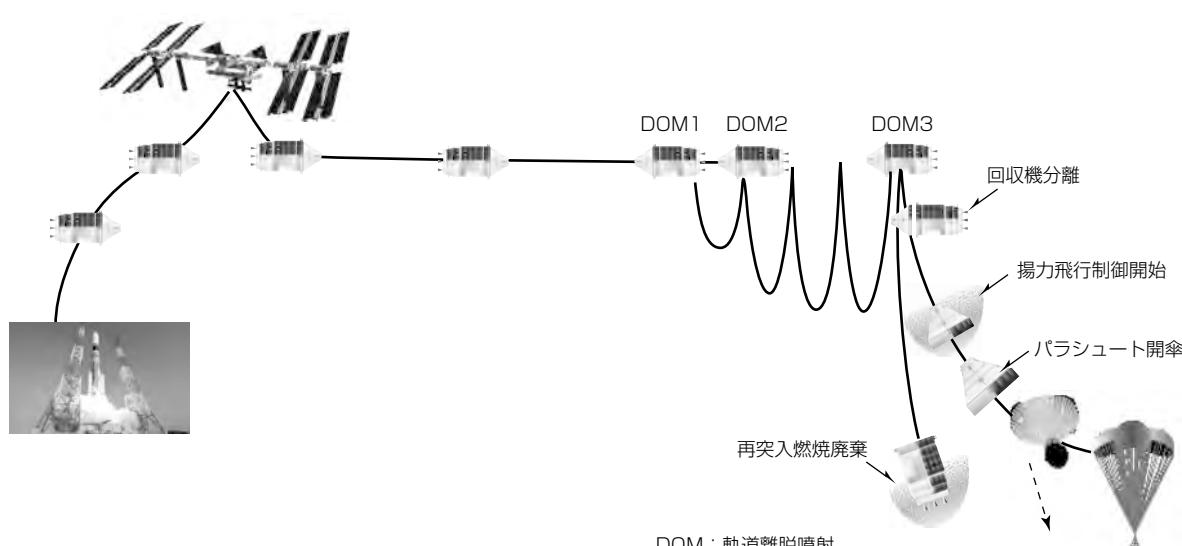


図4. HTV-Rのミッションプロファイル

(Unmanned Space Experiment Recovery System : USERS)に搭載された再突入カプセル(Recovery Module : REM)で使われたアブレータを用いることも選択肢として検討している。ただし、REMのアブレータは比較的小規模であったが、HRVにはそれを大型加工する技術が必要になると思われる。

“(3)緩降下技術”及び“(5)回収技術”については、HRVよりは一回り小さいが、REMにおいてもパラシュート開傘及び船舶による回収を実施しており、実績のある技術といえる。

このように、HRVの実証項目については、これまでの宇宙開発の実績の延長上にあるものであり、開発要素はあるものの、現在想定されている2017年頃の打ち上げまでには実現可能な範囲にあると思われる。

またHRVに搭載する電子機器には、将来の有人化を想定して有人安全要求を満足したアーキテクチャが必要である。有人安全性については、三菱電機はHTVの電気モジュール

において10年以上の長きにわたって開発され、NASA (National Aeronautics and Space Administration)の安全審査に合格した表1に示す数々のコンポーネントを持っている。これらのコンポーネントは、完全に流用できるもの、又は一部改修することでHRVのコンポーネントとして利用できるものである。これらのコンポーネントを用いて構成したHRVのブロック図の案を図5に示す。

HRVには、そのほかにも与圧部に搭載される環境維持装置、大気圏突入後の熱防御装置、姿勢維持のための推進系、パラシュート、着水後のフローティングバック等の回収系が必要となるが、基本的にHTV又はこれまで国内で実績のある技術又はその延長で実現可能と考えられる。

3.2 HTVによるデブリ回収

現在宇宙空間にある人工物体は直径10cm以上のものだけで21,000個ほど観測されており、その内で機能していない人工物体(以下“デブリ”という。)は95%以上ある。これ

表1. HRVの電気機器候補

コンポーネント略称 (()内はHRVでの呼称)	名称	機能概要
GCC(RGCC)	航法誘導制御装置	地球センサ及びSIGIからの情報に基づき宇宙機の位置、速度、姿勢を推定し、所定の軌道・姿勢に誘導するように制御する装置
BIU(RBIU)	バスインターフェースユニット	各機器からのテレメトリーを収集、各機器へのコマンドを送信する装置
CDP(RCDP)	CCSDS処理装置	CCSDS ^(注1) 勧告に基づくデータ処理を行う装置
TRX(RTRX)	RF通信機	外部と通信するための通信機
DIP(RDIP)	ダイブレクサ	送信波と受信波を分岐させる装置
VDE(RVDE)	バルブ駆動装置	推進系のバルブを駆動する装置
SIGI(RSIGI)	宇宙用統合航法誘導装置	ジャイロ、加速度、GPSを統合した宇宙用の航法誘導装置
ESE(RESE)	地球センサ制御装置	地球センサの制御部
ESH(RESH)	地球センサヘッド	地球センサのセンサ部
MBU(RMBU)	メインバスユニット	複数のソースからの電力供給を制御する装置
BDCU(RBDCU)	バッテリ放電制御装置	バッテリの放電を制御する装置
PBAT(RPBAT)	バッテリ	電力を供給するバッテリ

(注1) Consultative Committee of Space Data Systemの略。宇宙空間で使われる通信・データ処理の方式を定めるために構成された国際委員会。

RF : Radio Frequency, GPS : Global Positioning System

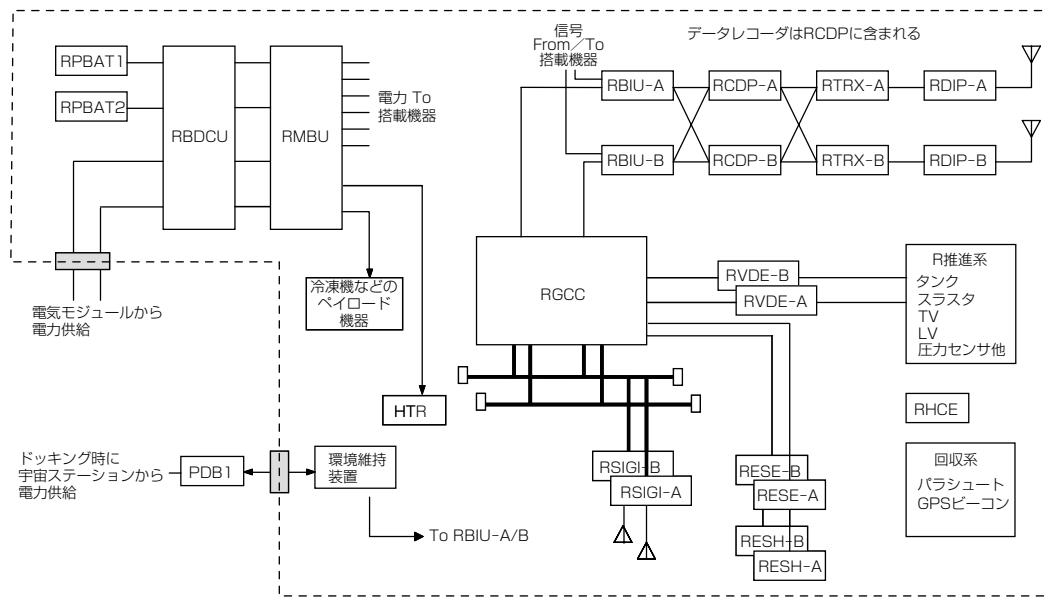


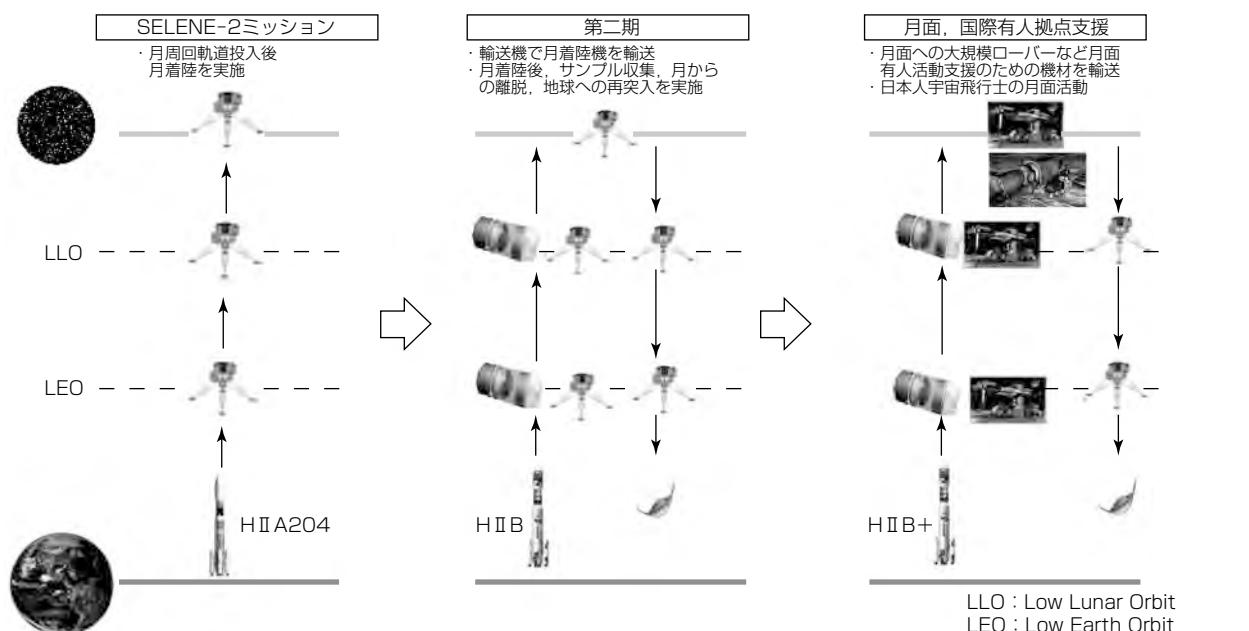
図5. HRVのブロック図

らのデブリは不要となった人工衛星やロケット、及びそれらの構成品や断片等である。宇宙ステーションへデブリが衝突した場合には人命への影響が出る場合もあるため、常にデブリを監視しており、デブリを回避する軌道制御が年に数回の頻度で発生している。HTVのフライトにおいても、デブリとの衝突を回避する時には、デブリ回避軌道制御(Debris Avoidance Maneuver : DAM)を実施するよう計画している。デブリは宇宙ステーション運用上の脅威のみならず、その回収は今後の宇宙空間利用において喫緊の課題の一つである。

HTVでは宇宙ステーションの不用品を機体とともに大気圏内で燃やし尽くし安全に廃棄するが、このミッションを更に発展させ、積極的にデブリを回収してから大気圏に再突入して廃棄するのがデブリ回収ミッションである。このHTV発展構想では、図6に示すようにHTVの非与圧部にデブリの捕獲機構を搭載し、ターゲットとなるデブリとランデブで、非与圧部にてデブリを保持し、そのまま大気圏に突入する。

宇宙ステーションと異なり、デブリは自身の位置情報の伝送手段やレーザ計測のための反射板を持たず、自由な回転運動をしている。いわゆる非協力型ターゲットであり、ランデブ及び捕獲には高度な技術が要求される。三菱電機では光学カメラに距離情報を取得できるレーザセンサなどを組み合わせ、デブリとの相対位置・姿勢を計測可能な複合航法系を検討中である。

この発展構想は、まだ検討の余地が多くあるが、従来のHTVミッションとデブリ回収の機能を抱き合わせることによって、デブリ回収専用のサービス宇宙機を単独で打ち上げる場合に比べて、打ち上げ費用を抑えることが可能となる。



3.3 月ミッションへの応用

HTV発展型の別のアプリケーションとしては月ミッションへの応用がある。2章で述べたようにHTVはISSの有人安全性を満たした宇宙船であり、ランデブ航法誘導能力も持っており、これらの技術をベースにした月ミッションの実現は有力な発展型といえる。

3.3.1 月ミッションのロードマップ

月ミッション計画は、図7のロードマップに示すように3期で構成されている。HTVの技術を応用するのは、第二期以降であり、月周回軌道への投入・月着陸・月滞在・月離脱・帰還の一連のプロセスを実現する。月周回フェーズまでの技術は、小型衛星による月探査で獲得できていることを前提とすると、第二期に特徴的なフェーズは月着陸フェーズ及び月滞在フェーズであり、着陸誘導技術、航法センサ技術、アクチュエータ技術、構造技術、及び有人安全技術等が必要となる。

HTVは輸送船として基本的な機能を備えており、与圧部には多くの物資を搭載できる機能を持っている。また、

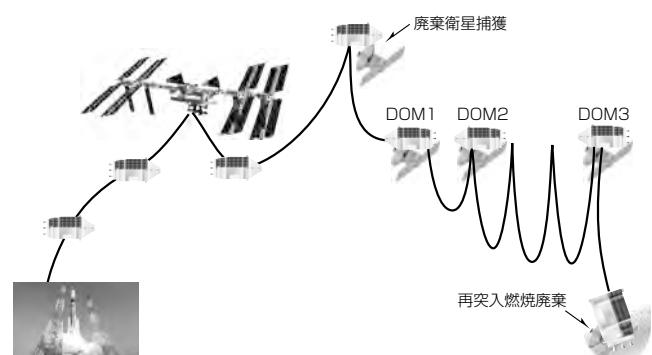


図6. HTVによるデブリ回収・廃棄プロセス

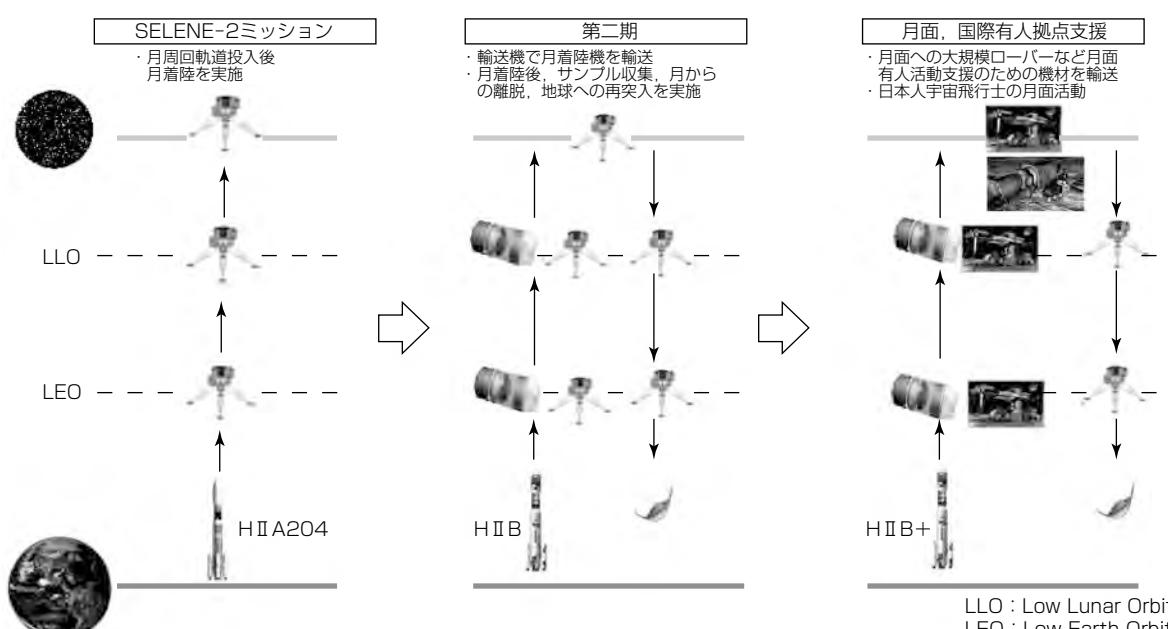


図7. 月ミッションのロードマップ

電気モジュールに搭載されている航法誘導装置は月周回におけるランデブ・ドッキングを実現する技術の核となる。この機能は月周回衛星、月着陸船、又は月面基地に物資を輸送するために活用でき、この意味において、HTVは月ミッションに対するシーズを十分に持っていると言える。

3.3.2 月ミッションに活用できるHTVの技術

HTVの技術の中で月ミッションに活用できる主要な技術を次に示す。

(1) ランデブ・ドッキング技術

月ミッションにおいては、月遷移／周回軌道投入、月着陸／離脱誘導制御が重要であり、これらの機能・性能を実現するためには、HTVによって実証された以下のランデブ技術がコアとなると考える。

①遠方ランデブ技術

打ち上げ後、ISS近傍到達するためのランデブ技術

②近傍ランデブ技術

ISS近傍で有人安全性を満たしつつ接近する技術

③大気圏再突入

所定の地点・軌道で再突入させるコントロールドリエンタリ技術

④ランデブ飛行、自動計画技術

ISS軌道条件に基づく自動計画技術

⑤NASAとの協調運用技術

NASAとの協調運用のノウハウの蓄積

(2) HTVアビオニクス技術

HTVの電気モジュールは、電力供給機能、航法誘導機能、通信・データ処理機能等のHTVのアビオニクス全体を制御・統括している。これらの機能は、HTVがISSに接近・係留されることから2fail safe要求を満たすように構成されている。

しかしながら、月ミッションを想定した場合には初期には無人宇宙船として使われることになるため、HTVのアビオニクス技術をベースとしつつ、有人安全・ISS対応機能は削除することが可能であり、軽量化・省電力化を実現できるものと思われる。

(3) 有人安全技術

月ミッションが順調に進むといずれ有人の宇宙基地の建設が始まる。このとき、有人拠点へのアクセスに対しては、有人安全が要求されると考えられる。HTVで獲得した有人安全技術は、このときに利活用できると思われる。特に、次のハザード制御及びCBCS要求についてはHTVで実現した技術・経験を活用することができる。

①ハザード制御

2つの故障又は2回の誤操作、又はそれらの組合せによってもカタストロフィックハザードが起きない。

1つの故障又は1回の誤操作によってもクリティカルハザードが起きない。

②CBCS(Computer Based Control System)要求

Must Work Function(MWF)要求

意図せぬ機能停止がハザードとなる場合の要求

Must Not Work Function(MNWF)要求

意図せぬ動作がハザードとなる場合の要求

4. 有人技術への課題

HTVの技術をHTV-R、月ミッションからさらに発展させた次のステップとしては、日本初の有人宇宙船への挑戦がある。

HTVは、有人安全性を満たしてはいるが、当然のことながら有人機ではない。有人化するためには、以下の主要課題の解決が必要である。

①環境・生命維持装置の開発

②緊急脱出装置の開発

③クルーが操縦するためのコンソールの開発

④2fail operativeの実現

⑤打ち上げ環境を緩和した有人に適した打ち上げ機の開発

⑥大気圏再突入から着水までの船内環境維持

④の2fail operativeとは、2故障が発生しても運用を継続できる設計であり、HRV開発の延長としてそのアーキテクチャを確立することができると考えている。また、⑥については、3.1節で述べたHTV-Rの開発におけるHRVの主要課題であり、HTV-Rミッションの中の実証がその第一歩となると考えている。

その他の課題については、それぞれ国産技術にとってはチャレンジングな問題であり、その開発には相応のリソースが必要になるとと思われる。しかしながら、例えば、HTVによって築かれた日米の相互信頼と実績に基づき、協力して進めることができれば、より早く有人宇宙機の開発を達成できるものと考える。

5. む す び

HTVの発展型として、回収機能付加型宇宙ステーション補給機(HTV-R)、デブリ回収ミッション、月ミッションについての構想を述べた。

HTVの開発によって得られた技術成果は、本稿で述べたこと以外にも、多くの発展的な要素を持っており、サブシステムレベル、コンポーネントレベルにおいても今後応用が期待できると考えている。

参 考 文 献

- (1) 桐谷浩太郎, ほか: HTV発展型構想について, 日本航空宇宙学会第41期年会講演会 (2010)
- (2) 虎野吉彦, ほか: HTVとその将来展望, 三菱電機技報, 83, No.3, 199~202 (2009)

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—

磯部昌徳*
西山 宏*
古市正生*

Development and Operation of Japanese Meteorological Satellite "Himawari" Series—For 20 years Meteorological Observation by Himawari-7,8 and 9—
Masanori Isobe, Hiroshi Nishiyama, Masao Furuichi

要 旨

気象衛星ひまわりは1978年に1号機の運用が開始されて以来、現在運用中の7号機まで日本の気象観測に欠かせない存在となっており、テレビの天気予報で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。

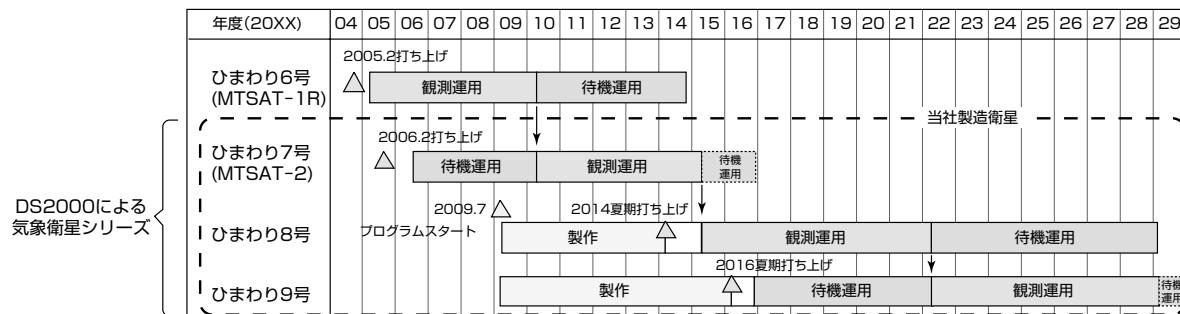
三菱電機は国際市場における商用衛星の競争力強化に取り組んでおり、(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)の技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)をベースとする標準衛星バス“DS2000”を開発し、DS2000適用衛星として2000年に運輸多目的衛星新2号(MTSAT-2)を受注し、2006年に打ち上げに成功、“ひまわり7号”となった。その後、約4年間の待機運用を経て2010年7月から本運用を開始し、画像品質・配信サービス共順調に稼働している。

一方、ひまわり6・7号の後継機として2014年、2016年にそれぞれ打ち上げが計画されているひまわり8・9号に

ついても、ひまわり7号での実績が評価され、2009年に当社が衛星と地上画像処理システムを受注することができた。これによって、ひまわり7・8・9号と3機にわたって、2010年から約20年間の日本の気象観測は当社の衛星が担当することになった。ひまわり8・9号は世界に先駆けて、次世代放射計を搭載し、現在運用中のひまわり7号に比べて画像の解像度は約2倍ときめ細かくなり、地球全体の観測に要する時間は従来の1/3に短縮される。加えて、日本域などの小領域を高頻度に観測することが可能となる。さらに、チャネル数が従来の5チャネルから16チャネルに増え、気象現象や地球環境の監視強化が可能となる。現在ひまわり8・9号は基本設計を完了し、詳細設計中である。

ここでは、ひまわり7号の衛星と地上処理装置(IDACS)の開発及び運用状況と、ひまわり8・9号の衛星と地上のデータ処理装置(RDACS)の開発状況と運用計画について述べる。

気象衛星“ひまわり”の運用計画



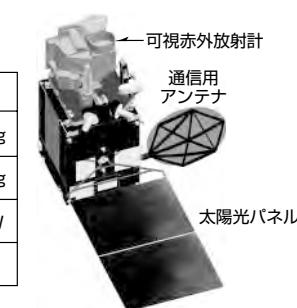
ひまわり7号の主要諸元

軌道上展開後の大きさ		全長30m
質量	打ち上げ時	約4,650kg
	ドライ	約1,680kg
発生電力		約3,800W
予定運用期間		10年



ひまわり8・9号の主要諸元

軌道上展開後の大きさ		全長8m
質量	打ち上げ時	約3,500kg
	ドライ	約1,300kg
発生電力		約2,600W
予定運用期間		15年



ひまわり7・8・9号

ひまわり7号は航空保安システムと気象ミッションの多目的な衛星であり、気象観測センサの要求によって太陽電池パドルは南面のみの片翼構成で、北面側には太陽輻射(ふくしゃ)のバランスを取るために、ソーラーセイルを搭載している。ひまわり8・9号は気象ミッション単独衛星であるが、搭載する気象観測センサの熱入力条件が厳しいため、ひまわり7号に搭載したソーラーセイルは搭載せず、北面側には何も搭載していない。

1. まえがき

気象衛星ひまわりは1978年に1号機の運用が開始されて以来、現在運用中の7号機まで日本の気象観測に欠かせない存在となっており、テレビの天気予報で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。当社は2000年にひまわり7号を受注し、2006年に打ち上げ、約4年間の待機運用を経て2010年7月から本運用を開始しており、画像品質・配信サービス共順調に稼働している。その運用状況を述べるとともに、後継機として2014年、2016年にそれぞれ打ち上げを予定しているひまわり8・9号の衛星、地上のデータ処理装置の開発状況と運用計画について述べる。

2. 静止気象衛星“ひまわり”

“ひまわり”は、広く国民に知られている日本の静止衛星・気象衛星の愛称であり、その歴史は30年を超える。1号から5号までは静止気象衛星GMS(Geostationary Meteorological Satellite)と呼ばれたスピニング衛星であり、当時は全球(衛星から見える地球のすべての範囲)の観測を3時間ごとに行っていた。6号からは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も一緒に搭載する運輸多目的衛星MTSAT(Multi-functional Transport Satellite)となった関係で、衛星規模が大きくなり、従来のスピニング衛星から三軸姿勢制御型へと変更され、これに伴って観測機器も変更された。なお、現在運用中のひまわり7号はMTSAT-2として、当社が初めて気象衛星を担当した衛星であり、2006年2月に打ち上げられ、2010年7月1日から運用が開始された。現在運用中のひまわり7号の気象ミッションでは次のことが行われている。

(1) イメージャによる観測

光学系の観測装置(イメージャ)によって、表1に示すとおり、可視1チャネル、赤外4チャネルによって地球画像の撮影を行っている。観測は1時間ごとに全球の観測を行い、おおむね30分ごとに北半球域(衛星から見える地球の北半分)の観測を行っている。

(2) 観測データの中継

離島や航空機、船舶からMTSATを介して観測データを中継するサービスが行われている。ほとんどはセルフタイ

表1. ひまわり7号の観測装置特性

チャネル	観測波長帯 (μm)	空間分解能 (km)	反射量輝度温度 分解能(階調)
可視(VIS)	0.55~0.90	1	1024(10ビット)
赤外1(IR1)	10.3~11.3	4	1024(10ビット)
赤外2(IR2)	11.5~12.5	4	1024(10ビット)
赤外3(IR3)	6.5~7.0	4	1024(10ビット)
赤外4(IR4)	3.5~4.0	4	1024(10ビット)

ム型で、時間が来ると衛星に向けてデータをとばし、衛星が地上のCDAS(衛星通信局)に中継、CDASから衛星情報処理センターを通り、気象局の通信網を通じて、全世界の気象機関に配信される。

(3) 画像配信

イメージャで観測した画像は、衛星情報処理センターで処理された画像を、MTSATを介して受信ユーザー(受信局)に配信する。当初はHiRID、WEFAX、HRIT、LRITの4方式で配信されていたが、このうちHiRID(the High Resolution Image Data)及びWEFAX(WEather FAC-Simile)は、2008年3月に廃止され、現在はHRIT(High Rate Information Transmission)、LRIT(Low Rate Information Transmission)の2方式のみである。HRITは、各画像とともに1024階調の精細な表現能力を持ち、可視画像では水平分解能が1km、赤外画像では水平分解能が4kmの高分解能画像として作成し、画像の種類も可視画像及び赤外1~4チャネルの全種類を配信している。LRITは、小規模利用局(SDUS)向けに行っている画像配信サービスで、全球画像の水平分解能を5km程度に落とした低分解能画像としてデータ伝送量を少量に抑えつつ、画像の種類として可視画像、赤外1、3、4の4種類を配信している。

3. ひまわり7号の開発及び運用

3.1 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国産として初の三軸姿勢制御型の気象衛星であり、寿命は10年で、2016年まで使用可能なよう十分な推薆(2.95トン)を搭載している。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年から開始され、2015年まで継続する計画となっている。

3.2 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は図1に示すとおり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。

特に重要な画像生成装置では、次の処理を行っている。

- ・受信データの校正
- ・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
- ・画像のリサンプリング

・ 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推進してきた。IDACS納入後に、気象庁と共同でIDACSに追加した主な機能は次のとおりである。

- ・赤外画像の縞(しま)模様を除去する機能
- ・落雷ノイズによる画像欠損を最小に抑える機能
- ・太陽雑音ノイズ入力時のIDACS誤動作防止機能
- ・HRITデータ伝送機能の強化

3.3 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。衛星製造業者がこのようなSOCを持っていることは衛星を軌道上でユーザーに引き渡すビジネスで極めて重要であり、当社は以前から施設整備を継続して来た。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ている。当社は、これらの運用のユーザーへの確実な移行をサポートした。

現在は、神戸航空衛星センターが主局となって、バス運用が継続されているが、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おり、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ている。

また、気象ミッション運用を行う気象衛星通信所とも緊

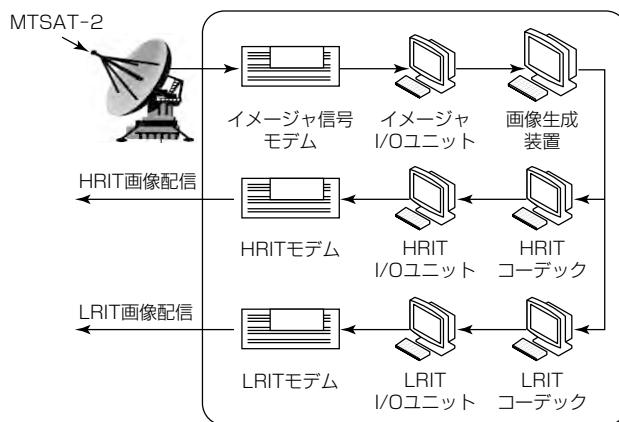


図1. IDACSの構成

急時には回線の接続が可能なようにしており、ひまわりのサービス継続を確実にバックアップしている。

2010年4月からは、カスタマー・サポート・センター(CSC)を設立し、ひまわり7号の衛星運用支援及び地上設備等の保守を組織的に確実に遂行している。また、この組織によって、今後複数の衛星の運用及び地上設備の保守をサポートする体制を強化している。

4. ひまわり8・9号の開発及び運用計画

4.1 ひまわり8・9号の開発

ひまわり8・9号は気象ミッションだけの衛星となったが、世界に先駆けて、次世代放射計(表2にバンド特性を示す)を搭載し、現在運用中のひまわり7号に比べて画像の解像度は約2倍ときめ細かく、地球全体の観測に要する時間は従来の1/3に短縮される。加えて日本域などの小領域を高頻度に観測し、さらに、チャネル数が従来の5チャネルから16チャネルに増え、気象現象や地球環境の監視強化が可能となる。

現在ひまわり8・9号は基本設計を完了し、2014年、2016年の打ち上げに向けて詳細設計中である。

4.2 放射計データシステムの開発

放射計データ処理システム(RDACS)はひまわり8・9号からダウンリンクされた信号を地上で受けた後、復調装置から出力される放射計観測データを入力し、放射計データファイル及び領域コマンドデータの作成等次の機能を持つ。

- ・放射計データファイル作成処理
- ・位置精度・校正処理
- ・領域観測選定処理
- ・画像診断情報
- ・監視情報
- ・クイックルック表示

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。その機能の全体フローを図2に示す。

表2. ひまわり8・9号の放射計バンド特性

バンド	中心波長(μm)	波長幅(μm)
1	0.4310~0.4790	≤0.0750
2	0.5025~0.5175	≤0.0625
3	0.6250~0.6600	≤0.1250
4	0.8495~0.8705	≤0.0875
5	1.601~1.619	≤0.0750
6	2.253~2.268	≤0.063
7	3.740~3.960	≤0.500
8	6.061~6.425	≤1.038
9	6.890~7.010	≤0.500
10	7.258~7.433	≤0.688
11	8.440~8.760	≤0.500
12	9.543~9.717	≤0.475
13	10.25~10.61	≤0.875
14	11.08~11.32	≤1.000
15	12.15~12.45	≤1.250
16	13.21~13.39	≤0.750

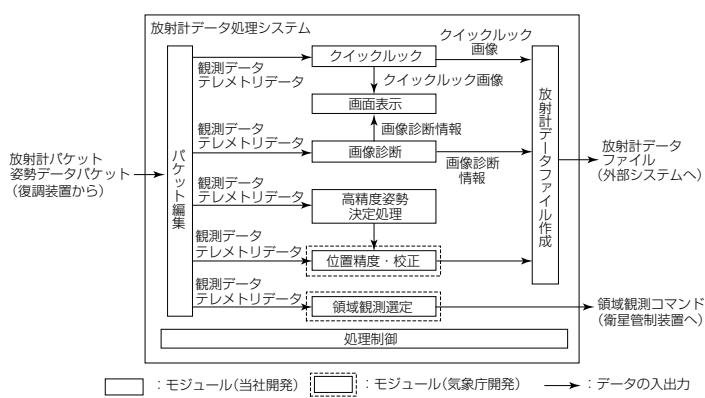


図2. RDACSの全体フロー

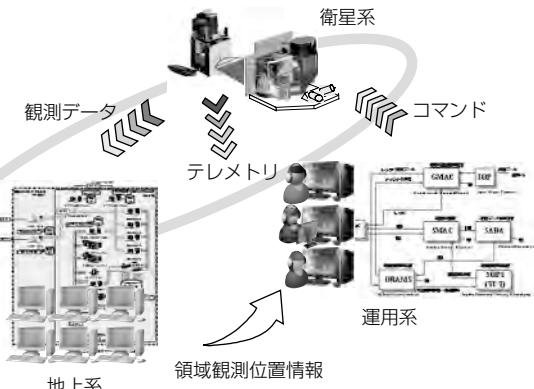


図3. ひまわり8・9号の衛星・地上・運用総合システム

表3. ひまわりの観測運用比較

観測種別	6・7号	8・9号
全球観測	24回/1日	1回/10分
半球観測	8回/6時間 32回/1日(最大)	なし
日本付近観測	半球観測による	4回/10分
台風観測	なし	4回/10分
ランドマーク観測	なし	2回/10分
積乱雲観測	なし	20 or 40回/10分

表4. ひまわり8・9号の観測運用

観測種別	最小範囲(赤道付近)と観測用途	観測間隔
全球観測	用途: 全球	1回/10分
領域観測1	東西2,000km×南北1,000km 用途: 日本領域(北~東)	4回/10分
領域観測2	東西2,000km×南北1,000km 用途: 日本領域(西~南)	4回/10分
領域観測3	東西1,000km×南北1,000km 用途: 台風領域	4回/10分
領域観測4	東西1,000km×南北500km 用途: ランドマーク観測	20回/10分
領域観測5	東西1,000km×南北500km 用途: ランドマーク及び積乱雲	20回/10分

4.3 ひまわり8・9号の運用計画

ひまわり8・9号は、サービスの継続性・連続性及び、高い機動性のある観測運用に主眼が置かれる。

サービスの継続性・連続性のため、ひまわり8・9号を同じ軌道位置に配置し、相互補完を容易にする。一方、地上局を埼玉県鳩山市と、北海道江別市の2箇所に整備し、地震などの影響を回避した耐災害性を確保するとともに、大雨による通信回線の品質低下にもすみやかに対応できる。

ひまわり8・9号では、ひまわり6・7号に比べて、高頻度の観測運用が可能となる。表3にその比較を示す。ひまわり8・9号では、10分間に1回の全球観測に加え、同じ10分間で、日本付近観測(4回)、台風観測(2.5分間隔)及び積乱雲観測(30秒間隔)が可能である。さらに、観測画像の位置合わせ補正のため、ランドマーク(観測画像中の特徴的な地形)観測が、20回から40回可能である。

ひまわり8・9号の観測運用を表4に示す。全球観測以外は、領域観測と呼び、特定の領域をコマンド運用によっ

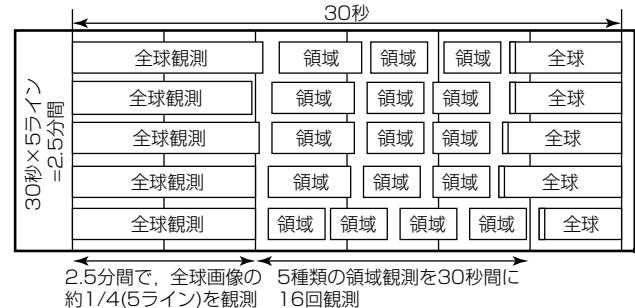


図4. ひまわり8・9号の観測タイムライン(2.5分拡大)

て位置指定する。特に、領域観測3、4及び5は、観測位置指定によって、台風・積乱雲の追跡、さらに、晴天域のランドマークの選択的観測を実現する。

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(図3)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。図4にタイムラインの2.5分間分を示す。

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。

5. むすび

現在運用中のひまわり7号から、2014年、2016年打ち上げのひまわり8・9号の概要について述べた。気象観測・配信サービスを提供する国家の重要なインフラの中核を確実に構築するための、総力を挙げて取り組んでいく。

最後にこのプロジェクトの遂行に当たり、ご指導及びご協力いただいている気象庁を始め関係各位に謝意を表する。

人工衛星の測位への利用 —準天頂衛星初期運用成功から持続測位構築に向けて—

齋藤雅行* 吉河章二***
 潧口純一** 浅里幸起†
 岡本丈史* 寺田弘慈††

Utilization of Satellite for Navigation—Aiming at Construction of QZS Navigation System from Success of Initial Operation—
Masayuki Saito, Junichi Takiguchi, Takeshi Okamoto, Syoji Yoshikawa, Koki Asari, Koji Terada

要 旨

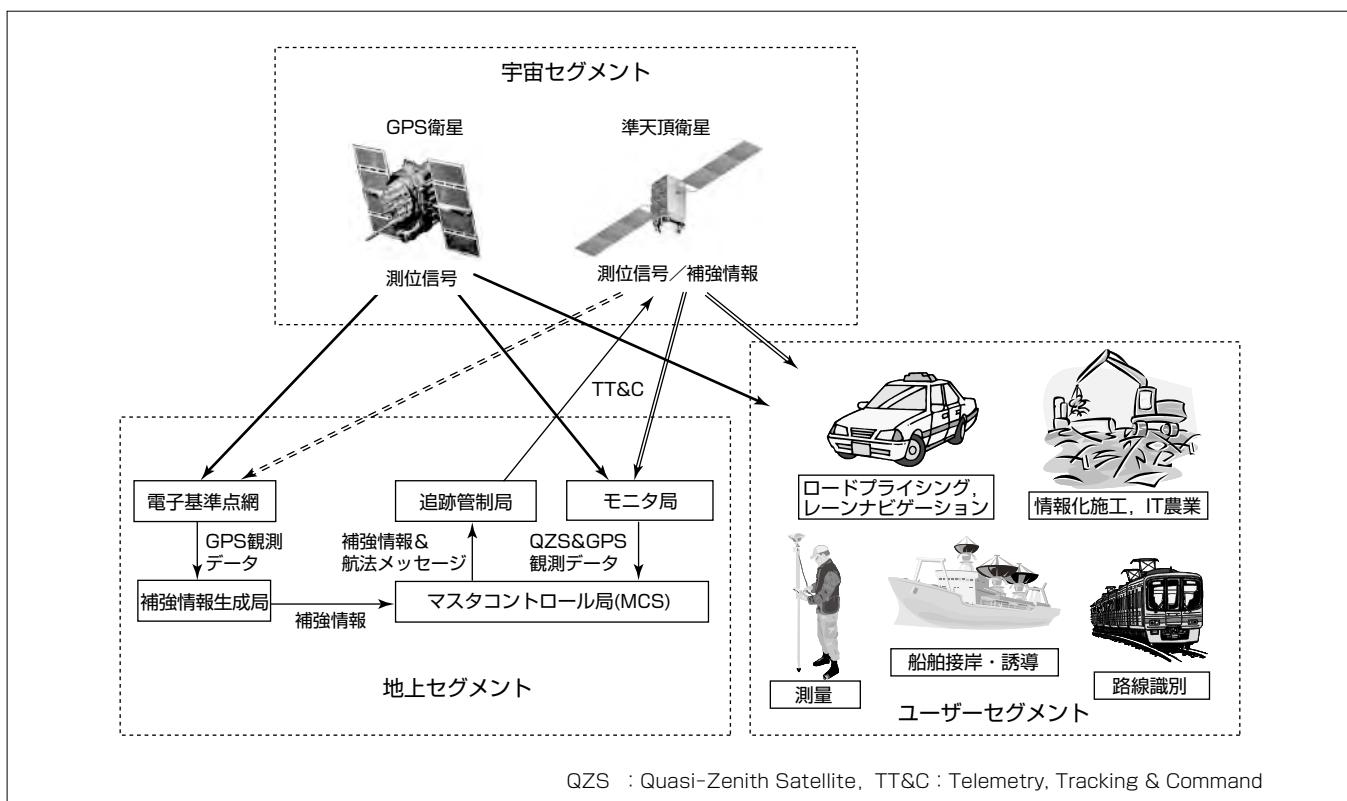
現在、GPS(Global Positioning System：全地球測位システム)測位はカーナビなどで広く使われているが、都市部では、高層ビルなどによって測位信号が遮られて、測位率が著しく劣化する。また、GPS衛星から受信機まで電波が到達する経路には、電離層や対流圏での電波特性の変化によって電波伝搬の遅延が生じる。これによって、GPS衛星と受信機までの距離の測定誤差が生じ、位置精度が劣化するため、航空機、船舶等の各種移動体の位置管理システムを現状のGPSのみで構築するには問題がある。

準天頂衛星は、常時高い仰角にある測位衛星として、GPS衛星と同様の測位信号を送信することによって、GPS衛星と組み合せて、幾何学的配置(Geometrical Dilution of Precision : GDOP)が改善される。同時に、準天頂衛星か

ら高精度の補強情報を放送すれば、いつでもどこでも高精度測位サービスが受けられるようになる。

本稿では、アプリケーションを想定した実フィールドで、準天頂衛星初号機“みちびき”的補完・補強機能の効果を評価した結果について述べる。補完機能に関しては、都市部で、GPSのみに比べて、準天頂衛星を組み合わせることによって、2～3倍の測位率改善を確認した。補強機能に関しては、静止測位と移動体測位を実施し、日本全国でセンチメート級の測位精度を確認した。

今後、準天頂衛星を利用することによって、測量、情報化施工、IT農業や高精度レーンナビゲーション等の多種多様なサービスが期待される。



準天頂衛星測位システム

モニタ局は、衛星の測位信号を常時モニタし、通信回線を介して観測データをマスタコントロール局(MCS)に伝送する。MCSで衛星の軌道決定や時刻管理を行い、航法メッセージを作成する。電子基準点網は、GPSから送られる測位信号を観測し、GPS観測データを補強情報生成局に伝送する。補強情報生成局では、電子基準点網で観測したGPS観測データを用いて補強情報を作成する。航法メッセージや補強情報は、MCSから追跡管制局を経由して準天頂衛星へ向けてアップリンクされる。利用者は、GPS衛星と準天頂衛星から送られる測位信号を観測するとともに、準天頂衛星から送られる補強情報を受信して高精度な測位を行う。

なお、現在、電子基準点網は準天頂衛星の観測データを配信できないため、測位補強情報はGPS対応のみである。

1. まえがき

GPSは、米国が開発した衛星航法システム(GNSS: Global Navigation Satellite System)で、現在、身边にはカーナビゲーションに広く使われているほかに、船舶や航空機の航法支援、測量や地盤監視等に用いられている。衛星航法システムは、複数の測位衛星が位置などの情報を含む航法メッセージを重畳した測位信号を地上に向けて電波送信(放送)し、その測位信号を受信した受信機が自己の位置を求めるもので、測位衛星群(宇宙セグメント)とそれらを管制するいくつかの地上局(地上セグメント)及び利用者側の受信機を含むアプリケーションシステム(ユーザーセグメント)から構成される。GPSのほかに、ロシアのGLONASS(Global Navigation Satellite System)が現在実運用中で、日本の準天頂衛星システム、欧州のGalileo、中国のCompass、インドのIRNSS(Indian Regional Navigation Satellite System)が開発中である。

GNSSにおける位置測定の原理は、測位衛星から送信される測位信号を測定点において受信機で受信して、測位衛星と測定点との距離を求め、三角測量の原理で測定点の位置を求めるものである。測定点の座標値(x, y, z)と受信機時計誤差を未知数として求めるため、測位するためには通常4機以上の測位衛星が必要となる。GPS衛星は、6つの軌道面に各々4機配置の合計24機の衛星と予備の衛星が地球を周回しているが、時間帯によって日本上空での可視衛星数が減少し、測位精度に影響する衛星の幾何学的配置が劣化する場合があり、高精度でかつ安定な測位がすべての時間帯でできないのが現状である。さらに、高層ビル、高架、樹木や歩道橋等、測位衛星との見通しを遮蔽する建物が多くある都心部では測位率が著しく劣化する。また、測位衛星から受信機まで電波が到達する経路には、電離層や対流圏での電波特性の変化によって電波伝搬の遅延が生じる。これによって、測位衛星と受信機までの距離の測定誤差が生じ、位置精度が劣化する。そのため、航空機、船舶等の各種移動体の位置管理システムを現状のGPSのみで構築するには問題がある。

その解決策として、準天頂衛星システム(Quasi-Zenith Satellite System: QZSS)は、常に天頂付近にあるもう1機のGPS衛星としての役割とともに、測位精度を向上させるための補強情報を日本全国及びその近海の利用者に放送する役割を併せ持つ。前者を、補完機能、後者を補強機能と呼ぶ。特に、日本の都市部では、高層ビルに遮られて捕捉可能なGPS衛星が制限されるので、常時高い仰角にある測位衛星があれば遮られることがないで都合が良く、そのための衛星として準天頂

衛星が適している。準天頂衛星がGPS衛星と同様の測位信号を送信すれば、GPSと組み合せて運用することで、可視範囲内で幾何学的配置が改善される。同時に、準天頂衛星から補強情報を放送すれば、ビル街や山間地でも受信可能であるので、いつでもどこでも高精度測位サービスが受けられるようになる。

本稿では、アプリケーションを想定した実フィールドで、準天頂衛星初号機“みちびき”的補完・補強機能の効果を評価した結果について述べる。

2. 準天頂衛星測位システム

2.1 準天頂衛星測位システムの概要

準天頂衛星を利用した衛星航法システムの構成を図1に示す。地上セグメントのモニタ局は、準天頂衛星(QZS)とGPS衛星の測位信号を常時モニタし、QZS&GPS観測データとして、マスタコントロール局(MCS)に伝送する。MCSでは、各衛星の軌道決定や時刻管理を行い、航法メッセージを作成する。一方、現状の電子基準点網は、GPS観測データのみの配信となっているため、補強情報生成局では、電子基準点網で受信したGPS観測データを用いてGPSの補強情報を作成する。航法メッセージと補強情報は、MCSから追跡管制局を経由して準天頂衛星へ向けてアップリンクされる。利用者は、GPS衛星と準天頂衛星から送られる測位信号を観測するとともに、準天頂衛星から送られる補強情報を受信して高精度な測位を行う。準天頂衛星は、補完機能とともに補強機能を併せ持つことが特徴である。

2.2 補完機能⁽¹⁾

2.2.1 測位信号

準天頂衛星のGPS補完サービスは、米国が運用するGPSと組み合わせ、準天頂軌道を利用して衛星の幾何学的配置を改善することによって、都市部や山間部における測位可能エリア及び時間を増大させることを目的とする。

QZSから送信するGPS補完に関する信号は、近代化GPS

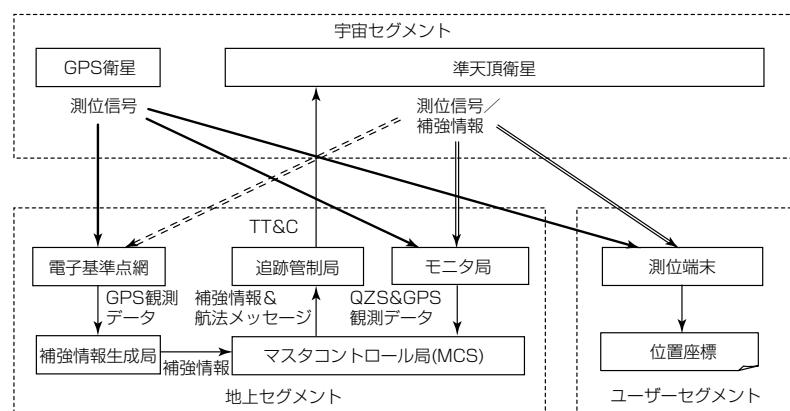


図1. 準天頂衛星測位システム

との共存性、相互運用性を確保することから、近代化GPS信号をベースとしており、L1C/A信号、L1C信号、L2C信号、L5信号を送信することとし、そこからの仕様変更を最小限に抑えることとしている。表1に準天頂衛星の測位信号を示す。

2.2.2 軌道

準天頂衛星は、1日で軌跡が元に戻る非対称8の字軌道を取り、複数機構成で日本上空で常に70°以上の高仰角を確保する軌道配置である。図2は、準天頂衛星の地表面上の軌跡であり、図3は、3機組合せの場合で、東京では、24時間常時どれか1機の仰角は70度以上が確保できる。

2.3 補強機能

2.3.1 センチメータ級測位補強システム

準天頂衛星初号機“みちびき”では、センチメータ級測位補強システムにSSR(State Space Representation)方式⁽²⁾を採用し、準天頂衛星の独自の実験用信号であるLEX信号を用いて移動体対応のセンチメータ級測位補強情報を全国に配信することができる。補強情報生成局で、電子基準点網のGPS観測データに基づいて状態空間モデル(State Space Modeling : SSM)と呼ばれる広域の動的誤差モデルを使用し、このモデルから算出した各誤差量をSSRとして生成する。さらに、このSSRを準天頂衛星LEX信号に適合させるために各誤差の物理的特性を利用して2 kbpsに圧縮して、センチメータ級測位補強情報(コーデッドSSRメ

ッセージ)として準天頂衛星LEX信号を介して、日本全国に放送するものである。

2.3.2 対象地域

センチメータ級測位補強情報は、日本本土と近海を12網に分割して、くまなくカバーする。センチメータ級測位補強システムの網構成を図4に示す。

3. 準天頂衛星による効果の検証

3.1 補完機能

3.1.1 評価システム(ユーザーセグメント)

準天頂衛星からの測位信号が受信できる受信機(LEX信号受信機)を搭載した高精度GPS移動計測装置(以下“MMS(Mobile Mapping System)”という。)で、高層ビルによって衛星測位が困難な場所が多い新宿副都心及び高層ビルと細街路を含む繁華街である銀座で測位率を測定する実験を実施した⁽³⁾。MMSを用いた評価システムの構成を図5に示す。

3.1.2 準天頂衛星による測位率改善

新宿と銀座で準天頂衛星の補完機能を含めたディファレンシャル(コード差分)測位を実施した。その結果、準天頂衛星を利用することで、測位率を大きく改善できることを確認した。新宿の場合は、28.5から70.0%，銀座の場合は、39.5から69.1%となった。図6に新宿におけるGPSのみの測位結果(a)、GPS+準天頂衛星の測位結果(b)を示す。

3.1.3 INS複合による効果

高精度カーナビゲーションを目指し、準天頂衛星を利用したディファレンシャル(コード差分)測位とMEMS(Micro Electro Mechanical Systems)級INS(Inertial Navigation System)の複合測位を実施した。準天頂衛星によって70%近い測位率を確保できるようになり、残る30%については通常のカーナビゲーションで使用している低コストのジャイロスコープなどの慣性情報を取り込むことによっ

表1. 準天頂衛星の測位信号

搬送波	信号名称	PRNコード	航法メッセージ
L1 1.575.42MHz	L1-C/A信号	C/A信号と同一のコード系列	L1-C/Aと同様
	L1C信号	L1C信号と同一のコード系列(L1CD)	L1Cと同様
	L1-SAIF信号	L1C信号と同一のコード系列(L1CP)	データレス
L2 1.227.60MHz	L2C信号	C/A信号と同一のコード系列	サブm級補強情報
		L2C(CM)コードのコード系列	L2C(CL)コード
L5 1.176.45MHz	L5信号	L5信号と同一のコード系列(チャンネル)	L5と同様
		L5信号と同一のコード系列(Qチャンネル)	データレス
LEX 1.278.75GHz	LEX信号	Kasami系列	ショートコード ロングコード
			cm級補強情報

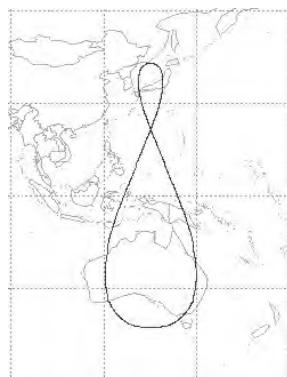


図2. 準天頂衛星の地表面上の軌跡(IS-QZSSより)

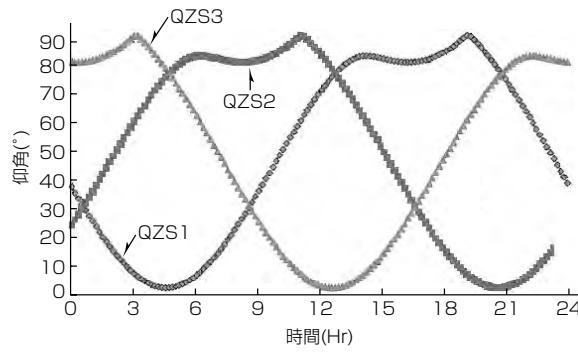


図3. 東京から見た準天頂衛星の仰角(IS-QZSSから)

No	網の名称
1	北海道西
2	北海道東
3	東北北
4	東北南
5	関東
6	北陸
7	中部
8	関西
9	中国
10	四国
11	九州北
12	九州南

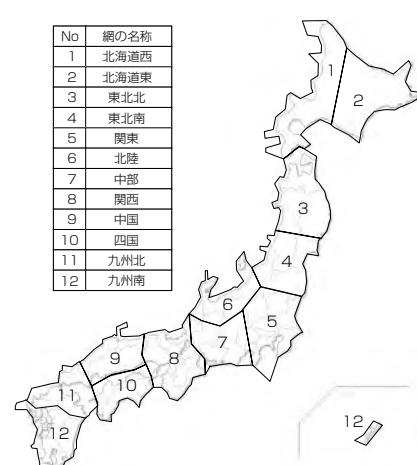


図4. センチメータ級測位補強システムの網構成

て、100%の測位率が実現可能である。新宿と銀座におけるINS複合測位結果をそれぞれ 図7(a), (b)に示す。測位精度は、車線判別(車線幅:3.5mの1/2以下)可能な測位精度が期待できることを確認した。図8に銀座のINS複合に

よる測位精度の評価結果を示す。

3.2 補強機能

3.2.1 評価システム(ユーザーセグメント)

低速移動体端末(LEXR)を用いて測位を行い、静止測位の精度を評価した。GPS用アンテナを測定点に設置して、GPS測位信号を受信し、同時に、準天頂衛星からの補強情報をLEX用アンテナとLEX信号受信機より受信する。GPSからのGPS観測データと準天頂衛星からの補強情報を使用して、LEXRでリアルタイムに測位計算する。システム構成を図9に示す。

3.2.2 リアルタイム静止測位

既知の測定点をLEXRで観測し、測定値と真値との差を測位誤差とした結果を図10、図11、表2に示す。図10は誤差の水平方向分布、図11は誤差の緯度方向、経度方向、高さ方向の時間変動、表2は誤差の統計値を示す。測定時間は2011年1月1日の11~17時の連続6時間、観測は1秒周期である。また、地域による測位精度の差異を後処理で評価した結果を表3に示す。2010年4月19日と26日の9時、12時、15時の1時間連続で測位した結果である。Fix率は



図5. 補完機能の評価システム

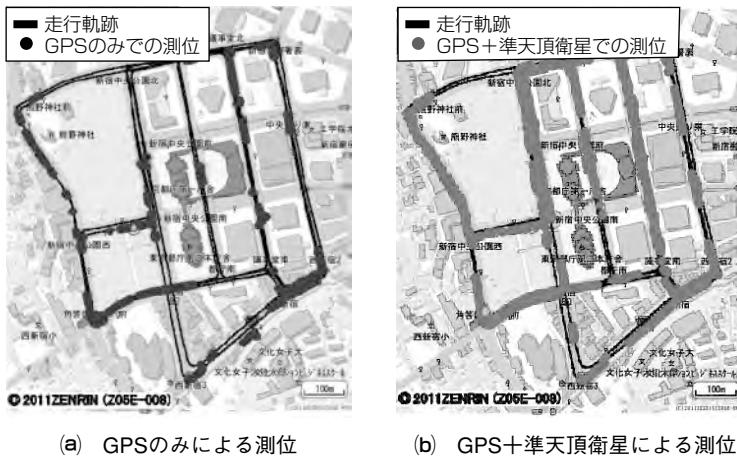


図6. 準天頂衛星による測位率向上

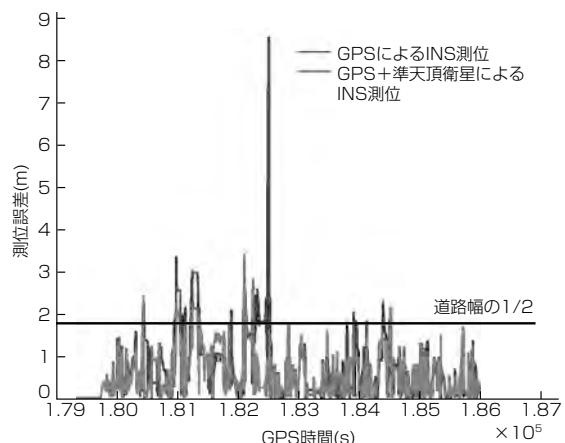


図8. INS複合による測位精度



図7. INS複合による効果



図9. 低速移動体端末(LEXR)システムの構成

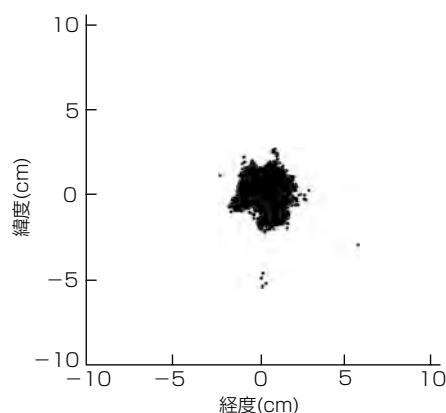


図10. 測位誤差の水平方向分布

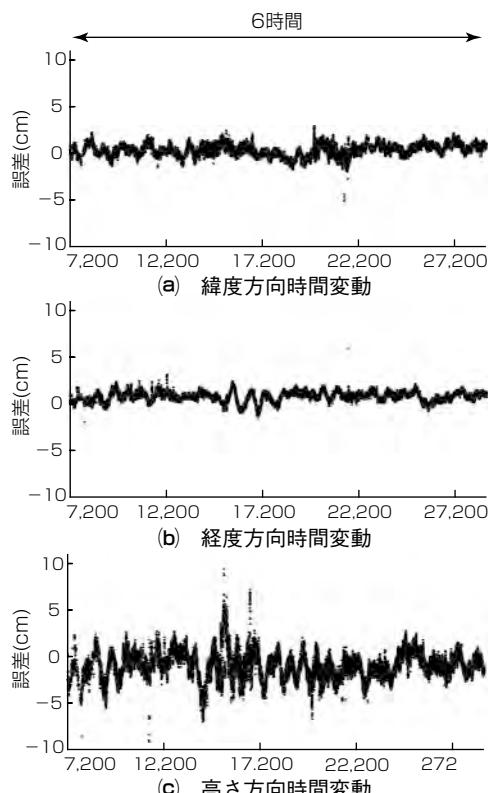


図11. 測位誤差の時間変動

観測全時間に対する測位(Fix)解が得られた時間の割合を示す。

3.2.3 リアルタイム移動体測位

LEXR, アンテナ, LEX信号受信機をMMSに搭載して、移動時の1秒ごとの車両位置を計測した。現在、測量で用いられているセンチメータ級の測位が可能なFKP(面補正パラメータ)方式⁽⁴⁾と計測結果を比較した。表4は1秒ごとの計測位置の差異を評価したものである。移動時の計測でも、現在、測量で用いられている方式と同等の性能を確認できた。

4. むすび

準天頂衛星の補完機能と補強機能を評価した。補完機能

表2. リアルタイム静止測位結果

評価項目	精度
水平方向	平均誤差 0.9cm
	標準偏差(σ) 0.4cm
	測位精度(rms) 1.0cm
高さ方向	平均誤差 -1.2cm
	標準偏差(σ) 1.4cm
	測位精度(rms) 1.9cm
3次元方向	測位精度(rms) 2.1cm

表3. 地域別測位精度評価結果

網	水平方向 測位精度(rms)	高さ方向 測位精度(rms)	Fix率
北海道西	1.2cm	3.0cm	96%
東北	1.1cm	2.8cm	98%
関東	1.3cm	2.7cm	98%
関西	1.2cm	3.0cm	97%
中国	1.3cm	2.8cm	97%
四国	1.4cm	2.9cm	98%
九州南	1.2cm	3.2cm	97%
平均	1.2cm	2.9cm	97%

表4. 移動体を用いた測位精度(FKP方式との比較)

評価項目	差異
水平方向	平均 0.6cm
	標準偏差 1.2cm
高さ方向	平均 1.4cm
	標準偏差 1.9cm

は、GPS衛星のみの場合に比べ、準天頂衛星を組み合わせることによって、測位率が大幅に改善できた。また、補強機能は、従来の測量で用いられている方式と同等の性能を確認できた。

今後、測量、情報化施工、IT農業や高精度レーンナビゲーション等の多種多様なサービスが期待される。

なお、補強機能については、文部科学省の平成21年度地球観測技術等調査研究委託事業“準天頂衛星システム利用促進に向けた測位端末及びシミュレータの開発・整備”による委託業務の成果である。

参考文献

- (1) 宇宙航空研究開発機構、準天頂衛星システムユーザインターフェース仕様書(IS-QZSS) 1.2版 (2010)
- (2) 斎藤雅行、ほか：「みちびき」を利用したセンチメータ級測位補強システムの開発、第54回宇宙科学技術連合講演会 (2010)
- (3) 「みちびき」による補完効果の都市部における実証実験の結果について、
http://www.jaxa.jp/projects/sat/qzss/index_j.html
- (4) 白井澄夫：FKP方式による高精度GPS測位サービス、日本航海学会GPS研究会、61～66 (2004)

静止衛星“DS2000”搭載用機器

統合化・軽量化による低周回／“DS2000”共通機器の確立

吉田 誠* 石島義之**
深川周和* 幸分宏昌**
石井明彦*

"DS2000" Bus Components—Establishment of LEO/GEO Bus Components by Integration and Lightweighting—
Makoto Yoshida, Noritaka Fukagawa, Akihiko Ishii, Yoshiyuki Ishijima, Hiroaki Kusawake

要 旨

三菱電機は、(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)などによる衛星開発プログラムや電子機器国産化を担当し、さらに国内外の商用衛星開発を通じて、機器の改良を進めてきた。

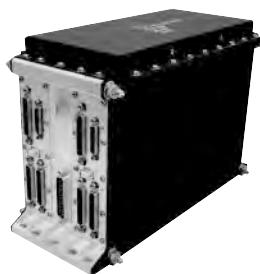
JAXAは、10年後も静止衛星として十分な国際競争力をを持ち、JAXAで今後計画している静止地球観測ミッションなどに対応できる静止衛星システムの開発を目的として“次期高性能静止衛星システムの研究”を実施した。その研究の中で、三菱電機は、衛星制御系(Satellite Control Subsystem: SCS)機器と電源系(Electric Power Subsystem: EPS)機器の開発を担当し、機能の統合化・機能のソフトウェア化によって機器の更なる小型軽量化を進めた。開発は2008年度より開始し、エンジニアリングモデルの設計・製造を実施して2010年度に開発試験を完了し、各

機器が所望の機能・性能を持っていることを確認した。

本稿では、開発した機器のうち、衛星制御プラットフォーム(Satellite Control Platform: SCP)，ペイロードインターフェースモジュール(Payload Interface Module: PIM)，電力制御器(Power Control Unit: PCU)，電力分配制御器(Power Distribution Control Unit: PDCU)のそれぞれについて構成や特長、開発の成果等について述べる。いずれの機器も従来に比して大幅な小型軽量化を達成しており、今後の静止衛星“DS2000”的競争力強化につながるものと考えている。また、本稿では述べることができなかつたが、統合ドライバ回路(UDE)も三菱電機で開発を担当した。静止／低軌道衛星の共通機器として開発されており、陸域観測技術衛星2号(ALOS-2)に搭載される予定である。



衛星制御プラットフォーム(SCP)



ペイロードインターフェース
モジュール(PIM)



電力制御器(PCU)



電力分配制御器(PDCU)

静止衛星“DS2000”搭載用電子機器

上段左からSCP外観、PIM外観、下段左からPCU外観、PDCU外観である。

1. まえがき

衛星の中核となるバス機器の更なる小型軽量化・機能の統合化を目指して、JAXAが実施した“次期高性能静止衛星システムの研究”で衛星制御系搭載機器と電源系搭載機器の開発を担当し、2010年度に開発試験を完了した。

本稿では、開発した各機器の構成や特長、適用されている技術や開発の成果等について述べる。

2. 宇宙用電子機器の開発

2.1 衛星制御プラットフォーム

衛星制御プラットフォーム(SCP)は、姿勢軌道制御、データ処理、衛星管理の機能を受け持つ中核機器であり、共通の計算機で各機能の処理を行う統合化設計を継承しつつ、様々な機能強化や、小型軽量化、低コスト化、短工期を目指した開発を行った。

2.1.1 SCPの機能

SCPは、衛星制御系(SCS)を構成する衛星バス機器として、主として次の機能を持つ。

(1) 姿勢軌道制御機能

各種センサ出力を収集して演算を行い、各種アクチュエータを制御し、衛星の姿勢軌道制御を行う。

(2) データ処理機能

受信機経由で地上からコマンドを受信し、衛星搭載機器へコマンドを配信する。衛星搭載機器からテレメトリ情報を取り集め、送信機経由で地上に伝送する。

(3) 衛星管理機能

衛星搭載機器からテレメトリ情報を収集・分析し、ヒーター制御など自律的な衛星システム管理を行う。

2.1.2 SCPの開発成果

SCPは、主／従切替え時のハンドオーバー機能、ホットスタンバイ機能によるミッション継続性確保、軌道上メンテナンスの容易化等の機能強化の仕様を設定し、設計及び検証を実施した。また、搭載機能のソフトウェア化、インターフェース標準化、さらには機能集約、機構設計の刷新による小型軽量化を達成し、低コスト化、短工期化の目処を得た。

SCPのシステムブロック図を図1に、主な仕様を表1に示し、主な特長について次に述べる。

(1) 計算機の最新化

SCPの構成上の要であるプロセッサは、JAXAが新規に開発したHR5000を採用し、処理能力の向上によって、姿勢軌道制御、データ処理、衛星管理の各機能で、姿勢軌道制御精度や運用の容易性を向上させ、処理情報量の増加への対応を可能とした。テレメトリデータ処理の一部機能をソフトウェア化し、ハードウェア規模を減らすことによって、軽量化も行った。

(2) ホットスタンバイ機能

ホットスタンバイ機能とは、従系側を動作状態(ホット)で待機(スタンバイ)させ、異常発生時の従系計算機の起動時間を持たずに処理を継続することを可能とするものであり、クリティカルな運用フェーズで有効となる。また、従系側の処理状況をテレメトリとして収集できるため、異常が発生し切替えを実施した後の系をホットスタンバイとし、異常原因の分析を、運用と平行して実施できる。

(3) ハンドオーバー機能

ハンドオーバー機能とは、主系が行っていた演算設定パラメータや軌道伝播(でんぱ)値などの演算結果や衛星時刻データを、切替え後の主系が引きついで使用できる機能である。切替え発生時の姿勢軌道制御を継続でき、さらには搭載するミッション機器の継続的運用も確保できることになる。

(4) プログラムのEEPROMへの実装

各機能のソフトウェアをEEPROM(Electronically

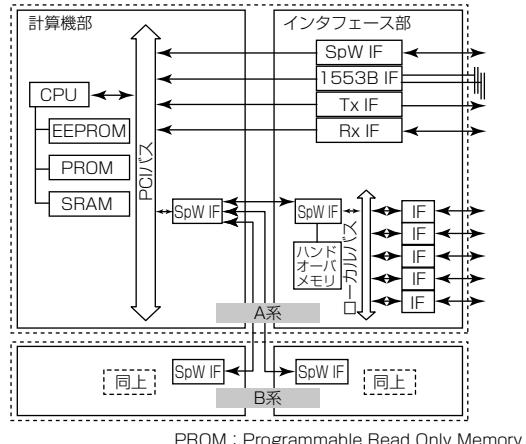


図1. SCPのシステムブロック図

表1. SCPの主な仕様

項目	主な仕様
プロセッサ	JAXA HR5000
システムクロック	40MHz
メモリ	EEPROM : 1MB ROM : 128KB RAM : 4MB
インターフェース	①TRXインターフェース コマンド受信機インターフェース(RS422) テレメトリ送信機インターフェース(RS422) ②衛星システムデータバス MIL-STD-1553B A系及びB系 ③AOCS機器インターフェース CSSH×2, IRU×3, RWA×4, UDE×2 (注1), STT×3 (注1) ESA×2 及びFSSA×2はオプションで搭載可能 ④その他インターフェース DCMD : 96ch(AOCS機器のオンオフを含む) SMCMD : 6 ch AATLM : 48ch PATLM : 16ch ABATLM : 32ch PBATLM : 32ch SDATLM : 2 ch SpaceWire : 2 ch
電源バス	100Vバス
消費電力	最大 : 37.0W(従系コールドスタンバイ時) 最大 : 41.8W(従系ホットスタンバイ時)
質量	13.5kg ノミナル
外形寸法	(L)261×(W)309×(H)258(mm)

(注1) UDE及びSTTは、MIL-STD-1553B経由でのデータインターフェース

Erasable and Programmable Read Only Memory)上に実装することによって、従来のソフトウェアパラメータ(制御フィルタゲインや、軌道情報等)やプログラムロジックの搭載時期を開発工程の後方に実施することが可能となるため、工期の短縮が可能となる。

2.2 ペイロードインターフェースモジュール

ペイロードインターフェースモジュール(PIM)は、SCPと衛星搭載機器間のコマンド/テレメトリー伝送の中継機能の役割を持つ機器である。

PIMはシステムハーネスによって衛星搭載機器と多数のI/Fを持っているため、PIMを分散配置することは衛星搭載機器とのハーネスの距離を短縮することが可能になる。衛星システム全体の軽量化に貢献することを目的として、分散配置に適した小型軽量化したPIMの開発を行った。

2.2.1 PIMの機能

PIMの機能は、次のとおりである(図2)。

(1) テレメトリー/コマンド中継機能

SCPとMIL-STD 1553Bバスでインターフェースしており、SCPとパケットインターフェースを持たない衛星搭載機器とのコマンド配信/テレメトリー収集の中継処理を行う。

(2) コマンド配信機能

地上からのパケットコマンドをSCPから1553Bバスで受信し、衛星搭載機器へコマンド配信する。

(3) テレメトリー収集機能

衛星搭載機器からテレメトリー情報を収集し、パケット化して1553BバスでSCPを経由して地上に伝送する。

2.2.2 PIMの開発成果

PIM開発に際して、PIM I/F Controller SoC(System on Chip)の開発、ハードウェアの標準化、ソフトウェアのEEPROM実装などの新規技術の開発を行い、小型軽量化、低コスト化、短工期化を実現した。主な特長について次に述べる。

(1) PIM I/F Controller SoCの開発

従来、複数のデバイスで実現していた機能をCPU中心として、Space Wire, 1553BバスなどのPIMの持つI/F機能をワンチップ化したSoCを開発した。この開発によって、部品数削減による小型軽量化を実現しただけでなく、各I/F機能をCPUによって直接制御できるため、機種ごとに異なる仕様にも柔軟に対応でき、設計・検証コストの削減に貢献する。また、PCI(Peripheral Component Interconnect), シリアル3線I/F等のI/Fも持っており、SCPを始めとした他の衛星バス機器でも使用可能とした。

(2) 小型・標準ハードウェアの開発

機能配分を再整理し、機種性を含む機能をソフトウェアに集約してPIMハードウェアの標準化を行い、設計工期短縮化を実現した。また、標準化したハードウェアは、次の小型軽量化の施策を行い、従来機器から56%の軽量化(9.0kg→3.9kg)を実現した。

- (a) 小型部品の積極的採用
- (b) 電気部品の表面実装部品化と高密度実装
- (c) 複数デバイスで実現していた機能のSoC化
- (d) 機構部品の小型化/適正化

(3) プログラムのEEPROMへの実装

ソフトウェアをEEPROM上に実装することによって、ソフトウェアプログラムの搭載時期を開発工程の後方に実施でき、工期短縮を実現する。また、ハードウェア標準化によって、機種ごとの設計変更はソフトウェアに集約され、設計変更によるリスクはほぼソフトウェアに限定されることになるが、ソフトウェア変更が容易にできることから、不具合時のロスコストを極小化でき、メンテナンス性向上も可能となる。

2.3 電源系機器

DS2000に搭載される電源系は、国内初^(注2)の100V安定化電源を採用しており、電力制御器(PCU), 電力分配制御器(PDCU), 爆管制御器(ODC), バッテリーインタフェースモジュール(BIM), バッテリー(BAT)で構成している。図3に構成ブロック図を示す。

(注2) 2006年12月18日現在、当社調べ

2.3.1 DS2000電源系の特長

DS2000に搭載される電源系の主要な特長を次に述べる。

(1) 100Vバスの採用

ETS-V以前の国内静止衛星は、50Vバスが主流であったが、10kWを超える負荷電力要求に対応し、商用衛星分野への事業拡大を図るために世界の主流である100Vバスを採用

(2) 柔軟な拡張性

3~12kWの衛星負荷電力を供給するため、電力供給部

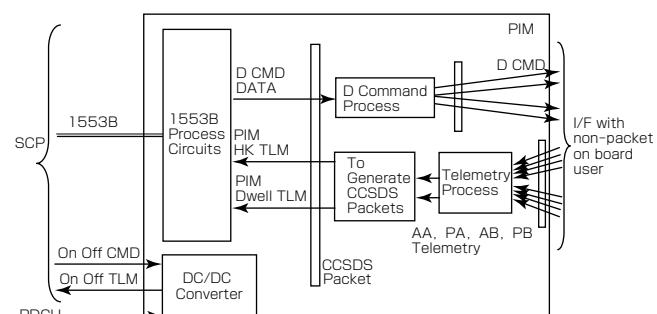


図2. PIMの機能ブロック図

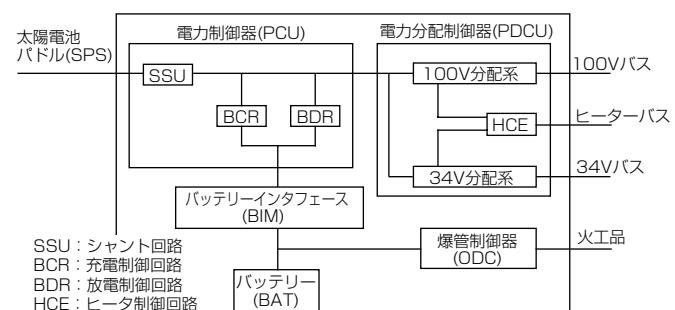


図3. DS2000電源系の構成ブロック図

表2. 従来電源系の質量内訳(12kW級MELCO商用)(単位:kg)

機器名称	搭載台数	単体	小計
PCU	2	47.00	94.00
PDCU1	1	16.70	16.70
PDCU2	1	27.80	27.80
ODC	1	8.38	8.38
BIM	2	4.68	9.36
合計		156.24	

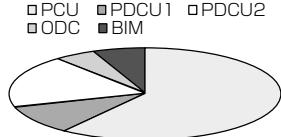


表3. 採用した新技術

採用した新規技術	効果
メタルフォイルコア基板の採用	高放熱化、バスバーレス化
パワーワンのトランス・コイルにシートトランス・コイルを採用	磁性体部品の小型軽量化
バスキャバシタにフィルムコンデンサを採用	バスキャバシタの小型化、低ESR化
部品の表面実装化	PCAの小型軽量化
ライトアングルコネクタの採用	自動実装化による組立性の改善
グローメット付コネクタの採用	接着レス化による組立性の改善、軽量化

表4. 取り入れた工夫

取り入れた工夫	効果
スライス形状の小型化	小型軽量化
シャント1段当りの取扱い電流を2.64Aから5.28Aへ倍増	シャント段数の低減による軽量化
プロッキングダイオードのシングル化→プロッキングダイオード短絡時の過電流リミッタ機能の追加	プロッキングダイオードを2直列化の廃止→シングル化することで発熱量を低減
BCR、BDRの同期運転の廃止→EMC試験で問題ないことを確認	小型軽量化
バス部とバッテリ部とのインターフェースのスライスを分けた	バスバーレス化し基板化
6.7Amax充電/スライスから8.9Amax充電/スライスへ変更	1モジュールで175AHバッテリへの対応が可能することでスライス数を削減
8.5A出力定格/モジュールを13.1A出力定格/モジュールへ変更	1モジュール当りの電流容量を増やすことでスライス数を削減

をモジュール化し、必要に応じて増減させることで幅広いミッション要求に対応可能

(3) 機能統合

従来、独立コンポーネントとして太陽電池の余剰電力制御を行っていたシャント装置(SSU)をPCUと一体化したことで、システムハーネスの軽減、電力ロスの低減、試験の効率化、工期短縮を実現

(4) 運用性の向上

従来、電源系で行っていたバッテリー管理機能、ヒーター制御機能はハードウェアによる固定運用であったが、先に述べたSCS系との連係動作によって、任意の指令値がソフトウェアによって選択できるフレキシブルな運用が可能

2.3.2 軽量化電源機器の開発対象の選定

DS2000電源系機器からの小型軽量化開発に当たっては、軽量化の効果と実現性を考慮し開発機器の選定を行った。表2にバッテリー(BAT)を除く従来型の10kW級MELCO商用衛星での電源系機器の質量内訳を示す。PCUが最も占有率が高く、PDCUとの合計で全体の約90%を占めており、この2品種を軽量化することで大きな成果が得られるとの分析から、開発対象機器をPCU及びPDCUに絞り込み、開発リソースを集中させることで効率的な開発を行う方針とした。

2.3.3 軽量化実現のために採用した新技術と工夫

質量削減のために採用した新技術ならびに取り入れた工夫の一例をそれぞれ表3及び表4に示す。

表5. PCUの開発仕様

	6.5kW級(基本)	12kW級(拡張)
バス電圧	100±3V	100±3V
バス制御方式	安定化バス	安定化バス
シャント段数	16	20
シャント電流/段	5.28A/段	5.28A/段
シャント電力@100V	8.5kW最大	10.6kW最大
充電制御方式	CC-CV	CC-CV
充電電流(フル)	5.2A	8.9A
BAT L/F	LIB対応	LIB対応
寸法(max)	380×355×240(mm)	380×435×240(mm)
質量(max)	24.2kg	29.7kg

表6. PDCU1の開発仕様

	6.5kW級(基本)	12kW級(拡張)
供給電力(100V系)	4 kW	7 kW
供給電力(34V系)	670W	670W
供給電圧(100V系)	96.0~103.0V	96.0~103.0V
供給電圧(34V系)	34.0±1.0V	34.0±1.0V
電力分配(100V系負荷)	40ch	80ch
電力分配(34V系負荷)	20ch	20ch
電力分配(100V系ヒーター)	36ch	36ch
電力分配(34V系ヒーター)	98ch	98ch
推進系圧力センサ	6 ch	6 ch
寸法(max)	355×305×215(mm)	355×335×215(mm)
質量(max)	14.5kg	15.5kg

2.3.4 開発仕様の設定及び検証方法

PCU及びPDCUの開発に当たっては、最もニーズが多い6.5kW級の電源系の構築を基本とし、同時にハンドリング電力が約2倍の12kW級にも対応可能な設計としている。

表5にPCUの開発仕様、表6にPDCU1の開発仕様について、それぞれ基本ケース／拡張ケースを対比する形で示す。

また、検証試験については、開発費用と開発期間を考慮し、PCU及びPDCUの6.5kW級の基本ケースについてエンジニアリングモデル(EM)を一式について製造・試験を行い、拡張ケースについては、基本ケースで取得された結果をもとに解析・評価を実施する方針とした。なお、拡張性検証のため、機械環境試験時はダミーを付加して試験を実施した。

2.3.5 電源系機器の開発成果

EMによる開発試験の結果、表5及び表6に示す6.5kW級(基本)に示す要求仕様について、すべて満足する良好な結果が得られ、質量についてもPCUは21.0kg(仕様は24.2kg以下)、PCU1は13.2kg(仕様は14.5kg以下)となり、要求仕様を満足する結果が得られた。また、軽減効果を評価するため、6.5kW級(基本)の開発成果から12kW級(拡張)の質量を予測した結果、73kg(PCU(2台))：51.0kg、PDCU1：14.0kg、PDCU2：8.0kgとなり、従来の138.5kg(表2)に比べて、おおむね半減(従来比：約52.7%)が達成できる見通しを得た。

3. むすび

JAXAが実施した“次期高性能静止衛星システムの研究”の中で三菱電機が開発を担当した衛星制御系搭載機器と電源系搭載機器の開発成果について述べた。いずれの機器も従来に比して大幅な小型軽量化を達成しており、今後の静止衛星DS2000の競争力強化につながるものと考えている。これらの機器については今後の商用衛星へ搭載していく計画である。

人工衛星・宇宙機の姿勢・軌道制御技術 —実用衛星ミッションを支えるキー技術の発展—

小畠俊裕*
島 岳也**

Precise Attitude and Orbit Control System for Operational Satellites and Space Vehicles—Development of Key Technologies which Support Operational Missions—
Toshihiro Obata, Takeya Shima

要 旨

最近の衛星では、高精度姿勢制御技術、高精度指向決定／指向安定化技術、協調制御技術、捕捉(はそく)追尾制御技術、高精度軌道制御技術(フォーメーションフライト技術を含む)といった分野が、ミッションニーズによって着目され、要求もより厳しくなってきてている。これらを踏まえて、姿勢・軌道制御系の概要と最新の制御技術の動向について述べる。

近年高品質化した光学・レーダセンサ取得データ補正には、高精度な画素位置決定技術が重要であり、スターセンサを用いた高精度姿勢決定技術や、さらに広帯域の姿勢決定技術が必要となる。

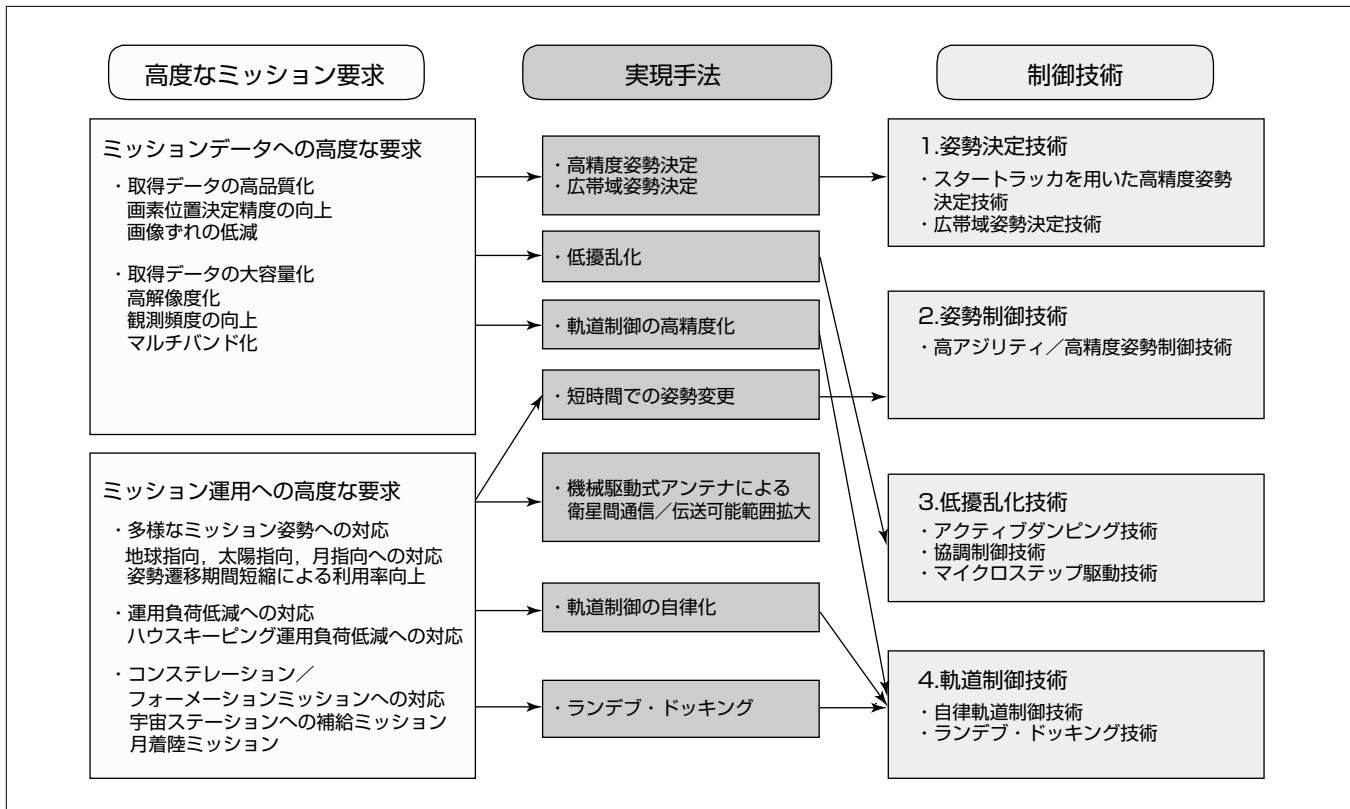
また最新のセンサは一定方向を指向するだけでなく補正などのために太陽指向や月指向を要求するものもある。この多彩な姿勢遷移を短時間で実施する姿勢制御技術を確立

することがミッション成果を最大化するのに重要である。

近年光学・レーダセンサ取得データは大容量化しており、衛星から地上局に送信するのに機械駆動式アンテナが必要である。そのため、データ高品質化と両立させるにはアンテナ駆動時の低擾乱(じょうらん)化技術が重要課題となる。

実用ミッションでは運用負荷削減のため軌道制御運用の負荷削減が重要となる。また、宇宙ステーションへの物資補給や月着陸ミッションにはランデブ・ドッキング技術を活用する。このようにミッション高度化に従い自律的かつ高度な軌道制御技術が必要となっている。

本稿では、これらの状況を踏まえて、姿勢・軌道制御系の概要と最新の制御技術の動向について、姿勢決定技術、姿勢制御技術、低擾乱化技術、軌道制御技術の4項目に分類して述べる。



高度なミッション要求を実現する最新制御技術

近年の制御技術は、高度なミッション要求実現のために進化し続けている。この図では、左側にミッション要求を、中央にその実現手法を、右側に実現のためにキーとなる制御技術を示している。図に示すとおり、高度なミッションに対応するために複数の制御技術分野での対応が必要である。また軌道制御技術のように、多数のミッション要求を考慮した開発が必要となるものもある。

1. まえがき

最近の衛星ではミッションに応じて、新しい技術分野の研究開発が進められている。傾向としては、高精度姿勢制御技術、高精度指向決定／指向安定化技術、協調制御技術、捕捉追尾制御技術、高精度軌道制御技術(フォーメーションフライト技術を含む)といった分野が、ミッションニーズによって着目され、要求もより厳しくなってきてている。これらを踏まえて、姿勢・軌道制御系の概要と最新の制御技術の動向について述べる。

2. 姿勢決定技術

2.1 スタートラッカを用いた高精度姿勢決定技術

従来の地球周回衛星は、地球センサと慣性センサを用いた姿勢決定が行われていたが、近年、地球周回衛星でも高精度な姿勢決定性能が要求されている。そのため誤差が大きな地球センサに替わり、スタートラッカ(STT)を用いた高精度姿勢決定系の技術を確立し、温室効果ガス観測技術衛星(GOSAT)や陸域観測技術衛星2号(ALOS-2)等に適用している。高精度姿勢決定系は、慣性座標系(J2000座標系)に対する姿勢を精度良く出力するSTTと機体軸回りの姿勢レートを精度良く出力する慣性基準装置(IRU)を用いて、姿勢決定用の拡張カルマンフィルタを組み、慣性座標系に対する高精度な姿勢推定値を得るためにシステムである。STTの精度は指向軸周りでは悪く、直交軸周りには良い特性がある。そのため2本以上のSTTの出力に重みをつけて処理することでさらに高精度化を実現する。

2.2 広帯域姿勢決定技術

衛星取得画像の幾何補正等、種々の補正処理の実施には、観測センサの指向方向を高精度に決定する必要がある。近年のプロダクト高解像度化の影響によって、これまで対象ではなかった衛星姿勢変動の中・高周波成分の姿勢決定が重要となってきた。そのため観測帯域の異なる複数のセンサを衛星に搭載し、従来の姿勢決定系の観測帯域を超える広帯域の姿勢決定技術が必要となる。ここでは既に軌道上実績を持つ高精度姿勢決定技術(2.1節)をさらに発展させ開発している、広帯域角速度センサARS(Angular Rate Sensor)を加えた広帯域姿勢決定フィルタについて述べる⁽¹⁾。広帯域姿勢決定フィルタではまずIRUとIRUより高い観測帯域を持つジッタセンサであるARSの角速度観測値を相補フィルタでミキシングし、広帯域の角速度を得る。その後IRUとSTTを用いた従来の姿勢決定フィルタによる姿勢決定値と、相補フィルタによる広帯域角速度を用いた拡張カルマンフィルタによって姿勢を決定する。図1に広帯域姿勢決定フィルタの構成を示す。

図2に姿勢決定シミュレーション結果(上段：姿勢決定値、下段：姿勢決定誤差)の一例を示す。ここで太線が姿

勢変動真値、鎖線が高精度姿勢決定フィルタ、実線が広帯域姿勢決定フィルタの結果を示している。これにより広帯域姿勢決定フィルタでは、より姿勢変動真値に近い姿勢決定値を出力できており、姿勢決定誤差が低減できているのが分かる。

この技術を今後高品質な衛星画像が要求される観測衛星に適用できるよう検討を進めている。

3. 姿勢制御技術

3.1 高アグリティ・高精度姿勢制御技術

従来、高精度な姿勢制御を実現するために、ほぼ連続的に制御可能なアクションホイール(RWA)が使用されてきた。それに加え、近年、衛星によっては地球観測時に多地点の画像を取得する必要が生じており、衛星の姿勢を素早く変更する能力(高アグリティ)が求められている。

高アグリティかつ高精度な姿勢制御の要求に対し、姿勢角速度プロファイルを満たすようなフィードフォワード制御の開発、RWAの高トルク化、コントロールモーメントジャイロ(CMG)の開発を進めてきた。特にCMGは高速一定回転するフライホイールをジンバル軸周りに回転させることでRWAの10倍以上のトルクを出力でき、高アグリティに大きく貢献している。一方で課題も存在し、高速回転部が擾乱源となるため、低擾乱化技術が必要となる。また、特定の方向にトルクが出来ない特異状態が存在するため、新たな姿勢制御則が必要となる。これまでに小型CMGの試作、球面気体軸受を用いた地上衛星シミュレータの開発等を行い(図3)、高アグリティかつ高精度な姿勢

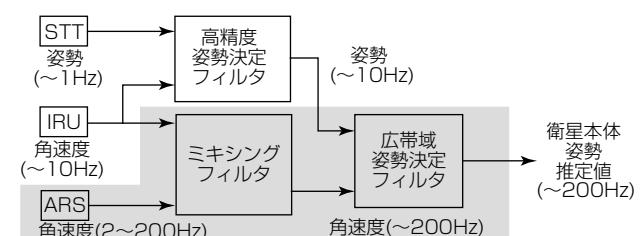


図1. 広帯域姿勢決定フィルタの構成

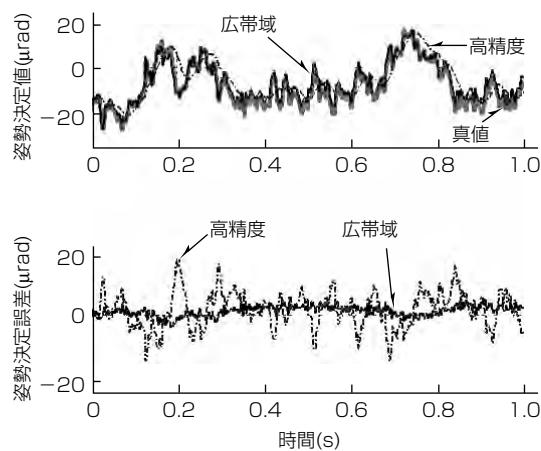


図2. 姿勢決定値(上段)と姿勢決定誤差(下段)

制御系の実現に向けて検討している⁽²⁾。

また衛星には太陽電池パドルなどの柔構造物が付属しているため、一般に高アジャリティと高安定性は相反する要求となる。姿勢制御の際には、柔構造物の振動モードを励起しない姿勢角プロファイルを用いて姿勢制御することが重要となる。姿勢角プロファイルに対する種々の制約を満たしながら、同時に振動モードの励起も抑えるプロファイル生成問題に対して、線形計画法を用いた効率的計算手法を開発し、シミュレーションによって有効性を検証している⁽³⁾。

4. 低擾乱化技術

衛星の指向精度要求が高精度となるにつれ、指向決定の高精度化と併せて、擾乱源が発生する擾乱トルクの抑制が重要となる。擾乱源としては近年の衛星機能の高度化に伴い、太陽電池や衛星間通信用アンテナ、地上局伝送アンテナの駆動モータが問題となり得る。

ここではこれら擾乱源の低擾乱化技術について述べる。

4.1 アクティブダンピング技術

アンテナなど柔軟構造物を持つ構体上での指向制御では、ステッピングモータの間欠的運動と柔軟構造物との共振による擾乱トルクの抑制が課題である。アクティブダンピング技術は、逆位相安定フィルタを用い、共振モードのダンピングを制御系で高め、擾乱トルクを抑制する。図4にシミュレーションによるアクティブダンピングの効果について示す。

時間の経過とともにステッピングモータの駆動周波数を変化させたところ、アクティブダンピングなしの場合には、アンテナとステッピングモータ動作の共振によって駆動軸誤差が増加する。アクティブダンピングの使用時は、ダンピング増加によって駆動軸誤差低減が可能であり、アンテ



図3. 小型CMG試作機と地上衛星シミュレータ

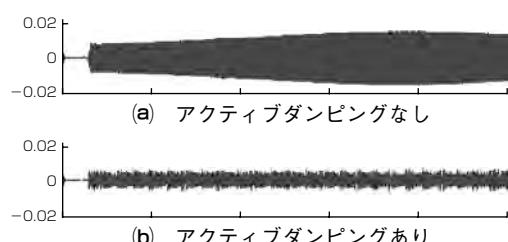


図4. アクティブダンピング技術の効果(駆動軸誤差)

ナ共振による擾乱トルクも低減できる。

この技術は陸域観測技術衛星(ALOS)やALOS-2、データ中継技術衛星(DRTS)等の衛星間通信アンテナ制御に適用済みである。

4.2 協調制御技術

衛星間通信アンテナのように大きな質量を持つ可動物の存在下で高精度な制御を実現するために、協調制御を実施している。協調制御は、アンテナが駆動することによって発生する擾乱角運動量を角運動量保存則を用いて推定し、その擾乱角運動量を打ち消すようRWAなどにフィードフォワード角運動量を与える制御である。

協調制御技術は、DRTSで軌道上実績がある。ALOS-2でも衛星間通信アンテナに適用しており、アンテナ駆動情報から姿勢制御信号を算出するにあたり、詳細モデルを構築することで精度良く協調制御が可能な技術を開発し(図5)，姿勢の高精度安定化が達成できることを確認している。

4.3 マイクロステップ駆動技術

機械駆動式アンテナの駆動用アクチュエータとして採用例の多いステッピングモータでは、1ステップごとの駆動角が小さいほうが発生擾乱が小さくなる。マイクロステップ駆動方式は、モータ各相に励磁する割合を変化させることで、1パルスに対するモータ回転角を基本ステップ角よりも小さな角度に設定する技術である。マイクロステップ駆動装置の1次試作機を用いた駆動試験によって擾乱トルク低減が可能であることを確認した⁽⁴⁾後、この技術をALOS-2に適用している。

図6にマイクロステップ駆動の原理と、マイクロステップ駆動装置のALOS-2 BBM(Bread Board Model)を用いて実施した評価試験結果を示す。

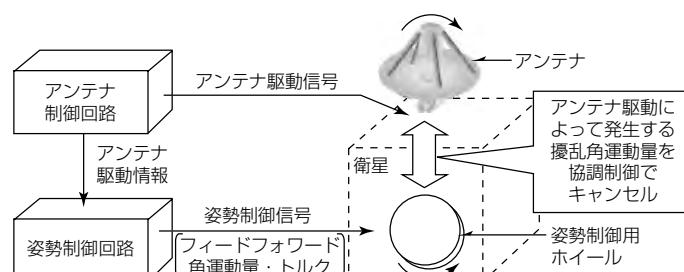


図5. 協調制御技術

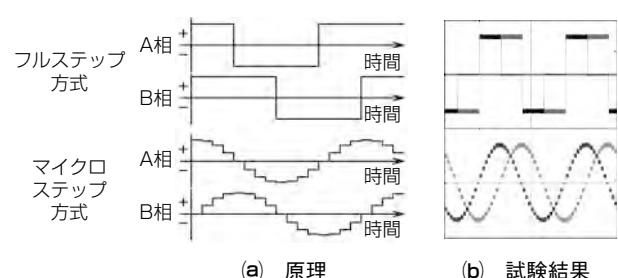


図6. マイクロステップ技術

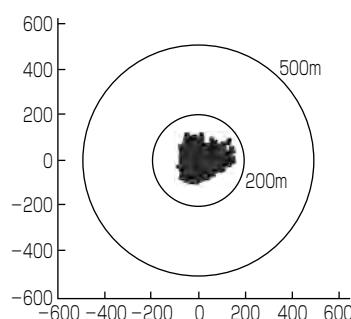


図7. 自律軌道制御シミュレーション結果

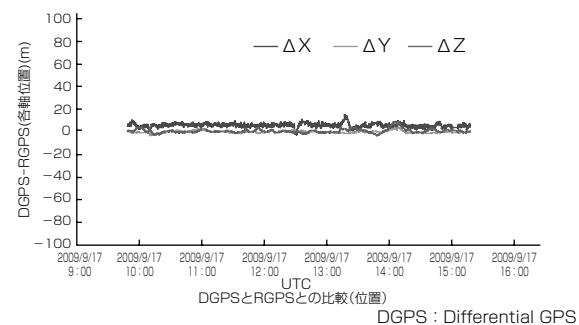


図8. GPS相対航法の精度評価(HTV-1)

5. 軌道制御技術

5.1 自律軌道制御技術

ALOS-2では軌道上全域で目標軌道に対し半径500m以内に保持する要求がある。要求実現のため、高度制御(面内軌道制御)、軌道傾斜角制御(面外軌道制御)を実施する。保持精度満足のためには高頻度軌道制御が必要であり、運用負荷低減の観点から自律的な軌道制御運用技術が重要である。

衛星の面内方向の変動要因は、主に①大気抵抗による衛星の高度(軌道長半径)の低下、②離心率ベクトルの変動による局所的な高度の変動である。面外方向の変動要因は、軌道傾斜角の長期的な変動である。これらの変動を抑制するのに最適なタイミング(軌道制御位置)をオンボード軌道決定値を基に推定し、軌道制御を実施する。このアルゴリズムでは、(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)研究開発本部による自律軌道制御の開発成果も活用している。図7に自律軌道制御シミュレーション結果を示す。

5.2 ランデブ・ドッキング技術

宇宙ステーション補給機(HTV)ではGPS(Global Positioning System)を使用した航法に基づく誘導・軌道制御によって、国際宇宙ステーション(ISS)までのランデブ飛行を行っている。特に、ISS近傍では厳しい安全要求を満足する航法精度を達成するため、HTV本体で取得されるGPS航法データに加え、“きぼう”日本実験モジュール(JEM)内に設置した近傍通信システム(Proximity Communication System : PROX)に搭載されたGPS複合航法装置(Space Integrated GPS and INS : SIGI)で取得したGPSデータも使用したGPS相対航法を実施している。その後ISS直下まで到達したHTVは、ランデブセンサ(Rendezvous Sensor : RVS)と呼ばれるレーザレーダによって、ISSのJEM下面に取り付けられたレーザレーダリフレクタ(Laser Radar Reflector : LRR)との相対位置を計測し、それを基にISSまでの最終接近を行う。図8にGPS相対航法(RGPS)のHTV-1軌道上精度評価結果を示す。事前解析に基づいて設定された評価基準を十分に満足していることが示された。図9にRバー(Radius-bar)接近時のHTV-1軌道上挙動評価結果を示す。Rバー接近プロファイルに従

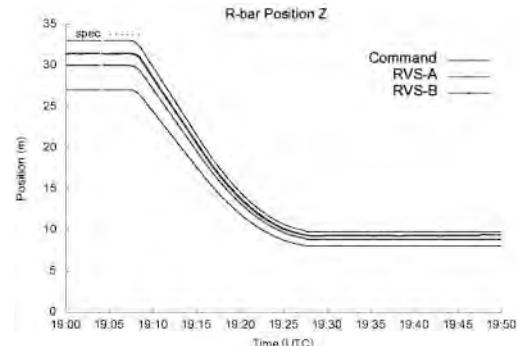


図9. Rバー接近時の挙動評価(HTV-1)

って軌道制御が実施され、ISS下方約10mでの停止を実現していることが分かる。

今後もこの技術を利用したHTVは年に1～2機の頻度で打ち上げる予定である。

6. むすび

近年の人工衛星ミッション実現に要求される様々な制御技術に関し、設計・解析・軌道上評価結果について述べた。ミッション要求の高度化に伴い、姿勢制御・軌道制御・擾乱に関する要求も高度化する。本稿で述べた技術の多くは既に実際の衛星に適用し、効果を上げている。今後も多様なミッション要求に対応するため、技術の蓄積と実証を継続する。

参考文献

- (1) 島 岳也, ほか: 人工衛星の広帯域姿勢決定, 三菱電機技報, **85**, No. 7, 385～388 (2011)
- (2) 清水誠一, ほか: 高機能小型衛星機能モデルの開発とシミュレータを用いた性能評価, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 2H04 (2008)
- (3) Nishiyama, T., et al.: A New Method for Motion Planning of Rotating Bodies under Multiple Constraints, Trans. JSASS Space Tech. Japan, **7**, No. ists26, Pd_7～Pd_16 (2009)
- (4) 柏 宗孝, ほか: ステッピングモータのマイクロステップ駆動, 第53回宇宙科学技術連合講演会講演集, 215～220 (2009)

人工衛星の機械系技術 —更なる技術課題への挑戦—

大和光輝* 石島義之**
荒木亮一* 杉田寛之**
田中好和*

Mechanical Engineering for Spacecrafts—Challenge for Technical Excellence—

Mitsuteru Yamato, Ryoichi Araki, Yoshikazu Tanaka, Yoshiyuki Ishijima, Hiroyuki Sugita

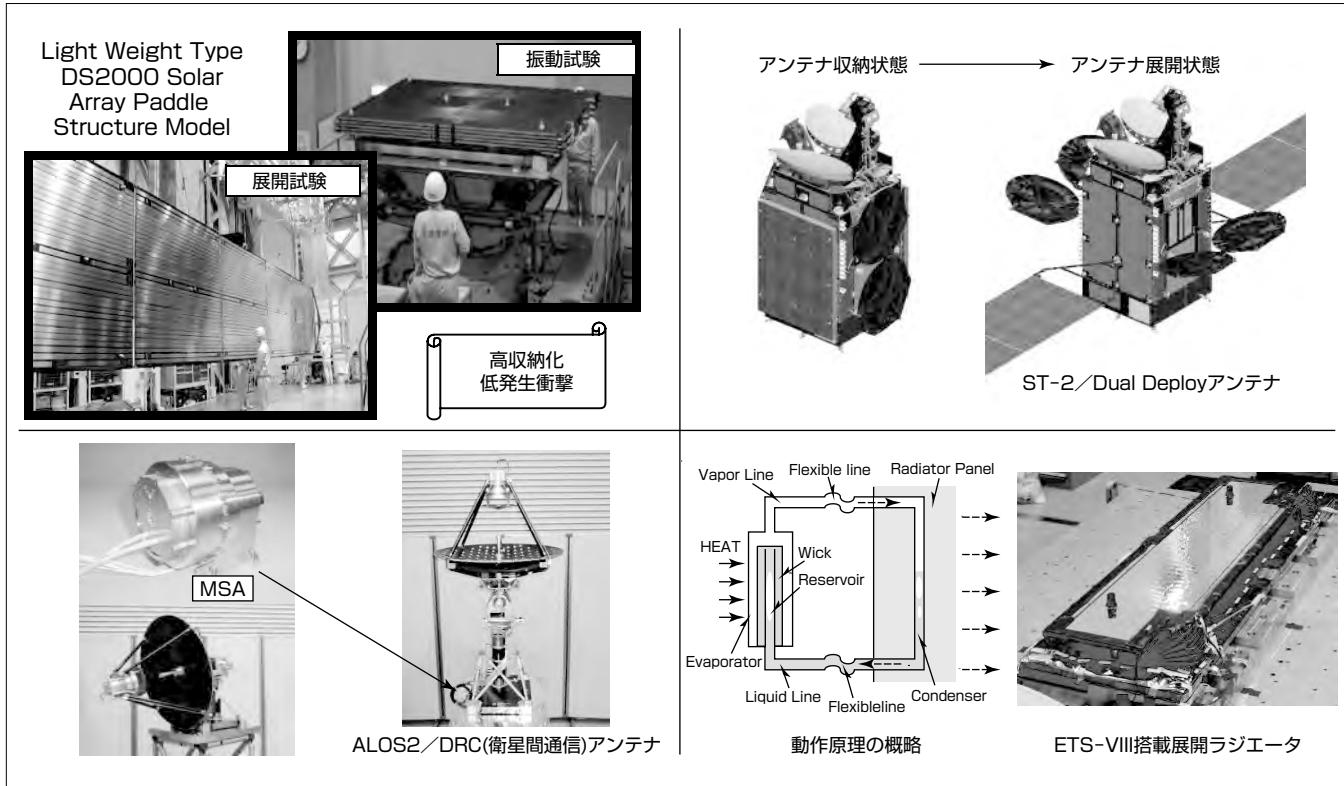
要 旨

三菱電機は、(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)をはじめとする多くの衛星開発プログラムや国内外の商用衛星開発を通じて人工衛星に搭載する宇宙用メカニクスの研究及び開発を進めてきた。人工衛星をはじめとする宇宙機の機械系技術の代表的なものとしてここでは構造技術、機構技術及び熱制御技術について述べる。

宇宙機の構造技術に対する要求は、打ち上げ時の過酷な振動・音響環境に耐えるだけでなく、種々の搭載機器を保護することである。構造体は、軌道上ではデッドウエイトとなるため、小型軽量化を常に要求される。一方、機構技術はミッション遂行のための要求や搭載性等の多くの制約条件を課される機器に対して、回転・展開・移動等の動作を実現するために不可欠な技術である。また、熱制御技術も絶対零度に限りなく近い宇宙空間の冷熱源と主に太陽光をはじめとする外部熱環境、さらに高真空・微小重力環境といった過酷な環境から宇宙機及びその搭載機器を保護するとともに適切な温度範囲内に制御するものである。

本稿では、これまで開発してきた宇宙用メカニクス及びその応用技術の成果に基づき、最新の宇宙用技術を“人工衛星の機械系技術”として述べるとともに次の(1)～(3)各開発成果に対して、開発過程で克服した技術課題及びその解決策についてそれぞれ述べる。

- (1) 技術試験衛星Ⅷ(ETS-VIII)をベースとして改良した当社の静止衛星標準バスである“DS2000”を更にJAXAが実施した“次期高性能静止衛星システムの研究”の中で小型・軽量化したDS2000バス搭載用の太陽電池パドルの高収納化と低衝撃化
- (2) 衛星搭載用アンテナの大型化及び搭載数量の増加要求への対応として開発したアンテナ高収納効率化及び高精度ジンバリング技術
- (3) 衛星搭載機器への高機能化要求による機器発熱量及び搭載数量の増加によって高度化する衛星への排熱要求を克服する熱制御技術と熱制御デバイスの開発



人工衛星の機械系技術

地上とは異なる宇宙環境で機能する機械系技術は、小型軽量化、耐環境性はもちろんのこと近年では多機能化・高性能化が求められている。

1. まえがき

人工衛星をはじめとする宇宙機の機械系技術は多くの幅広い応用分野を持つが、その代表的なものとしてここでは、構造技術、機構技術及び熱制御技術を挙げる。

これらの技術は、従来の実績を礎にして近年では、衛星に対する多機能・高性能要求を実現するために限られたスペースに多くの搭載機器の高密度実装が求められる一方で構造物の軽量化や高発熱に対応した排熱システム及び熱制御デバイスが求められている。また、衛星に搭載される太陽電池パドルやアンテナといった大型展開構造物に対しても軽量化だけではなく、収納コンパクト性や展開機構からの衝撃力の低減が要求されている。

本稿では、これらの機械系技術の最近の開発成果と克服した技術課題とその解決法について述べる。

2. 人工衛星の機械系技術

2.1 太陽電池パドル

太陽電池パドル(SAP)は軌道上で、太陽電池パネルを屏風(びょうぶ)状に展開させ、モータによる太陽追尾を行うことによって、衛星バス・ミッションに必要な電力を供給する役目をもつ。

商用衛星市場でのニーズが高い静止通信衛星は一般的に大電力を必要とすることから多数の太陽電池セルが必要であり、SAPは大型展開構造物となる。また、より多くのミッション機器を搭載するために、衛星構体を大型化させる必要がある一方で、打ち上げロケットのフェアリングのサイズ制約によって、SAPは打ち上げ時における高収納化を追求する必要がある。加えて、SAPの保持解放時に発生する火工品衝撃はSAP保持部近傍の機器搭載エリアを狭める(衝撃に弱い機器を搭載できない)ことになるため、保持解放時の発生衝撃の低減も考慮する必要がある。

これらの課題を解決するために、JAXAが実施した“次期高性能静止衛星システムの研究”の中でSAPの高収納性と低衝撃化を実現した。

図1にSAPの保持解放部の断面図(改善前後の比較)を示す。図中に示されるように、パネル厚さ／収納時クリアランス／剛性・強度設計を基本構成から見直し、小型展開機構を開発することによって、打ち上げ時の収納高さを約20%削減することに成功した。

また低衝撃保持解放機構(LSRD)を適用することによって、発生衝撃を従来品(火工品使用)に対して、1/10以下(保持解放部近傍でもQ値=10のSRS(Shock Response Spectrum)解析結果:100G以下であり、ほぼすべての搭載機器に対して適合可能な衝撃環境である。)まで低減することに成功し、機器搭載エリアを大幅改善した。

この成果はDS2000の更なる小型軽量化を進めた開発で、

高収納化・低衝撃化を適用したSAP構造モデル(扉図の左上の写真)の製造・試験・認定を実施済みであり、フライト品への投入準備も完了している。

また、太陽電池セルは2～3年前までは、軽量／安価なSiセル(変換効率:20%以下)が主流であったが、現在は3接合型化合物太陽電池セル(Triple Junction(TJ)型GaAsセル)(変換効率:約27%)へと完全移行している。さらに高効率のGaAsセル(変換効率:29%以上)の認定・適用も開始しており、発電効率向上による軽量化を継続的に実施している。また将来的には現在各太陽電池メーカーが開発中の薄膜IMM(Inverted MetaMorphic)TJセル(従来型のGaAsセルに対して質量約1/8と大幅に軽量化、変換効率:32%以上)の早期適用を目指している。

2.2 アンテナ展開及び精密駆動用機構

近年、衛星搭載用アンテナの大型化及び搭載数量の増加要求がますます高まっている。アンテナ展開機構は、軌道上でアンテナを展開し所定の位置に設置する機構であるが、このような要求を満たす、アンテナの高収納効率化が海外動向も含めた1つの技術トレンドとなっている。このため、2011年5月に打ち上げられた商用通信衛星ST-2では、東西面に各2枚のアンテナを搭載する当社初のDual Deployコンフィギュレーションとして展開機構を開発し、アンテナ搭載性で海外衛星にも比肩するレベルとなった(従来の当社実績は東西面にアンテナ1枚ずつの搭載)。

また、アンテナを軌道上で高精度ジンバリングする要求もある。これに対して例えば、JAXA向け観測衛星ALOS2のDRC(衛星間通信)アンテナでは、出力軸駆動分解能0.00375°、角度設定精度±0.005～0.010°のギヤ付きモータに、JAXA開発品をベースとする19bitレゾルバ型角度検出器を内蔵した当社の標準宇宙用アクチュエータ(MSA)を開発、同アンテナのアンテナポインティングメカニズムに搭載し、所定の性能を確認する認定試験を完了した。

一方、光学観測衛星では、撮像精度の要求から、衛星に

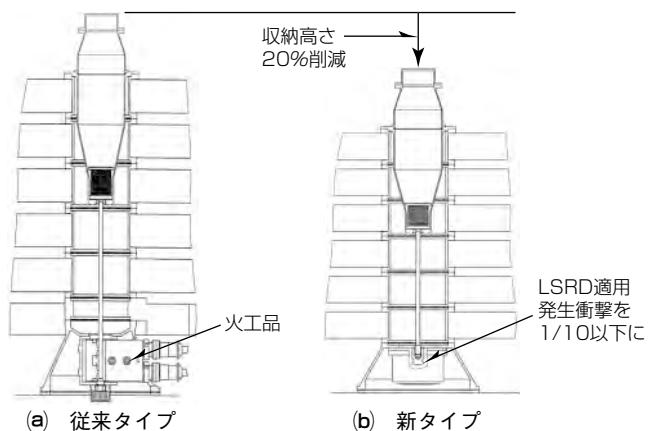


図1. SAP保持解放部の断面図(収納時)

搭載するアンテナ駆動用メカニズムに対して、駆動時発生擾乱(じょうらん)の低減化が求められてきている。これに對しては、当社標準宇宙用アクチュエータ群で、ディントトルクを低減化するなどしてマイクロステップ駆動に對応したアクチュエータもメニューに入れ開発を行っている(図2)。

さらに、光学観測機器では、サブミクロンレベルの超高精度の複数自由度精密位置決め機構が要求される。この要求に對しては、当社の標準宇宙用アクチュエータを複数組み合わせた3自由度精密位置決め機構(図3(a))、及びスキュワートプラットフォーム機構となる6自由度精密位置決め機構(図3(b))を開発中であり、BBM(Bread Board Model)で所定の位置決め精度を持つことを確認した。

その他のトピックとしては、相対変位する機器間のRF(Radio Frequency)信号を伝達する場合、従来は駆動部周りにRF用フレキシブルケーブルを実装し、ケーブルの曲げ、捻りによって相対変位を許容する方式としていたが、駆動部を通過するRF信号の更なる利得向上要求から、ケーブルよりも利得が高く、かつRF信号を非接触で伝達し、相対回転できる宇宙用ロータリージョイント(R/J)の開発も行っている(図4)。

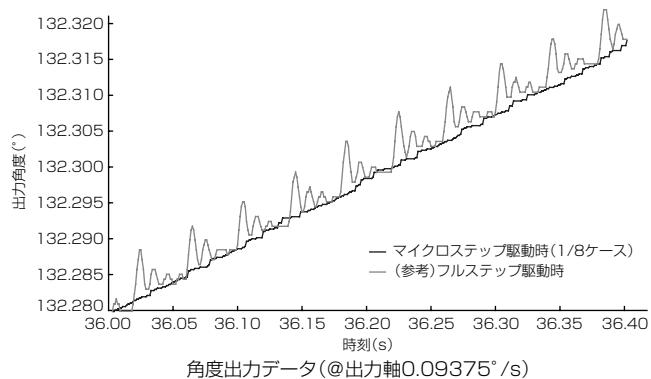


図2. マイクロステップ駆動による駆動角度プロファイル例

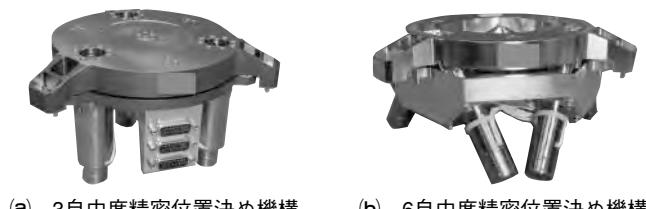


図3. 超高精度精密位置決め機構外観

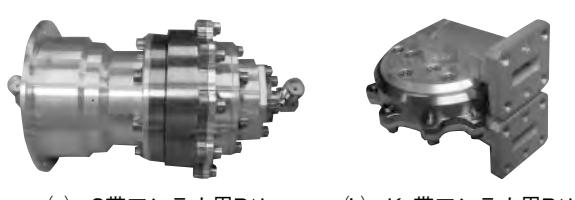


図4. ロータリージョイント外観

2.3 热制御デバイス技術

近年人工衛星の热制御技術に対する要求としては、搭載機器の高機能化・高出力化要求に伴う高発熱化や衛星本体への小型・軽量化要求に伴う搭載機器の高密度実装化等に對応した排熱能力の向上やこれに對応した热制御が挙げられる。一方、深宇宙及び月面探査といった地球以外の惑星を対象とした宇宙探査機の热制御技術に對しては、長期間にわたり太陽光の照射が得られない厳しい外部热環境や電力リソースの確保といった制約下での低温維持対策といった要求もある。

これらの技術要求を達成するために必要な热制御技術は、大きく次の3つに分類できる。

- ①衛星構体規模の制約に對応した高効率排熱技術
- ②搭載機器の高密度実装に對応した热制御技術
- ③能動的な热輸送及び断熱制御技術

これらの技術要求を達成するためには、高機能・高性能かつ軽量化を持つ热制御デバイスの開発が不可欠であり、JAXA指導の下、当社で開発を進めている。現在開発完了又は開発中の各種热制御デバイスについて次に述べる。

2.3.1 展開型ラジエータ

先に述べた技術要求分類①の應用例として、軌道上で衛星の外部に放熱面を展開・確保して排熱能力を向上させる展開型ラジエータが挙げられる。展開型ラジエータでは、衛星内の熱を外部に設けた放熱面へ輸送する機能と展開機構(ヒンジ)部で柔軟性を確保した热輸送デバイスが必要となる。当社はフレキシブル配管を持つリザーバ内蔵形ループヒートパイプ及びCFRP(炭素繊維強化プラスチック)表皮を採用した展開型ラジエータを開発し、2006年12月に打ち上げられたETS-VIIIでその有用性を実証した。リザーバ内蔵形ループヒートパイプとは、従来のループヒートパイプの技術課題であった起動時の不確実さを解消するために作動流体を貯めるリザーバを蒸発器内部に組み込み、軌道上の微小重力下でも常に液を蒸発器内のウイックに供給するものである。またCFRP表皮は炭素繊維の積層を最適化することでループヒートパイプ凝縮器に使われているアルミニウム合金との線膨張差を克服し、軽量かつ高剛性で高効率な排熱システムを実現した。既に地上試験で1kW以上の熱輸送能力が確認され、軌道上データからその実力を裏付ける結果が得られている。試作した開発モデルの一部(蒸発器)を図5に示す。

このような展開型ラジエータに適用した開発成果を最大限に応用し、技術要求分類①と③を同時に実現可能なりザーバ外付けループヒートパイプもミッション機器の热制御への應用デバイスとして期待されている。この热制御デバイスは、少ない消費電力で高精度の温度制御及び強制起動や強制停止といった柔軟な運用や热輸送が可能であり、衛星システムにおける機器配置設計の自由度の向上という利



図5. ループヒートパイプ用蒸発器

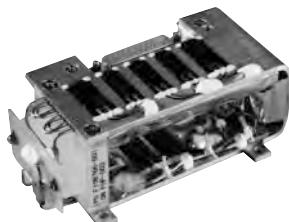


図6. 平板型ヒートパイプの宇宙実証モデル

点もあることから、発熱量数十Wクラスの機器をターゲットにした開発を進めている。これらのデバイスは今後の高排熱能力が要求される静止通信衛星への適用が期待される。

2.3.2 平板型ヒートパイプ

近年増加傾向にある衛星への高密度実装要求に対応し、技術要求分類②の解決を図るための平板型ヒートパイプはJAXAが実施した“平板型ヒートパイプの研究”の中で当社が開発を担当した。このデバイスは、搭載機器が高密度実装された狭い部分に機器の発熱が集中することを回避するように狭い部分での熱拡散を担うもので、従来のヒートパイプ厚さの約1/4に相当する厚さ3mmの薄平板型を実現した。このヒートパイプは、従来のヒートシンクの代替として適用でき軽量化が図れるほか、ミッション機器に直接組み込むことによって、機器本体の熱制御性も向上することから、熱的な制約が支配的であった機器の多機能化・高性能化への貢献が期待されている。このデバイスは、2011年度打上げ予定のJAXAが開発する小型実証衛星SDS-4に搭載され、宇宙実証される予定である。開発した軌道上実証モデルを図6に示す。

2.3.3 ヒートスイッチ

先に述べた技術要求分類③の解決に向けてヒートスイッチはJAXAが実施した“ヒートスイッチの研究”の中で開発中である。このデバイスは、発熱機器と放熱面との間の熱輸送パスを必要に応じて能動的にON/OFF制御(伝導/断熱制御)する機能を持つ。その性能は、機械的な動作によってON時とOFF時とで約100倍の熱伝導度を制御する



図7. ヒートスイッチの試作モデル

ことを目標としている。このデバイスは、長期間にわたる低温環境で低温維持を強いられる月面越夜保温技術や深宇宙探査機の熱制御技術に対する画期的な熱制御デバイスとして期待されている。現在開発中のヒートスイッチ試作モデルを図7に示す。

3. む す び

近年宇宙機に要求されている各種技術課題への対応として、当社における宇宙機の機械系技術の最新の開発成果及び現在開発中の各種要素技術について述べた。今後も当社の技術力を集結し、高度化する技術課題の解決に向けて開発を進めていく所存である。

参 考 文 献

- (1) Maeda, M., et al.: Development of Flat Plate and the Project of On-orbit Experiment, 41th International Conference on Environmental Systems, AIAA-2011-5142 (2011)
- (2) 林謙吾, ほか: 次期高性能静止衛星システムの熱制御技術の開発, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 2J08 (2010)
- (3) 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(きく8号搭載展開型ラジエータの軌道上熱輸送特性), 日本機械学会論文集(B編), 76, No.768, 1273~1280 (2010)
- (4) 川崎春夫, ほか: 技術試験衛星きく8号搭載展開型ラジエータの軌道上初期の熱特性(リザーバ内蔵ループ型ヒートパイプの熱特性), 日本機械学会論文集(B編), 75, No.758, 1939~1945 (2009)