

MITSUBISHI

三菱電機技報 Vol.83 No.3

2009 3

特集「宇宙新時代へ」



目次

特集「宇宙新時代へ」

宇宙新時代へ 稲畑廣行	1
宇宙システムを支える技術の現状と動向 岡田賢二・小山 浩	2
商用衛星への取り組み—スーパーバード7号機— 野村高嗣・村田 眞・古市正生	7
観測センサ技術 迎 久幸	11
望遠鏡で培った技術 伊藤 昇・清水岳男・川口 昇	15
ブロードバンド移動体衛星通信用アンテナ技術 土谷牧夫	19
輸出用衛星搭載コンポーネント 桜井也寸史・後藤正芳	23
温室効果ガス観測技術衛星“GOSAT” 粕谷征寛・宮崎洋彰・石津忠明・長谷川 光	27
HTVとその将来展望 虎野吉彦・津屋直紀・千葉隆文	31
準天頂衛星と測位利用 吉野泰造・岡本文史	35
SERVIS衛星2号機 國井喜則	39
衛星通信ミッション技術 針生健一・舟田雅彦・高津寿三鈴	43
GaNデバイスを用いた衛星搭載用高出力S帯SSPA 清野清春・平野拓也・松永 誠	47
宇宙制御技術 功刀 信・吉河章二・島 岳也・山田克彦	51
宇宙機械系技術 瀬川忠一・尾崎毅志・小出来一秀・齊藤光伯・田中直也	55
宇宙用電子回路技術 中川雅博・吉田 誠・石井昭彦・下地治彦・中村 稔	59
衛星の品質力向上施策 稲川美之	63

New Era of Space Activities
New Era of Space Activities Hiroyuki Inahata
The Present Technical Status and Trend for Space Systems Kenji Okada, Hiroshi Koyama
Activities for the Commercial Satellite—Superbird—7— Takatsugu Nomura, Makoto Murata, Masao Furuichi
Observation Sensor Technology Hisayuki Mukae
Technology Established through Construction of Telescopes Noboru Ito, Takeo Shimizu, Noboru Kawaguchi
Antenna Technology for Broadband Mobile Satellite Communication Makio Tsuchiya
Commercial Space Products Yasushi Sakurai, Masayoshi Goto
Greenhouse Gases Observing Satellite Masahiro Kasuya, Hiroaki Miyazaki, Tadaaki Ishizu, Hikaru Hasegawa
H-II Transfer Vehicle (HTV) and its Future Prospect Yoshihiko Torano, Naoki Tsuya, Takafumi Chiba
Quasi Zenith Satellites System as Application of Space Technology Taizoh Yoshino, Takeshi Okamoto
SERVIS-2 Satellite Yoshinori Kunii
Features of Communication Mission Technology for Satellite Kenichi Hariu, Masahiko Funada, Sumire Takatsu
S-Band High Power GaN Solid State Power Amplifiers for Space Satellites Kiyoharu Seino, Takuya Hirano, Makoto Matsunaga
Control Engineering for Space Satellites Makoto Kunugi, Shoji Yoshikawa, Takeya Shima, Katsuhiko Yamada
Mechanical Engineering for Space Satellites Tadakazu Segawa, Tsuyoshi Ozaki, Kazuhide Kodeki, Mitsunori Saito, Naoya Tanaka
Electronic Circuit Technology for Satellites Masahiro Nakagawa, Makoto Yoshida, Akihiko Ishii, Haruhiko Shimoji, Minoru Nakamura
Quality Improvement Program for Space Satellites Yoshiyuki Inagawa

特許と新案

「アンテナ初期値設定装置及び初期値設定方法及び 衛星通信システム」「太陽電池」	67
「展開構造物の保持解放機構」	68

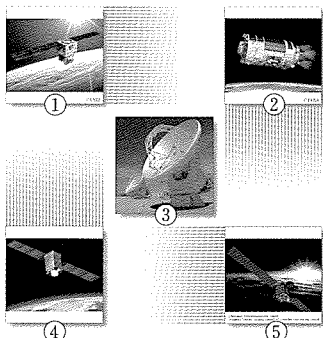
表紙：宇宙新時代へ

我が国の宇宙開発利用は、従来、実利用ではなく研究開発に軸足を置かざるを得ない状況にあったが、2008年5月に“国際貢献と国民生活の質の向上”を基本理念として宇宙基本法が制定され、新たな時代を迎えることとなった。

三菱電機は、国民生活の豊かさへ貢献するため、国の宇宙インフラ構築を支援すると共に、並行して、各インフラからもたらされる情報、取得データの利用ビジネス開拓による宇宙の産業化推進を目指している。

(写真)

- ①2009年打上げ予定の宇宙環境信頼性実証システム“SERVIS-2”
- ②2009年打上げ予定の宇宙ステーション補給機“HTV”
- ③ALMA電波望遠鏡(口径12m)
- ④衛星測位を目的に開発中の準天頂衛星
- ⑤国産標準衛星バスで初の海外商用通信衛星受注となった“ST-2”



宇宙新時代へ

New Era of Space Activities



稲畑廣行
Hiroyuki Inahata

我が国の宇宙開発利用は、1990年の日米調達合意以降、実利用ではなく研究開発に軸足を置かざるを得ない状況にあった。2008年5月に、“国際貢献と国民生活の質の向上”を基本理念として宇宙基本法が制定され、日本の宇宙開発も従来の“研究開発主導型”から、“利用ニーズ主導型”という新たな時代を迎えることとなった。これに基づき、8月には宇宙開発利用に関する施策の推進を図るため、内閣官房の中に宇宙開発戦略本部が設立され、これまでのキャッチアップを中心とした開発から、国民の生活向上、安全保障の確保に貢献するために、“安心・安全”“安全保障”“宇宙外交”“産業の育成”“人類の夢”の5つの基本的な方向性に基づいた利用重視の政策を進めていくこととなった。

中でも国民生活の豊かさへの貢献を果たす“安心・安全”“安全保障”については、既に国民の日常生活に不可欠な通信・放送衛星、気象観測衛星、あるいは災害等の監視や農業・漁業等に資する陸域観測/災害監視衛星、地球環境モニタを行う環境観測衛星、独自の測位を指向する準天頂衛星等が、地上システムも含む次世代の利用される宇宙インフラとして展開されつつある。三菱電機は、このニーズにこたえ、国の宇宙インフラ構築を支援・推進すると共に、並行して、各インフラからもたらされる情報、取得データの利用ビジネス開拓による宇宙の産業化推進を目指している。

産業化のもう一方の柱である国際市場競争力強化に関して、当社はオーストラリアの“OPTUS-C1”，国土交通省/気象庁の運輸多目的衛星新2号“ひまわり7号”に引き続き、昨年8月に国産初の国内商用通信衛星であるスカパーJSAT(株)の“スーパーバードC2号機”の打ち上げに成功し、軌道上試験を完遂した。この実績の評価もあり、昨年12月にはシンガポールテレコム・中華通信から国産標準衛星バスで初の海外商用通信衛星“ST-2”を受注するという快挙を成し遂げ、世界に通じる商用衛星メーカーへ踏み出しつつある。

宇宙開発はリスクとコストが非常に高く、産業化を阻む大きな要因となっている。当社は2000年以来大きな開発投資/設備投資と研究開発を継続して実施し、技術試験衛星Ⅷ等宇宙航空研究開発機構(JAXA)開発衛星をベースに、徹底した標準化・共通化や海外輸出機器で培った要素技術を活用し、共通衛星バス(静止用、周回用)を進化させ、高品質、低コストで確実なバスシステムの実現を図ってきた。

一方、世界との直接競争にさらされつつある通信・観測衛星等のミッション機器の分野でも、当社は国家主導の技術開発と並行して、社内での電波・光学のセンサ技術、またアンテナ・RF(Radio Frequency)通信機器技術開発を継続し、世界最先端技術レベルのキャッチアップを図っている。

今後、当社は“安心・安全”をもたらす危機管理システムの再構築、防衛力の質的向上を目指していく。これに向けて、同報性・広域性を持つ通信衛星、全球を網羅する定期的な地域監視や地図更新を目指す観測衛星、準天頂衛星システムなどの高精度位置同定を可能とする測位衛星等の衛星群に加え、各衛星データを確実に管理する管制、データ処理、保存、配布といった地上処理システムやネットワーク技術の開発を推進しており、新たな組合せ利用による新規事業創出を目指す。

さらにこれらの延長として、アジア・太平洋地域を中心とした、気象衛星、陸域観測技術衛星などの画像の提供、あるいは観測衛星そのものの提供による“宇宙外交”への貢献も視野に入れている。宇宙開発の原点である“人類の夢”実現に対してもHTV(H-II Transfer Vehicle)等の技術活用による“月・惑星探査プロジェクト”への参画を図り、我が国の国際プレゼンス向上に貢献したい。

当社は、宇宙基本法に則り、真に“利用する宇宙”に向けて、新しい宇宙インフラの創出・構築に向けた開発を推進していく所存である。今後ともご支援、ご協力をお願いしたい。

宇宙システムを支える技術の現状と動向



岡田賢二*



小山 浩**

The Present Technical Status and Trend for Space Systems

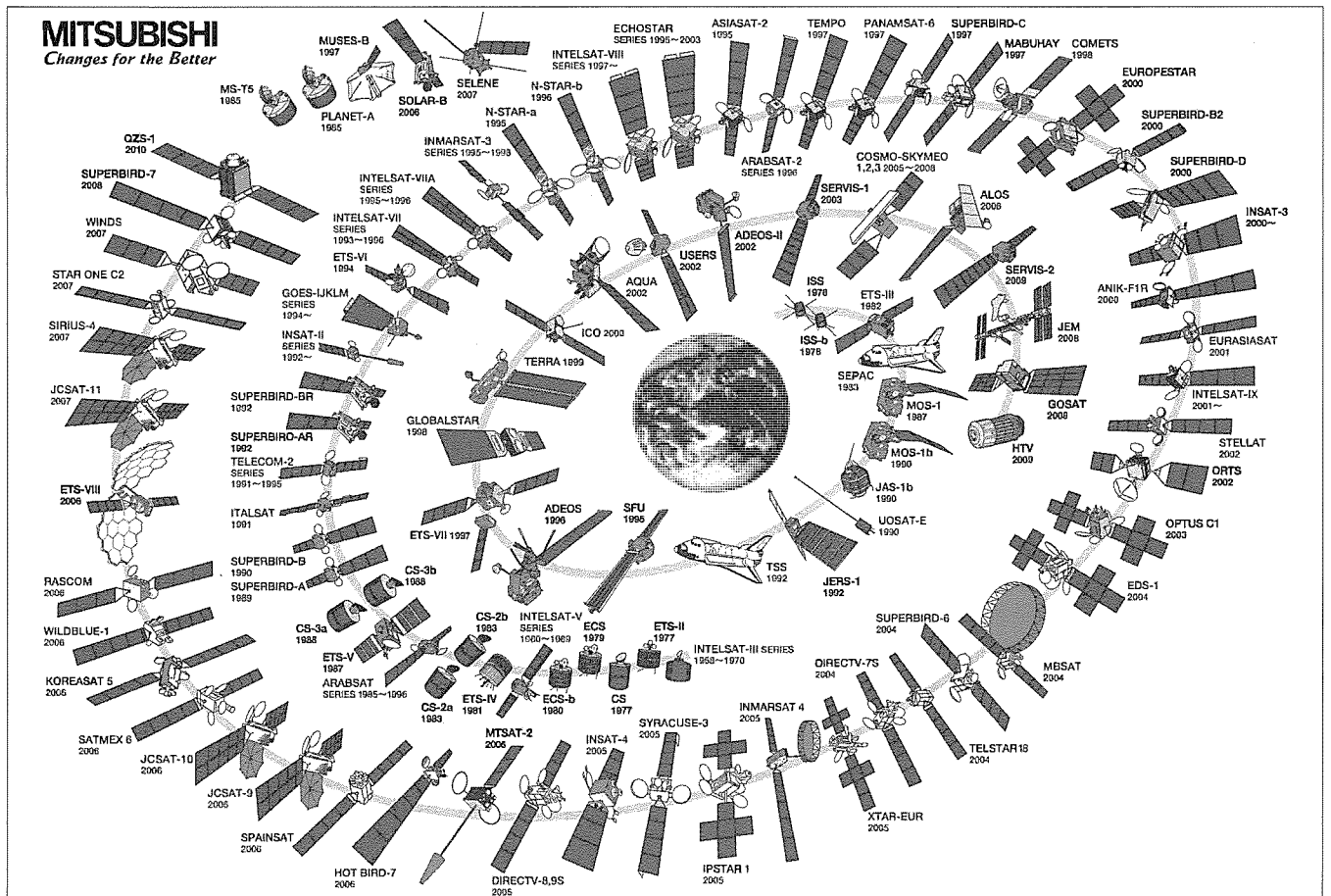
Kenji Okada, Hiroshi Koyama

要 旨

三菱電機は我が国の宇宙開発初期段階から、多くの衛星システム、衛星搭載機器、地上運用管制システム等の開発に携わってきた。国内宇宙プロジェクト分野に対しては、地球観測、測位、通信、軌道間輸送、科学等幅広い領域の衛星システム開発に取り組んでいる。また、商用通信衛星分野に対しても積極的な参入を図っており、海外の通信オペレータからも高い評価を得ている。また、搭載RF (Radio Frequency) 機器、太陽電池パドルのセルレイダウン、リチウムイオンバッテリー、ヒートパイプパネル等の衛星搭載機器の輸出分野にも参入し、宇宙事業を支える一つの柱となっている。2008年5月に“宇宙基本法”が制定さ

れたが、これは、我が国の宇宙開発の研究開発段階から産業化・利用拡大段階への移行を促進するものである。このためには、各宇宙利用分野でこれまで以上に高機能、高性能であり、かつ高信頼、低価格なシステムを提供するとともに、新たな宇宙利用形態を創出することが求められている。

本稿では、各宇宙利用分野における宇宙システムを支える技術を俯瞰(ふかん)するとともに、将来に向けた当社の取り組みについて述べる。また、宇宙環境下での高信頼性システム構築に不可欠となる、宇宙システムを下支えする基礎技術を併せて述べる。



三菱電機 宇宙プロジェクトの実績(国内外の主契約者及び副契約者プログラム)

当社では、宇宙開発の初期段階からメーカーとして人工衛星の開発に携わってきており、これまで多くの衛星システム、衛星搭載機器の開発に関与してきている。現在は官需衛星の分野がベースロードとなる主要な事業分野であり、さらに商用衛星、衛星搭載機器輸出分野の市場拡大を推進している。

1. ま え が き

当社は電離層観測衛星 (ISS) で本格的に宇宙開発に参入し、それ以降図 1 に示すように通信、観測、宇宙機、科学等、各分野にわたる衛星システム、地上システムの開発に携わってきている。

国内宇宙プロジェクト分野に対しては、宇宙航空研究開発機構 (JAXA)、情報通信研究機構 (NICT)、無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) の指導の下、地球観測 (JERS-1, ADEOS-I, II, GOSAT 等)、測位 (準天頂衛星)、通信 (ETS-V, DRTS, ETS-VIII 等)、軌道間輸送 (HTV)、科学 (Solar-B) 等幅広い領域の衛星システム開発に取り組んでいる。また、商用通信衛星分野に対しても積極的な参入を図っており、海外の通信オペレータからも高い評価を得るに至っている。また、搭載 RF 機器、太陽電池パドルのセルレイダウン、リチウムイオンバッテリー、ヒートパイプパネル等の衛星搭載機器の輸出分野にも参入し、宇宙事業を支える一つの柱となっている。

これら宇宙システムを支える技術は非常に多岐にわたっている。これらの技術は、衛星自体 (衛星バスシステム) に関する技術、衛星に搭載するセンサ、通信ペイロード (ミッション機器) に関する技術、宇宙環境に関する技術、信頼性・品質管理に関する技術等によって構成されている。また宇宙環境への対応はいまだに完全には解明されていない事項もあり、宇宙利用拡大に向けた高信頼性システム提供のためには、宇宙環境の理解に基づく、信頼性・品質管理上の対処が必要である。

本稿では、各宇宙利用分野における宇宙システムを支える技術を俯瞰するとともに、将来に向けた当社の取り組みについて述べる。

2. 各宇宙利用分野を支える宇宙技術

宇宙利用システム全体は、軌道の上に打上げられて運用される宇宙システム (宇宙セグメント) とその宇宙システムの運用計画立案、運用管制、データ処理、データ配信等の役

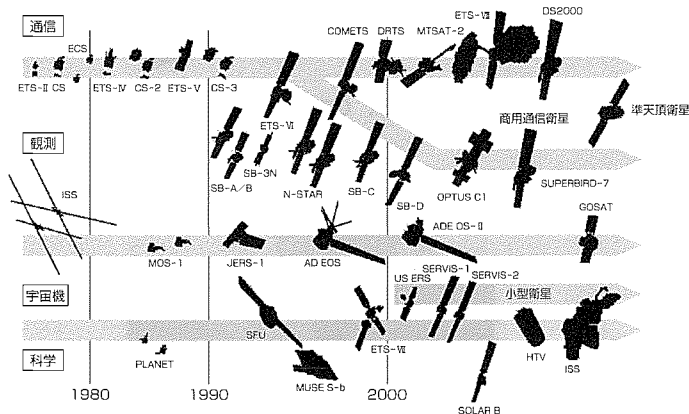


図 1. 当社の宇宙開発の流れ

割を分担する地上システム (地上セグメント) によって構成されている。ここでは宇宙セグメントにかかわる観測、通信、測位、宇宙輸送等の各分野を支える技術及び今後の動向について述べる。

2.1 地球観測分野

地球観測は宇宙システムの特徴を最大限に生かした観測システムであり、観測対象としては陸域、海域等の地表面のみでなく、環境観測衛星の場合は大気組成、降雨量、大気風等も観測対象となる。観測センサとしては合成開口レーダ、光学センサ等が多くの観測衛星に搭載されている。当社はこれまでに地球資源衛星 (JERS-1)、陸域観測技術衛星 (ALOS) 等で L 帯合成開口レーダを、太陽観測衛星 (Solar-B)、地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS) 等で光学センサを搭載した観測衛星システムを開発している。

電波センサである合成開口レーダ (Synthetic Aperture Radar: SAR) は光学センサと比べ、昼夜の区別なく雨天時にも観測が可能であり、災害監視等の用途では重要なセンサとなっている。合成開口レーダで使用する周波数帯としては L 帯、C 帯から X 帯までが使用されており、高分解能化に向けては Terra-SAR-X (独) 等に見られるような X 帯を使用する合成開口レーダも出てきている。与えられた周波数で高分解能を実現するために、電氣的にビームを観測地点に指向させるスポットビームという方式もあり、また広域化、高分解能化に向けては図 2 に示すようなマルチビーム方式も開発されている。

一方、光学センサによって高分解能を実現するためには、光学系の開口径を大きくするとともに検出器の感度を上げる必要があり、高感度の検出器がキー技術となっている。光学センサの感度を向上させる手段として、当社では TDI (Time Delayed Integration) 撮像と呼ばれる方式を採用、開発している。この方式は衛星の姿勢制御系と光学センサを協調して制御することによって、同一地域を複数の検出素子上に結像させ、それらを積分することでセンサの感度を向上させるものである。TDI 撮像方式の原理を図 3 に示す。

光学センサによる撮像を行うためには、一般に衛星本体

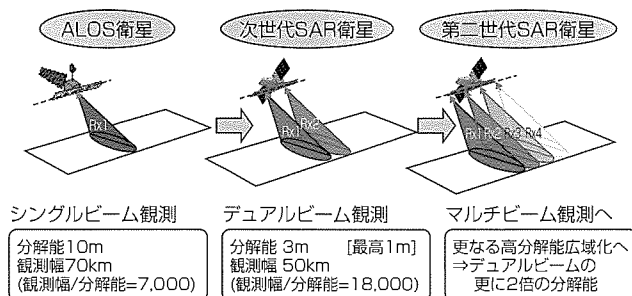


図 2. SARの広域化、高分解能化

の姿勢を変更し、目標の地点を撮像する。この場合には衛星の姿勢を極力短時間で変更することが要求され、衛星の慣性モーメントをできるだけ小さくするとともに、大きなトルクを発生するアクチュエータが必要となる。衛星の姿勢制御にはアクチュエータとしてホイールを使用することが一般的だが、更に大きなトルクを発生することのできるコントロールドモーメントジャイロ(CMG)による制御方式も、社内開発を進めている。当社でCMG制御性能確認のために実施した3軸エアベアリング試験装置による試験状況を図4に示す。

観測センサの高分解能化に伴い取り扱うデータ量が増大し、このための観測データの記録、伝送が大きな課題となる。観測データの伝送系としては、直接地上局への伝送を行う直接伝送系の利用が現状主流であり、数百Mbps程度の伝送能力を持っている。さらに、今後の観測データ大容量化に向け、JAXA指導によって、次世代のデータ伝送方式で16QA方式、及び光通信方式の開発を開始している。また、通常の周回衛星では地上局からの可視時間が平均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。このため、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。現在運用中のALOSでは、当社がシステム開発を行ったデータ中継技術衛星(DRTS)が活用されている。

なお、観測衛星は現在、センサを含め1~2トン級の衛星が主流であるが、当社はGOSAT衛星システムを開発し、同クラスの標準的な観測衛星システムとして各種観測ミッ

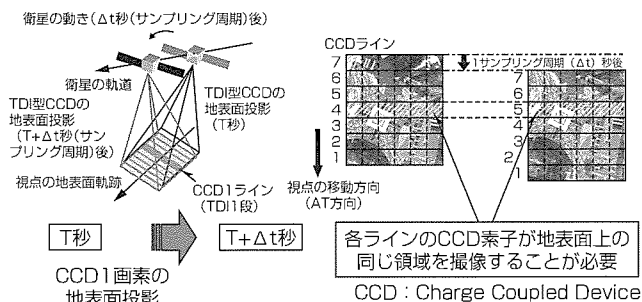


図3. TDI撮像の原理

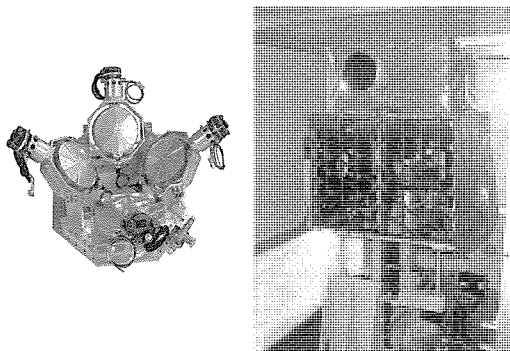


図4. CMGと3軸試験の状況

ションへの活用を図っている(図5)。

これらのラインアップに加え、近年利活用が検討されている質量数百kg級の小型衛星に対しても、その開発を推進している。当社では、USEF指導のもと、USERS, SERVIS宇宙機(パストライ質量400~500kg)等の小型衛星を開発、運用している。今回搭載計算機・機器の統合化・小型化を図った統合化システムコントローラを開発し、センサ、アクチュエータを含めた小型衛星機能モデルを開発している。図6に当社で開発した小型衛星機能モデルを示す。

2.2 測位分野

測位衛星システムとしては、現在準天頂衛星を開発中である(図7)。準天頂衛星は日本上空での可視時間が長く取れるとともに、静止軌道衛星と比べ高仰角で衛星が視野に入るように比較的大きな軌道傾斜角と超楕円(だえん)の軌道を選定している。これによって、静止軌道で問題となるビル等による衛星電波遮蔽(しゃへい)の問題等を大きく改善している。

測位衛星では衛星の軌道位置を正確に決定する必要がある。できる限りスラスタの噴射を少なくし並進力発生を抑えるとともに、地球の重力場の偏り、月、太陽の影響、太陽輻射(ふくしゃ)圧による並進力、RF放射による並進力等を精度良く推定することが要求されている。準天頂衛星は2.4節で述べる当社標準静止衛星バス“DS2000”を使用した衛星であり、DS2000シリーズの標準化資産を活用することによって、効率的開発を行っている。

2.3 軌道間輸送分野

宇宙輸送系システムとして、宇宙ステーション補給機(H-II Transfer Vehicle: HTV)をJAXA指導によって開発中である。HTVは宇宙ステーションへの物資補給を目

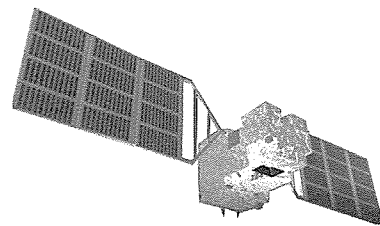


図5. GOSAT衛星

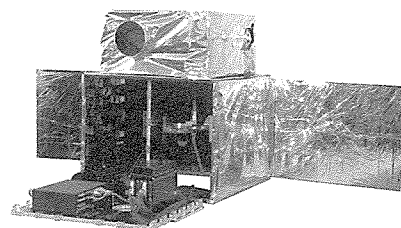


図6. 小型衛星機能モデル

的としており、当社はHTVの電気モジュールの開発を担当している(図8)。

電気システムのキー技術は、有人対応の電気システム技術及びランデブ・ドッキング技術である。前者は、有人システムである宇宙ステーション(ISS)に接近、ドッキングするための不可欠要求であり、1フェイルオペレーショナル(1故障でも運用続行)、2フェイルセーフ(2系故障時安全性確保)要求を取り込んだ設計を実施している。また、後者はスペースフリーフライヤ(SFU)、技術試験衛星Ⅶ型(ETS-Ⅶ)等で得られた自動ランデブ・ドッキング技術をベースとしている。通常の衛星ではロール、ピッチ、ヨーの3軸回りの姿勢制御を実施しているが、ランデブ・ドッキングの場合にはさらに位置を含めた6自由度制御が必要となる。またHTVの場合には接近軌道の設定も重要であり、異常が発生し、制御不能となった場合にもISSへの衝突に至らない接近軌道が設計されている。

2.4 商用通信分野

商用通信衛星は静止軌道上に配置され、固定地上局間の通信又は移動体通信、放送衛星等の一斉配信等に使用されている。当社では標準静止衛星バスとして、DS2000シリーズの開発を進めており、これまでにMTSAT-2、SB-7の2機の実用衛星の打上げ・初期運用を完了して、商用衛星の分野で海外の通信オペレータからも高い評価を得るに至っている。

DS2000シリーズは、静止衛星としては発生電力が8～

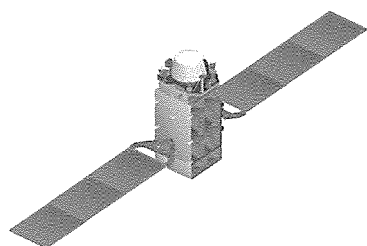


図7. 準天頂衛星

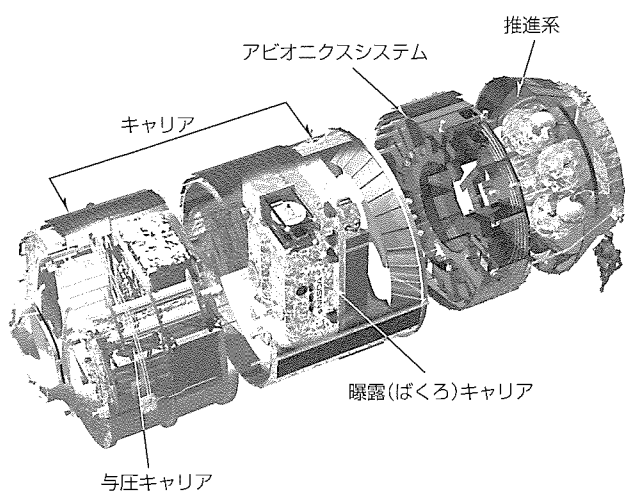


図8. HTVの概要

14kW級の中型クラスである。当社は、今後の商用衛星受注の拡大に向け、図9に示す小型と大型のメニュー拡大を目指している。通信ミッション機器としてはマルチビームアンテナ、デュアルグリッドアンテナ、大型展開アンテナ、デジタルビームフォーミング等の技術課題があり、エンドユーザーにとって魅力的な通信システムを提供することが、今後商用衛星の分野で市場を獲得していくためには重要であり、その開発に取り組んでいる。

2.5 搭載機器輸出分野

当社では商用通信衛星の分野でいくつかの搭載機器輸出を行っている。代表的な機器としてRF搭載機器、太陽電池パドルのセルレイダウン、埋め込みヒートパイプパネル、リチウムイオンバッテリー等があり、欧米衛星システムメーカーへの輸出を促進している。図10に代表的な当社輸出機器を示す。

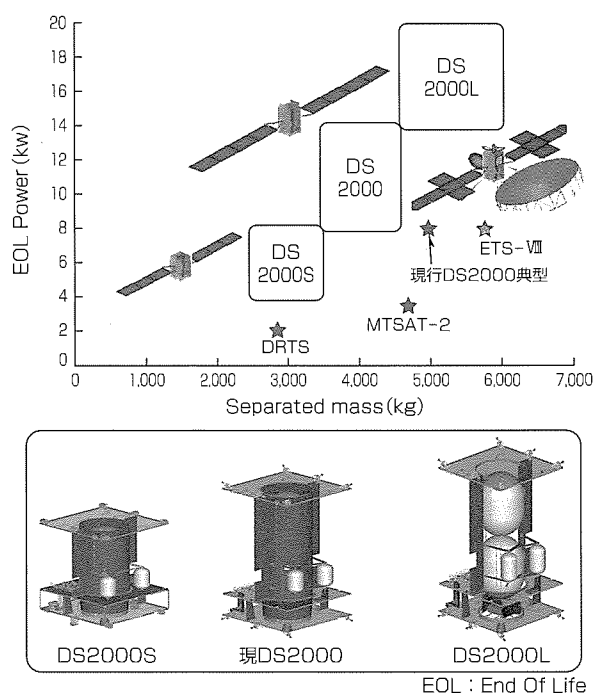


図9. DS2000のシリーズ化方針

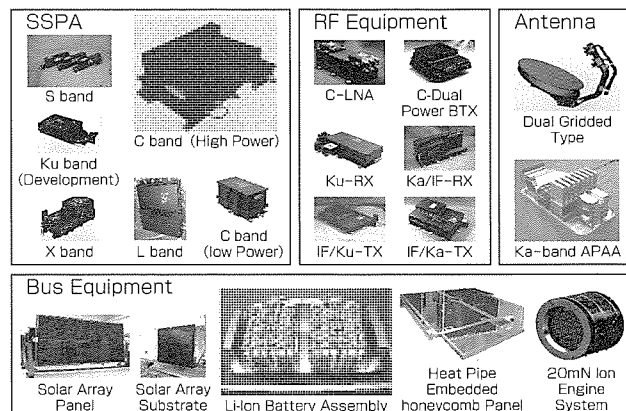


図10. 輸出搭載機器

3. 技術を支える信頼性・品質管理活動

宇宙システムを支える技術の特殊性として、ロケットによる打上げ・宇宙空間で印加される環境、修理がほぼ不能という特殊性を挙げることができる。図11に宇宙システムが晒(さら)される種々の環境条件を示す。

宇宙システムはロケットによって軌道に投入されるため、搭載機器、構造体が振動、音響等の打上げ環境で損傷せず、ロケット分離後正常に動作することが要求される。

また宇宙放射環境は、宇宙システムとして特に注意すべき項目の一つである。使用する宇宙部品は、シングル・イベント・エフェクト(SEE), トータルドーズ等に対する耐性を持っている必要がある。また宇宙放射線、プラズマ環境による帯電・放電は時として電力喪失、衛星機能喪失につながる損傷を衛星に与える可能性があり、衛星システム全体としての帯電防止処置を実施する必要がある。また、軌道が600km程度以下となると、原子状酸素が外部機器の表面材料の劣化を増進する。このため外部に露出する太陽電池パドル、外部ハーネス等の適切な材料の選定、材料厚の確保等を実施している。

宇宙システムは、搭載機器に不具合が発生した場合に修理が不可能である。このため、衛星システムではクリティカルな機器については適切な冗長設計を実施するとともに、異常発生時の対処、自律的な不具合検知、不具合機器の切り離し、正常機器の選択が可能なるFDIR(Failure Detection, Isolation and Recovery)機能が必要となる。特に可視時間に制約がある中高度衛星の場合には、非可視帯での異常に自律的に対応し安全なモードに移行することが不可欠機能となる。

こうした宇宙環境に対する宇宙システムの信頼性・品質確保を目的に、2008年10月、“信頼性技術センター”を新設し、信頼性技術、部品技術、宇宙環境技術(放射線・デブリ・原子状酸素・帯放電)の各部門を結集し、システム設計段階から信頼性・品質の作り込みを行っている。また、設計、調達、製造、試験の全部門を横断して信頼性・品質の確保を図るための特別組織“BMS(Brand of Mission Success)推進センター”を設置し、“軌道上ミッションの100.00%成功”を品質目標として、“万が一”の不具合の可能性をも摘み取るように、信頼性・品質管理活動を推進している。

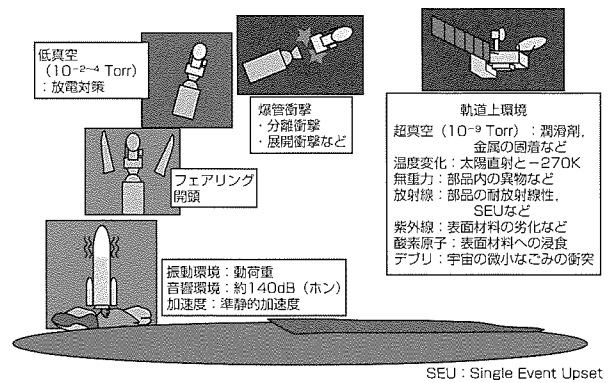


図11. 宇宙システムが晒される環境

4. 今後の宇宙利用に向けて

宇宙基本法の成立によって、宇宙の利用形態が今後さらに拡大されていくものと考えられる。従来型のプロジェクト実施形態に加え、アンカーテナンシー、PPP(Public Private Partnership)等の新たな宇宙利用の仕組み創出が期待される。

5. むすび

宇宙システムのうち宇宙セグメントに注目して、それらの製品を支える技術とその動向について述べた。実際の宇宙システムを製造し試験するためには、ここで述べた設計技術に加え、物作りのための製造技術、生産技術、試験技術等も重要な技術分野であり、これらの技術と設計技術が一体となって初めて高信頼性、高品質の製品が実現される。当社では官需衛星システムをベースロードとしてキー技術の開発を推進するとともに、商用通信衛星の分野にも本格的な参入を開始し、国内のみでなく世界に通じる衛星メーカーを目指している。

参考文献

- (1) 岡崎健也：利用される宇宙，三菱電機技報，79，No.8，499 (2005)
- (2) IT宇宙インフラ特集号：三菱電機技報，77，No.8 (2003)

商用衛星への取り組み—スーパーバード7号機—

野村高嗣*
村田 眞**
古市正生*

Activities for the Commercial Satellite—Superbird-7—
Takatsugu Nomura, Makoto Murata, Masao Furuichi

要 旨

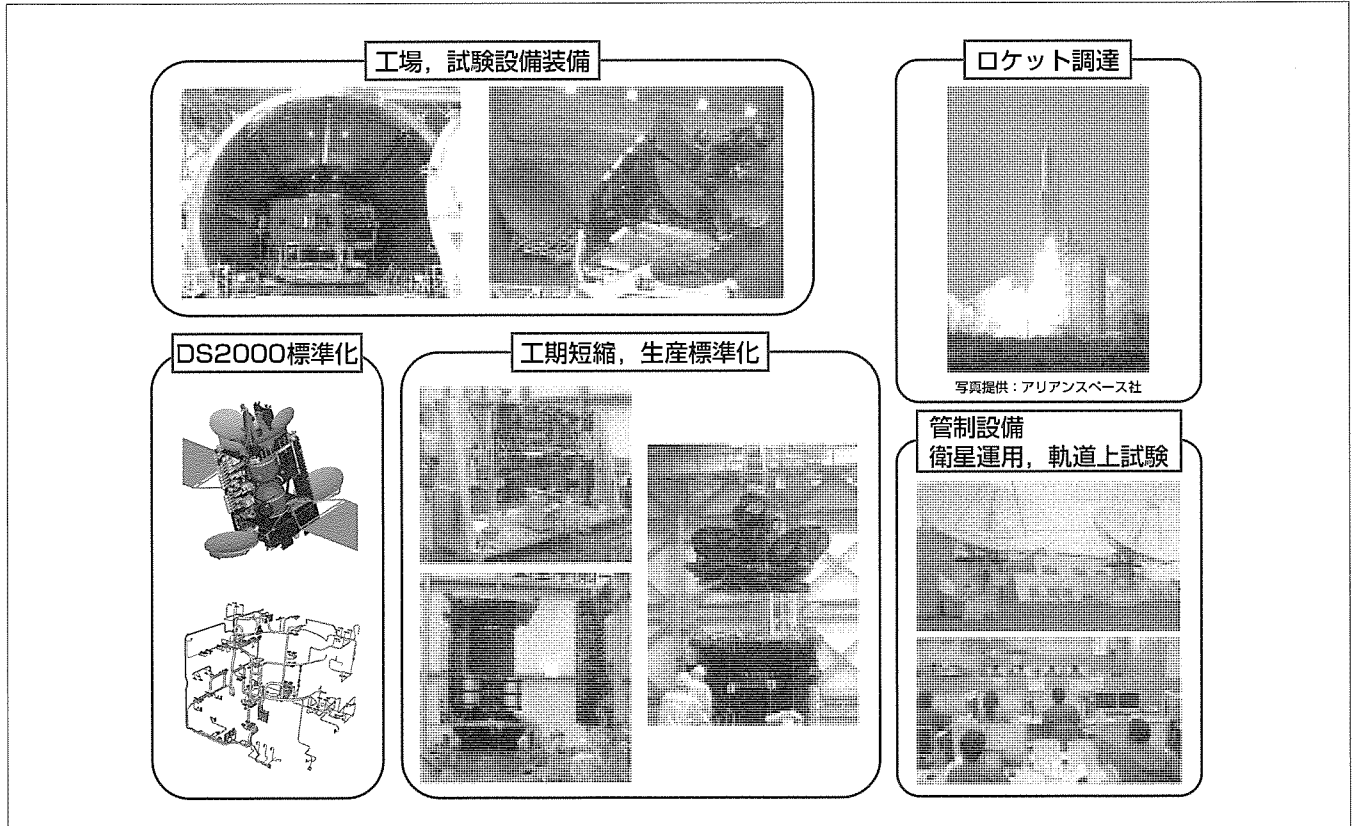
三菱電機は、国際市場における商用衛星の競争力強化に取り組んでいる。1999年には、国内最大級のスペースチェンバー、アンテナテストレンジ、音響チェンバー^(注1)等を持ち、衛星の組立て、試験のすべてを行える大型衛星工場を竣工(しゅんこう)した。こうした生産設備の拡大と並行し、品質、工期、コストといった商用衛星のニーズにこたえるために、宇宙航空研究開発機構(JAXA)の技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)をベースとする標準衛星バス“DS2000”の開発を推進した。衛星及び生産方式の標準化、工期短縮の諸策を実施し、商用衛星標準バスDS2000を完成させた。また、衛星管制ソフトウェアの開発にも取り組み、標準管制ソフトウェア“Birdstar”の開発を完了した。2005年に、

(注1) 音響チェンバーは2001年に竣工

日本初の民間衛星オペレータ向け国産商用衛星であるスーパーバード^(注2)7号機を受注した。この衛星の契約は、衛星のみならず、商用衛星に必要な運用管制設備の提供、ロケット調達、オービットレイジング、軌道上試験等を含むものである。この衛星は、2008年8月15日(日本時間)、フランス領ギアナのギアナスペースセンターからアリアン5による打上げに成功し、同年10月17日にスカパーJSAT^(株)への軌道上納入を完了した。

当社は、これらの実績を踏まえ商用衛星の更なる競争力強化を推進し、国内外の商用衛星市場で衛星事業を展開している。本稿では、スーパーバード7号機を事例に、当社の商用衛星への取り組みについて述べる。

(注2) スーパーバード(Superbird)は、スカパーJSAT^(株)の登録商標である。



商用衛星への取り組み

当社は、国際市場における商用衛星の競争力強化に取り組んでいる。その取り組みは、工場、試験設備といったインフラの整備、衛星バスDS2000の標準化、工期短縮・生産標準化、管制設備整備、衛星運用、軌道上試験、ロケット打上げサービス調達等多岐にわたるものである。

1. ま え が き

当社は、国際市場における商用衛星の競争力強化を目指し、①十分な生産設備の保有、②品質・工期・価格競争力を持つ衛星バスの保有、③客先が望む地上設備の提供、④保険調達支援、ロケット調達、オービットレイジング、軌道上試験といったいわゆるターンキー業務の提供に取り組む、2005年10月に、日本初の民間衛星オペレータ向け国産商用衛星であるスーパーバード7号機を受注した。この衛星は、2008年8月15日(日本時間)、フランス領ギアナのギアナスペースセンターからアリアン5による打上げに成功し、同年10月17日にスカパーJSAT(株)への軌道上納入を完了し、現在顧客へのサービスに供されている。

本稿では、スーパーバード7号機の事例も含め、当社の商用衛星への取り組みについて述べる。

2. 生産設備整備とDS2000の開発

当社は、衛星試験をすべて同一建屋で可能とする衛星製造試験棟を1999年に竣工した。この衛星製造試験棟は、衛星試験に必要な直径11.5mの大型熱真空試験チェンバー、30トン振動試験機、音響チェンバー、コンパクトアンテナテストレンジ等、衛星システムをそのまま試験に供することができる大規模なものであり、民間企業としては国内唯一、世界的にも欧米の主要衛星メーカーに劣らないものである。この装置群の主要諸元を表1に示す。衛星製造設備を自社で保有することによって、試験のための衛星の移動の省略、スケジュールのフレキシビリティ確保、人員の効率的配置が可能となり、以降の衛星製造試験に成果を上げている。

こうした生産設備の拡大と並行し、品質、工期、コスト、運用の安全性といった商用衛星のニーズにこたえるために、標準衛星バスDS2000の開発を推進してきた。DS2000は、宇宙航空研究開発機構(JAXA)の技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)をベースとし、個々の要素技術については、

2002年に打上げられたJAXAのデータ中継技術衛星(DRTS)の実績、その他衛星及び要素の開発実績に基づいている。DS2000は、前に述べた商用衛星のニーズにこたえるために、使用構成機器のメニュー化・標準化、構体系の標準化・軽量化、推進系構成の標準化、通信機器搭載エリアの拡張、高密度実装化、軽量アンテナの開発と標準化といった衛星の改良に加え、設計環境・ツールの整備、効率的なインテグレーション手法の開発等によって、コスト低減、工期短縮、品質確保を実現した⁽¹⁾⁽²⁾。

3. 衛星管制ソフトウェア

地上からの衛星運用を実現するために、衛星を監視・制御する衛星管制ソフトウェア“Birdstar”を開発した。

Birdstarは、当社がエレベーターや発・変電所など多くの監視・制御システムで培ったソフトウェアプラットフォームにLinux^(注3) OSを組み合わせ、衛星及び地上設備の監視・制御を可能としたオブジェクト指向型標準ソフトウェアであり、衛星監視制御系、データ解析系、軌道運用解析系、運用計画系、地上監視制御系、統合管制端末系等複数の機能モジュールから構成され(図1)、次のような特長を持つ。

- (1) 直感的操作が可能なHMI(Human-Machine Interface)
- (2) 運用者が定義可能な実行処理・画面定義機能
- (3) スケジューラによる自動運用機能などを搭載し運用者の運用負荷を軽減
- (4) 大量のテレメトリデータ等の検索に対して、高速検索ロジックを搭載し、計算機からの応答待ちによるストレスから運用者を解放

このBirdstarは、2006年に打上げられた“ひまわり7号”(MTSAT-2)の衛星管制ソフトウェアとしても採用されており、共通仕様はそのままに、衛星の個別ミッション対応に個々のソフトウェアをカスタマイズすることで、容易に種々の衛星に対応することが可能である。

(注3) Linuxは、Linus Torvalds氏の日本及びその他の国における登録商標又は商標である。

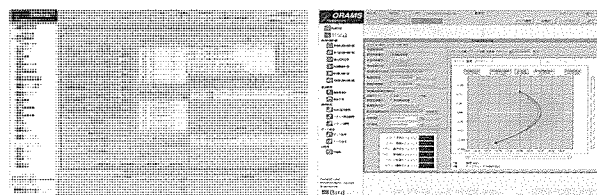
表1. 大型試験装置の主要諸元

試験装置	主要諸元	
熱真空試験チェンバー	形状	円筒横置き(φ11.5m×奥行き11m)
	温度制御範囲	-173℃(液体窒素) -153℃～+60℃(ガス窒素)
	制御方式	6ゾーン独立制御
	真空度	2.7×10 ⁻⁴ Pa以下
大型振動試験設備	周波数レンジ	DC～2,000Hz
	最大搭載質量	5,000kg(垂直) 10,000kg(水平 大型水平テーブル使用時)
	形状	幅11.75m×奥行き9.04m×高さ15.4m
大型音響試験設備	周波数レンジ	25～10,000Hz
	最大音圧レベル	150.5dB以上
	電波暗室寸法	幅20m×高さ16m×奥行き30m
	テストゾーン	φ5m×奥行き6m
コンパクトアンテナテストレンジ	電波暗室寸法	幅20m×高さ16m×奥行き30m
	周波数帯	1～100GHz

4. スーパーバード7号機

4.1 衛星の概要

スーパーバード7号機は、2008年8月15日(日本時間)



(a) SMAC (衛星監視制御ソフトウェア) (b) ORAMS (軌道運用解析系ソフトウェア)

図1. Birdstarの画面例

に打上げ、同年10月17日に軌道上引渡しを完了した。現在は既存のスーパーバードC号機を引き継ぎ、C2号機としてサービスを提供中である。衛星の外観を図2に、概要を表2に示す。衛星の両側面(東西面)に大型アンテナを配し、上面にはアンテナモジュールに集約させたアンテナ群を配置している。電源系、姿勢制御系、テレメトリ・コマンド・レンジング系、推進系、構体系、熱制御系、太陽電池パドル系といった衛星バスにはDS2000を採用した。太陽電池パドル、電源系、テレメトリ系は、衛星の規模によって容量、サイズが異なってくるが、DS2000の標準メニューから選定することで新たな開発要素を極力排除した。

DS2000衛星のサイズは、商用打上げに供されている主要ロケット(H-IIA, アリアン, シーロンチ, プロトン等)のいずれにも適合するものである(図3)。これによって打上げ機会とロケット選定のフレキシビリティを高めている。

スーパーバード7号機製造の概略フロー及び製造実施風景を図4に示す。工期短縮を目指し、DS2000で確立したモジュール方式を採用した。構体系の製造、推進系のイン

テグレーション、通信系ペイロードの並行作業によって工期短縮を図っている。また、搭載アンテナに対してもアンテナモジュール方式を適用し、衛星本体の製造・試験との並行作業を可能とし、十分なアンテナ製造試験期間を確保した。

衛星試験の概略フロー及び実施風景を図5に示す。衛星の試験はすべて当社衛星製造試験棟で実施、衛星システムの機能性能が要求どおりであることを確認した。

4.2 ロケット調達, 衛星輸送, 射場作業

スーパーバード7号機は軌道上納入契約であり、主要打上げサービス会社の中からアリアンスペース社を選定し調達管理を推進した。射場安全審査には十分な資料を整えPhase-1~Phase-3の審査に合格した。

完成した衛星及び機材の打上げ基地への輸送は、当社鎌倉製作所から陸送及び海上輸送によって中部国際空港へ運び、そこから大型貨物輸送機アントノフによって太平洋を横断、アリアンロケットの打上げ基地である赤道直下中南米フランス領ギアナまで輸送した(図6)。

射場到着後は、コンテナからの開缶、衛星機能試験、推進充填(じゅうてん)作業を短期間で実施した。事前の射場

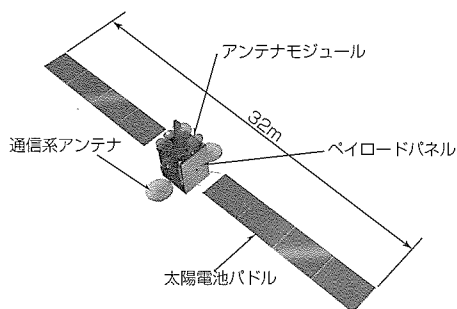


図2. スーパーバード7号機の外観

表2. スーパーバード7号機の概要

客先	スカパーJSAT(株)	
衛星バス	DS2000	
衛星質量	約4.8トン(打上げ時)	
ペイロード	周波数	Kuバンド
	中継器	27MHz x 20ch, 36MHz x 8ch
搭載ビーム	日本ビーム/北東アジアビーム/南東アジアビーム/可動ビーム	
静止軌道位置	東経144度	
打上げロケット	Ariane5(アリアンスペース社)	

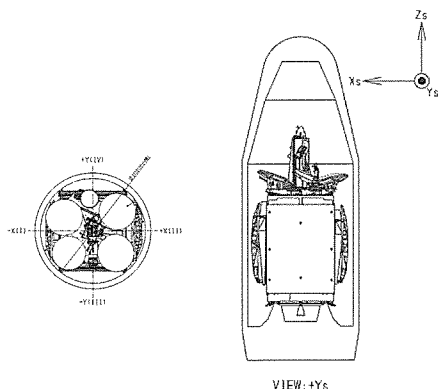


図3. フェアリング収納例(Sea Launch)

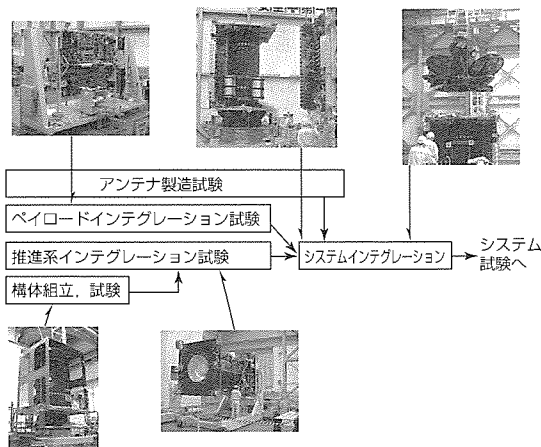


図4. スーパーバード7号機の製造フロー概要

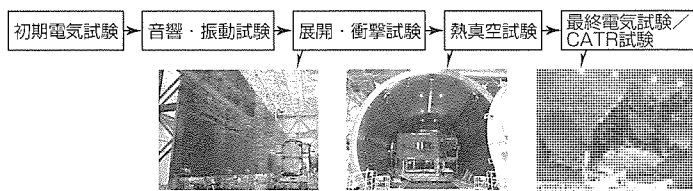
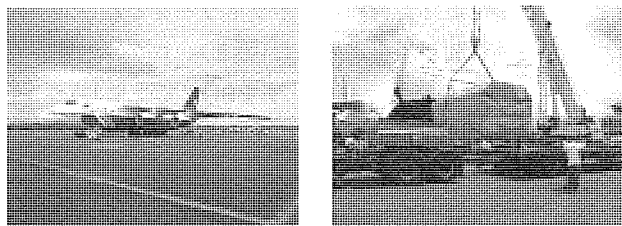
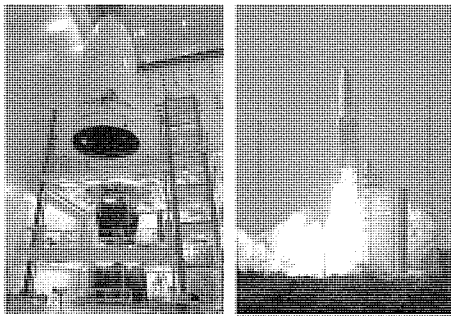


図5. スーパーバード7号機試験フロー概要



(a) アントノフの外観 (b) アントノフへの衛星積み込み

図6. 衛星輸送の作業風景



写真提供：アリアンスペース社

図7. フェアリングへの収納，ロケット打上げ

サーベイ，アリアンスペース社との調整，先発隊による事前準備，日々の手順の徹底した準備によって衛星作業は順調に進み，約3週間という短期間でロケットへの搭載作業へ移行，2008年8月15日(日本時間)に無事打上げに成功した(図7)。

4.3 地上系開発

3章で述べた衛星管制ソフトウェアBirdstarに加え，IF (Intermediate Frequency) ベースバンド装置，コマンド暗号装置などを新しく導入し，既設のアンテナ，RF (Radio Frequency) 設備と組み合わせることによって，スーパーバード7号機対応の地上局システムを客先のスーパーバード茨城ネットワーク管制センター(SPE)，スーパーバード山口ネットワーク管制センター(SPW)に構築した。

このBirdstarを中核とする監視・制御システムによって，地上設備から，スーパーバード7号機本体まで，各局に設置された端末から，統一的なHMIですべての監視・制御が可能となった。また，SPE・SPWの地上局間でネットワークによる冗長構成を構築し，リモート運用や障害時のバックアップが可能な信頼性の高い構成としている。

一方，当社鎌倉製作所内のSOC (Satellite Operation Center) に，Birdstarによる衛星監視・制御システムを構築し，衛星の軌道投入，軌道上試験の運用に供するとともに，衛星運用期間にわたって衛星メーカーとして衛星を維持・保守する体制を構築した。

4.4 オービットレイジング，軌道上試験

スーパーバード7号機の衛星運用管制は，運用班，軌道計画班，ネットワーク班，衛星班及び管理班から構成される追跡管制隊を組織し，当社鎌倉製作所内のSOCで実施している。打上げから約8日間は，SOCとKuバンド海外局を中心とした追跡管制局群をネットワークで結びスーパーバード追跡管制運用を実施した(図8)。ロケットから衛星分離後，正常に衛星テレメトリをSOCで受信した。その後，図9に示す6日間のクリティカル運用フェーズを経て軌道上試験の軌道に静止化した。約1.5か月間のペイロード系軌道上試験(IOT)，バス系IOTを順調に実施し，衛星状態が極めて良好であることを確認した。

2008年10月17日の軌道上納入後，衛星を運用軌道である

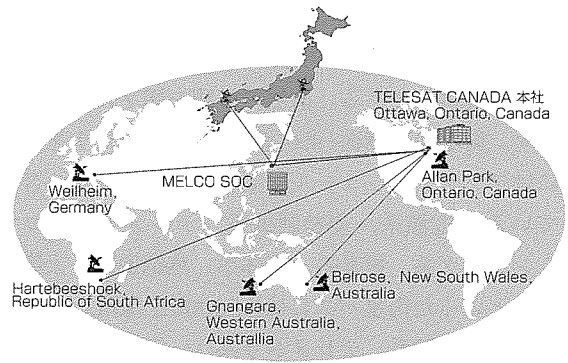


図8. Kuバンド海外追跡管制ネットワークと国内IOT局

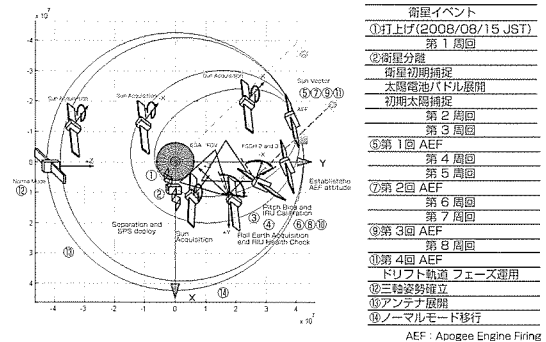


図9. 初期運用シーケンス

東経144度へ移し，スーパーバードC号機の後継機としての通信サービスを開始している。

5. む す び

当社は，年間20機と言われている国内外の商用衛星市場を視野に入れたビジネスを展開しており，国内外を問わず提案要請に対する積極的な提案を続けている。また，商用衛星に限らず，DS2000バスを適用した衛星事業の展開にも積極的に取り組んでおり，JAXAの指導を得て，準天頂衛星の開発を推進している。通信放送・気象・測位ミッションで要求されるサービス無瞬断化や，衛星システム全体及び搭載機器の機能統合化による軽量化と機器削減，機能のソフトウェア化による工期短縮等，次世代に向けた技術開発もJAXA指導のもと次世代静止衛星開発として推進するとともに，社内開発を継続している。

スーパーバード7号機の実績は当社取り組みの大きな試金石となった。今後も，顧客の期待にこたえるために実績の蓄積と開発の継続によって，DS2000バスの向上を推進していく。

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)

観測センサ技術

迎 久幸*

Observation Sensor Technology

Hisayuki Mukae

要 旨

2008年5月の宇宙基本法成立に象徴されるように、我が国の宇宙開発は研究開発主体から、利用促進の時代へと大きく発展しようとしている。宇宙利用の中でも観測衛星は特に重要な役割を担うものであり、陸域、海洋、大気、太陽、月惑星などの各種観測によって、環境モニタ、土地利用や植生分析、災害監視、地図作成、気候／気象監視、水循環等地球規模の現象把握、農業、漁業、科学、GIS (Geographic Information System) サービス、CO₂排出量計測など、各分野での利用が期待されている。

具体例として、2006年1月に打上げられた陸域観測技術衛星“だいち”(ALOS)は、搭載した観測センサ(合成開口レーダと光学センサ)で取得した画像によって、地図作成や土地利用状況把握、災害状況分析などに活躍している。また太陽観測衛星“ひので”(SOLAR-B)は、太陽活動の観

測によって世界トップレベルの研究成果に貢献している。

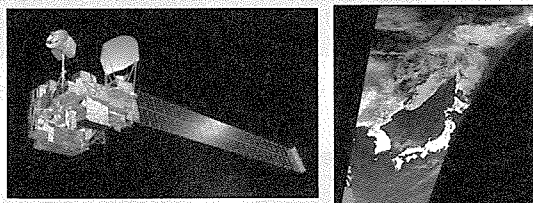
現在開発を進めている観測センサとしては、2002年に打上げて水循環にかかわる環境監視を継続しているマイクロ波放射計AMSRシリーズの後継機として、第一期水循環変動観測衛星(GCOM-W1)搭載用マイクロ波放射計2(AMSR2)や、国際宇宙ステーション(ISS)の日本モジュール“きぼう”(JEM)に搭載して大気観測を実施する超伝導サブミリ波リム放射サウンダ(SMILES)、赤外線によって地表温度分布を画像化する小型赤外カメラ(CIRC)などを開発中である。

本稿ではこれら観測衛星に搭載される観測センサに着目して、三菱電機の開発した各種センサの役割と成果の概要を示すとともに、各種センサを実現する背景となった技術基盤について述べる。

JAXA提供

シリーズセンサーによる地球環境の継続モニタリング

ADEOS-II 搭載用 AMSR



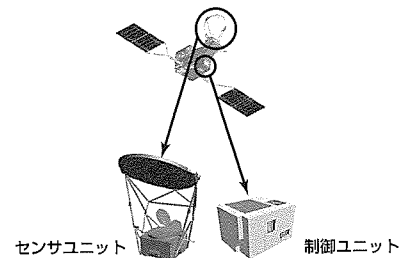
φ2m級アンテナ非展開型

EOS-PM1 搭載用 AMSR-E



φ1.6m級アンテナを軌道上展開

GCOM-W1 搭載用 AMSR2



AMSR2: φ2m級アンテナを軌道上展開
AMSRシリーズの観測性能

Sensor	MSR				AMSR				AMSR-E				AMSR2			
Satellite	MOS-1 (launch:1997)				ADEOS-II (launch:2002)				Aqua (launch:2002)				GCOM-W1 (under development)			
Antenna	0.5m Antenna				2m Antenna				1.6m Antenna				2m Antenna			
Key Parameters	Freq. (GHz)	BW (MHz)	Pol	CH	Freq. (GHz)	BW (MHz)	Pol	CH	Freq. (GHz)	BW (MHz)	Pol	CH	Freq. (GHz)	BW (MHz)	Pol	CH
	-	-	-	-	6.975	350	VH	2	6.925	350	VH	2	6.925	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	
-	-	-	-	52.3	160	V	2	-	-	-	-	-	-	-	-	
-	-	-	-	89-A	3,000	VH	4	89-A	3,000	VH	4	89-A	3,000	VH	4	
-	-	-	-	89-B	3,000	VH	4	89-B	3,000	VH	4	89-B	3,000	VH	4	
2 frequency band, 2ch				7 frequency band, 16 ch				6 frequency band, 14 ch				6 frequency band, 16 ch				

マイクロ波放射計シリーズによる環境監視の継続

2002年に打上げられた2式のマイクロ波放射計 (AMSR, AMSR-E) の後継機として、φ2m級大型アンテナを軌道上で展開することで、更に性能が向上したマイクロ波放射計2 (AMSR2) の開発が進められ、地球環境変動観測ミッション (Global Change Observation Mission: GCOM) の初号機として2011年度に打上げ予定の第一期水循環変動観測衛星 (GCOM-W1) に搭載される予定である。

*本社

1. ま え が き

当社における観測衛星搭載用センサの開発は、1987年に打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、以来電波センサでは受動センサの高性能マイクロ波放射計や能動センサの合成開口レーダを、光学センサでは受動センサの高性能可視近赤外放射計、短波長赤外放射計や能動センサのレーザーレーダ(フライト計画は中断)などを開発し、現在各種センサを更に高性能化した後継機種開発や新規センサ開発を進めている。

本稿では、当社が担当してきた機器の開発意義、役割などを述べるとともに、観測センサの技術動向について述べる。

2. 衛星搭載用観測センサ開発の実績

表1に、当社が開発を担当した衛星搭載用リモートセンシング機器一覧を示す。なおMSR, AMSR, AMSR-E, AMSR2, AVNIR, AVNIR-2, ELISE, E-LIDAR, SMILESは、宇宙航空研究開発機構(JAXA)の指導の下で開発完了又は開発しているものである。またJERS-1搭載用SAR及びOPS, ASTER/SWIR, PALSAR電子機器部は、(財)資源探査用観測システム研究開発機構(JAROS)の指導の下で開発したものである。さらにSOTは国立天文台, JAXA/ISASの指導の下で開発した。PALSAR電子機器部はJAXAに引き渡されたのちにPALSARシステムとして完成し、打上げられた。

3. 観測センサが提供する情報の利用形態

3.1 陸域観測

1992年に打上げられたJERS-1搭載用SARは、地中まで電波が侵入するLバンドの特性を生かして、遺跡発見や資源の探査や地形把握に活用された。1996年に打上げられたADEOS搭載用AVNIRは、目視に近い可視画像を高分解能マルチバンドで提供し、植生や土地利用状況把握に利用されてきた。2006年に打上げられた陸域観測技術衛星(ALOS)では、高性能可視近赤外放射計(AVNIR-2)と合成開口レーダ(PALSAR)によって土地利用や地形など陸域情報を提供している(図1)。

また今後開発予定の後継衛星では、これら光学センサと

合成開口レーダの観測画像による災害監視活動への利用が計画されている。

3.2 水循環

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高性能マイクロ波放射計(EOS-PM1搭載用AMSR-E:2002年5月打上げ, ADEOS-II搭載用AMSR:同年12月打上げ)に引き続き、後継機としてGCOM-W1に搭載するAMSR2によって、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、世界最高性能のマイクロ波放射計として、水循環にかかわる環境モニタリングを継続する予定である(図2)。

3.3 大気観測

国際宇宙ステーションを構成する日本のモジュールJEMに搭載する計画で開発を進めている、超伝導サブミリ波リム放射サウンダ(SMILES)は、オゾン層破壊メカニズムの究明を目的とし、リム放射サウンディングと呼ばれる周縁大気観測によってO3, ClOx, HCl, HOx, BrOなど成層圏大気中の微量ガスのグローバルな三次元分布を観測する予定である。またJAXA, 環境省及び国立環境研究所の共同プロジェクトに基づき当社が衛星システム製作を担当している、温室効果ガス観測技術衛星“いぶき”(GOSAT)も二酸化炭素の濃度分布を宇宙から観測し、“京都議定書”で定められた二酸化炭素(CO₂)の排出量削減に貢献する予定である。

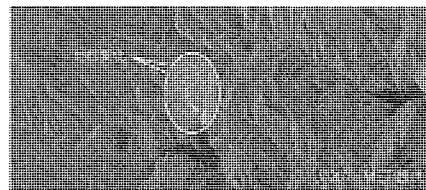
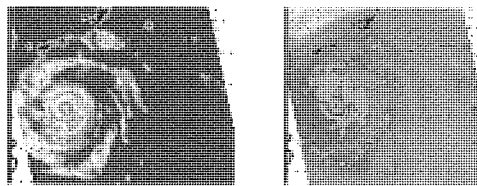


図1. 岩手・宮城内陸地震PALSAR差分抽出像



(a) 降水量(JAXA提供) (b) 水蒸気量(JAXA提供)

図2. AMSRの台風速報画像(2008年台風15号)

表1. 当社が開発担当した衛星搭載用観測センサ一覧

搭載衛星	略号	愛称	開発機関	打上げ	搭載センサ	略号	開発機関	種別	備考
海洋観測衛星1号	MOS-1	もも1号	NASDA ^(注1)	1987年2月	マイクロ波放射計	MSR	NASDA	電波 受動	
地球資源衛星1号	JERS-1	ふよう1号	NASDA	1992年2月	合成開口レーダ 光学センサ	SAR OPS	JAROS ^(注3) JAROS	電波 能動 電波 受動	プライムとしてアンテナ部などを開発 SWIR用検出器を開発
観測衛星1号-2号	ADEOS	みどり	NASDA	1996年8月	高性能可視近赤外放射計	AVNIR	NASDA	光波 受動	
地球観測衛星 TERRA	EOS-AM1	TERRA	NASA(注2)	1999年12月	資源探査用放射線センサ	ASTER	JAROS	光波 受動	短波長赤外放射計(SWIR)を開発
地球観測衛星 AQUA	EOS-PM1	AQUA	NASA(注2)	2002年5月	改良型マイクロ波放射計	AMSR-E	NASDA	電波 受動	
地球観測技術衛星	ADEOS-II	みどり2号	NASDA	2002年12月	高性能マイクロ波放射計	AMSR	NASDA	電波 受動	
ミッション支援衛星	MDS	-	NASDA	計画中止	ライダー実験機器	ELISE	NASDA	光波 能動	地上支援機(衛星-LIDAR)として04年1月に開発完了
陸域観測技術衛星	ALOS	だいち	JAXA ^(注2)	2006年1月	高性能可視近赤外放射計2型 可視光総場望遠鏡	AVNIR-2 SOT	JAXA 国立天文台	電波 受動 電波 能動	搭載電子機器をJAROS契約の下に開発 望遠鏡の光学系、鏡筒系を開発
太陽観測衛星	SOLAR-B	ひので	JAXA	2006年9月	可視光総場望遠鏡	PALSAR	JAXA	電波 能動	搭載電子機器をJAROS契約の下に開発
宇宙ステーション日本実験棟	JEM	きぼう	JAXA	2008年3月5月	超伝導サブミリ波リム放射サウンダ	SMILES	JAXA	電波 受動	SMILESはHTVで打上げ予定
第一極低温超伝導観測衛星	GCOM-W1	未定	JAXA	2011年(予定)	高性能マイクロ波放射計2	AMSR2	JAXA	電波 受動	
支援衛星他	未定	未定	JAXA	2011年(予定)	地球観測用小形赤外線カメラ	CIRC	JAXA	電波 受動	H20より開発開始

(注1) NASDA : 宇宙開発事業団
(注2) JAXA : (独)宇宙航空研究開発機構(2003年10月にNASDA/ISAS/NALが統合して発足)
(注3) JAROS : (財)資源探査用観測システム研究開発機構
HTV: H-II Transfer Vehicle

3.4 資源探査

1999年に打上げられた米国TERRA (EOS-AM1) 搭載用資源探査用将来型センサ (ASTER) は、打上げ後60万シーンを超える撮像を実施し、データ配布量は100万シーンを超えると言われている。ASTERは可視近赤外3バンド、短波長赤外6バンド、熱赤外5バンドの3種類のセンサによって構成されており、当社が担当した短波長赤外放射計 (SWIR) は、主に鉱物資源探査に役立つデータを提供し続けている。

3.5 太陽観測

2006年に打上げられた太陽観測衛星“ひので” (SOLAR-B) に搭載された可視光磁場望遠鏡では、太陽のコロナで起こる様々な爆発現象や加熱現象を観測しており、コロナの成因とそこで起こる爆発のメカニズムを解き明かすとともに、宇宙天気予報にも貢献すると期待されている。

3.6 気象観測

当社がプライムメーカーとして製造し、2006年に打上げられた運輸多目的衛星2号 (MTSAT-2) では、搭載する気象センサで次期ひまわりとして気象観測を実施予定である。

4. 国際協力としての位置付け

地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS) やその後継環境観測技術衛星 (ADEOS-II) は、我が国の開発した地球観測衛星に諸外国の各種センサを搭載することで、地球環境モニタリングについて国際協力して取り組んだ。さらに米国NASA (National Aeronautics and Space Administration) の開発した地球観測衛星TERRA (EOS-AM1) には、我が国の開発した資源探査用将来型センサ (ASTER) が搭載されており、短波長赤外放射計 (SWIR) については当社が担当した。またNASAの地球観測シリーズ衛星の次号機AQUA (EOS-PM1) には、改良型マイクロ波放射計 (AMSR-E) が搭載され、ADEOS-II搭載用高性能マイクロ波放射計 (AMSR) の開発実績を生かしてセンサ提供を分担することで国際貢献した。これらセンサの取得データは、米国NASA地上局を經由して我が国のRESTEC ((財) リモート・センシング技術センター)、ERSDAC ((財) 資源・環境観測解析センター) で画像処理されたのち、日々インターネットなどを通じて全世界に公開されており、全世界的なユーザー、研究者などに利用されている。

5. 技術開発

5.1 受動電波センサ

高性能マイクロ波放射計 (AMSR) では、ミリ波帯 (約90GHz) の受信機を開発し、トータルパワー方式放射計を実現するとともに、軌道上で直径約2mの大型アンテナを40rpmで回転させることで全地球規模の高性能観測を実施

した。また改良型マイクロ波放射計 (AMSR-E) は、打上げ時収納状態から軌道上でアンテナを広げる展開機構や軌道上バランス調整機構を具備することで、ADEOS-IIに比較して衛星サイズが小型の米国EOS衛星への搭載が可能となった。続く高性能マイクロ波放射計2 (AMSR2) では、直径約2m級の大型アンテナを展開方式とすることによって、高性能を維持して国産中型衛星GCOM-W1に搭載可能としているほか、校正精度向上など高性能化を実現している (表2)。

JEM搭載型実験用超伝導サブミリ波リム放射サウンダ (SMILES) では、640GHz帯高精度修整鏡面アンテナを新規開発するほか、超伝導デバイス/機械式4K冷凍機 (JAXA/NICT (National Institute of Information and Communications Technology) 開発) を搭載し、世界初の超伝導技術宇宙利用を実現する (図3)。

5.2 能動電波センサ

宇宙用合成開口レーダ (SAR) の技術開発は、JERS-1搭載用SARの開発に始まり、衛星搭載センサでは世界初となるLバンドSAR画像を取得した。続くALOS搭載用PAL-SARでは、電子制御によるフェーズドアレイ方式を採用し、レーダの発する電波の指向方向と広がり角度を電子的に制御すること (オフナディア可変機能) によって、広範囲の観測や特定領域の高分解能観測など機動的な運用が可能となっている。また観測対象の特長をより精細に監視するため、水平偏波送受信と垂直偏波送受信を駆使して、多偏波観測機能を実現する。これらの多彩な機能を実現するために、数十式に及ぶ電子機器を展開型大型アンテナに搭載する必要があり、小型軽量の送受信モジュールをはじめ電子機器開発を実施した。

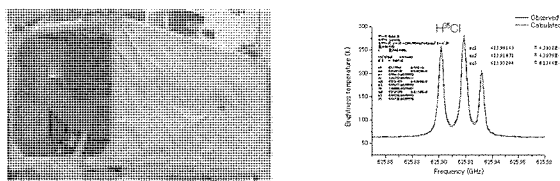
また後継機への適用に向けて、Ku帯航空機SARにおける高分解能CCD (Coherent Change Detection) 技術の有効性検証などを進めており、衛星搭載用次世代SARの高分解能化、高機能化実現のめどを得ている。

5.3 受動光学センサ

高性能可視近赤外放射計 (AVNIR) では、過酷な宇宙空間で高精度光学系の形状寸法を維持するゼロ膨張技術の開発、1チップ上1万画素に及ぶ長尺リニアCCD (Charge

表2. AMSRシリーズの主要諸元

Sensor	MSR				AMSR				AMSR-E				AMSR2			
Satellite	MOS-1 (launch: 1987)				ADEOS-II (launch: 2002)				Aqua (launch: 2002)				GCOM-W1 (under development)			
Antenna	0.5m Antenna				2m Antenna				1.6m Antenna				2m Antenna			
Key Parameters	Freq. (GHz)	BW (MHz)	Pol	CH	Freq. (GHz)	BW (MHz)	Pol	CH	Freq. (GHz)	BW (MHz)	Pol	CH	Freq. (GHz)	BW (MHz)	Pol	CH
	-	-	-	-	6.975	350	VH	2	6.925	350	VH	2	6.925	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	160	V	2	-	-	-	-	-	-	-	-
	-	-	-	-	52.8	380	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	-	-	-	-	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 frequency band, 2ch				7 frequency band, 16ch				6 frequency band, 14ch				6 frequency band, 16ch			



(a) SMILES外観(JAXA提供) (b) 地上試験データ例(JAXA提供)

図3. SMILES開発状況

Coupled Device)センサ開発等を行った。更なる高分解能化を目指す技術開発と並行して、高性能可視近赤外放射計2型(AVNIR-2)では、AVNIRと継続的に同質のデータ提供ができるようバンド選択など配慮している。

さらに後継センサの性能向上として、国産低膨張ガラスによる大型軽量化ミラー、高性能検出器等の開発を進めている。

また資源探査用将来型センサ(ASTER)の構成要素として開発した短波長赤外放射計(SWIR)ではPtSi-IRCS(D)方式検出器を、スターリングサイクルクーラによって約77Kに冷却して軌道上で8年間にわたり運用した。

またSOLAR-B搭載SOTでは、高精度望遠鏡のアライメント調整にシャックハルトマンセンサ方式を採用したほか、TiP-Tilt Mirrorの2軸駆動制御による超高精度の指向安定度を確保するなど、将来観測センサの高機能性能化に先駆けた技術を実現している。

またMEMS(Micro Electro Mechanical Systems)技術による微細加工を駆使して実現したSOI(Silicon on Insulator)非冷却赤外検出器を用いた地球観測用小型赤外カメラの開発が始まっている(図4)。

5.4 能動光学センサ

当初ミッション実証衛星(MDS)に搭載する予定であった搭載用ライダー実験機器(ELISE)は、1999年12月の宇宙開発計画見直しによってフライト計画は中止となったが、主要技術については地上実験機器(E-LIDAR)として開発を継続し、宇宙用大出力レーザー送信部の環境評価、大型光学系の宇宙環境下での軸ずれ評価など、将来の宇宙用レーザー機器開発の基礎となる技術を確認した。

またCO₂等温室効果ガスの観測を目的とする“いぶき”(GOSAT)の更なる性能向上と後継機搭載を目指して、2波長のレーザー光の透過率の差から、気体分子の濃度を遠隔計測する装置DIAL(Differential Absorption LIDAR)の研究開発を進めている。これらの技術は、将来の衛星間通信の大容量化に向けて研究開発中の光衛星間通信機器にも応用できる。

6. むすび

我が国における衛星搭載用観測センサ開発は、国産化技術を育成する時代から、国際協力の枠組みの中で社会貢献

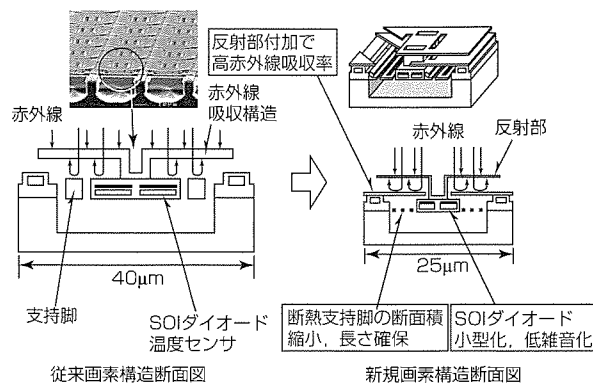


図4. SOIダイオード方式検出器の構造

する実利用の段階まで進化してきた。今後の更なる実利用範囲拡大にあたり、各種センサのシリーズ化、高機能・高性能化が一つのトレンドとなっており、各種光学センサ、合成開口レーダ、マイクロ波放射計等で性能向上が進められている。

観測センサの機能性能向上を実現する上で、地上検証技術の充実化や製造試験設備整備も重要となっている。例えば高分解能光学センサを高機能化する場合、必然的に有効開口径の大型化と長焦点距離化が必要となるため、製造試験設備もまた大型高精度化するため、製造インフラの増強を進めている。

一方で、世界的に小型衛星の開発競争が加速する環境下において、小型軽量で低コストのセンサ開発のニーズも高まっている。小型赤外カメラの例について述べたように、民生技術を応用して宇宙に適用するための開発手法や手順を確立することによって、最先端技術を早期に宇宙利用できる仕組み作りに取り組んでいる。

また観測センサで取得したデータを有効活用するという観点では地上処理も重要であり、例えば衛星画像の画質補正アルゴリズムの進化によって視認性を大幅に向上させる技術も開発を進めている。

このように、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) 堀内健志, ほか: 航空機搭載Kuバンド合成開口レーダによる高精度三次元データの計測, 電子情報通信学会技術研究報告, **106**, No.217, SANE2006-97, 29~34 (2006)
- (2) 鈴木二郎, ほか: シャックハルトマンセンサの適用による宇宙望遠鏡の高精度アライメント手法の検討, 光学, **35**, No.10, 534~541 (2006)
- (3) Ueno, M., et al.: 640×480pixel uncooled infrared FPA with SOI diode detectors, Proc.SPIE, **5783**, 567~577 (2005)

望遠鏡で培った技術

伊藤 昇*
清水岳男*
川口 昇*

Technology Established through Construction of Telescopes

Noboru Ito, Takeo Shimizu, Noboru Kawaguchi

要 旨

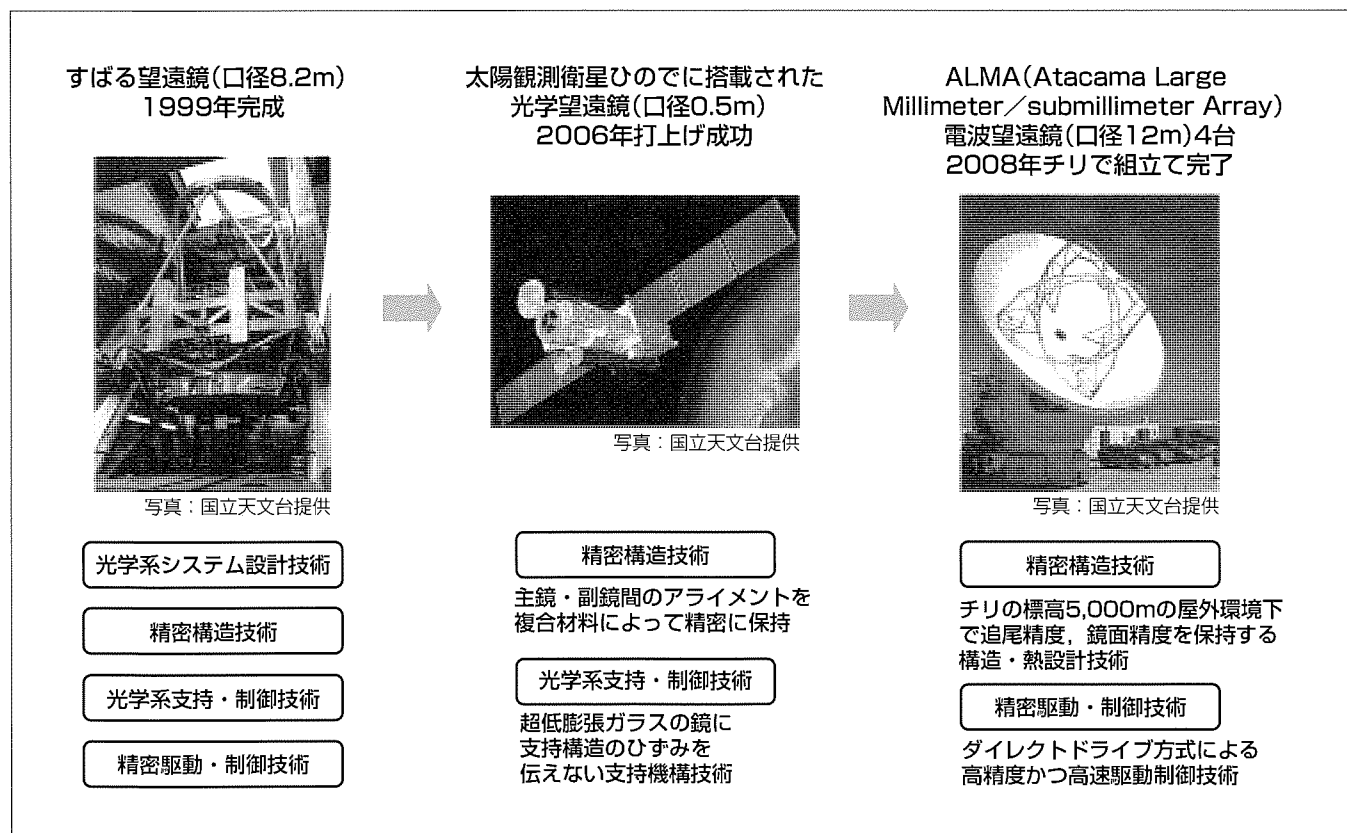
すばる望遠鏡を国立天文台に納入したのは1999年であり、今年で10年を迎える。すばる望遠鏡の口径は8.2mで、解像度については、設置場所の空気の揺らぎによって決まる解像度限界0.2秒角を実現し、世界最高の性能を持つ。今や日本の天文学は、すばる望遠鏡によって、遠方銀河研究等の分野で、世界をリードしている。現在発見されている最遠方銀河10個のうち、8番目に遠いものを除いて、ほかはすべてすばる望遠鏡によって発見されたものである⁽¹⁾。

すばる望遠鏡建設で培った技術を展開し、その後も世界最高級の性能を持つ望遠鏡を実現している。

2006年、太陽観測衛星ひのでに搭載された、口径0.5mの光学望遠鏡を完成させた。ひのでは、6,000度の太陽が

100万度のコロナを加熱・維持できる理由を解明しつつある⁽²⁾。この光学望遠鏡は、宇宙での観測の利点を生かすために、光学系の回折限界である0.2秒角の解像度を実現した。ここでは主鏡と副鏡間のアライメント(相対位置、角度)を高精度に保つために、複合材料を用いた精密構造技術等が活かされた。

2008年、ALMA(チリに建設する日米欧の電波望遠鏡群)計画用、口径12m電波望遠鏡4台のチリでの組立てを完了させた。ALMAはミリ波、サブミリ波の電波の観測によって、新しい宇宙像が得られると期待されている。屋外で追尾精度0.6秒角という精密駆動に加え、高速スイッチングという機能も要求され、これを実現している。



すばる望遠鏡建設で培った技術を、ひのでに搭載された光学望遠鏡、ALMA電波望遠鏡へと展開

望遠鏡の性能を支配する技術は、光学系システム設計技術、精密構造技術、光学系支持・制御技術及び精密駆動・制御技術である。これらの技術を、ひのでに搭載された光学望遠鏡、ALMA電波望遠鏡に展開している。

*通信機製作所

1. ま え が き

望遠鏡は、星の光又は電波を集め、観測装置へ導くための装置であり、その性能は口径、解像度、追尾精度等で決まる。望遠鏡はその目的に合わせてこれらの性能が設定され、特化された機能が要求される。

本稿では、すばる望遠鏡で培った望遠鏡技術を、ひのでに搭載された光学望遠鏡、ALMA電波望遠鏡にどのように展開したかについて述べる。

2. すばる望遠鏡とその技術

2.1 すばる望遠鏡の特長と構成

すばる望遠鏡は、地上望遠鏡として遠くの暗い天体を探索するために口径を8.2mと大きくし、解像度については設置場所となるハワイ島マウナケア山頂の空気の揺らぎによる解像度限界0.2秒角を生かせるように、要求性能が設定された。

すばる望遠鏡の構成を図1に示す。目的の星の光は、主鏡・副鏡を反射し観測装置に集光するように配置されている。主鏡・副鏡は鏡筒で保持され、鏡筒は高度軸まわりに回転でき、鏡筒は架台で支持され、架台は方位軸まわりに回転できる構造となっている。目的星近傍の比較的明るい星が、ガイド星として使用される。ガイド星の光の一部はシャックハルトマン式鏡面測定装置に導かれ、主鏡を支持するアクチュエータへの力指令値と副鏡のアライメントを補正する副鏡位置が求められ、フィードバックされる。ガイド星の残りの光から追尾誤差が求められ、追尾誤差は角度検出器の情報とともに、モータのトルクにフィードバックされる。なおガイド星が目的の星近傍にない場合は、計算機で主鏡支持力と星の位置を計算で求め、星の光を集光し追尾する。

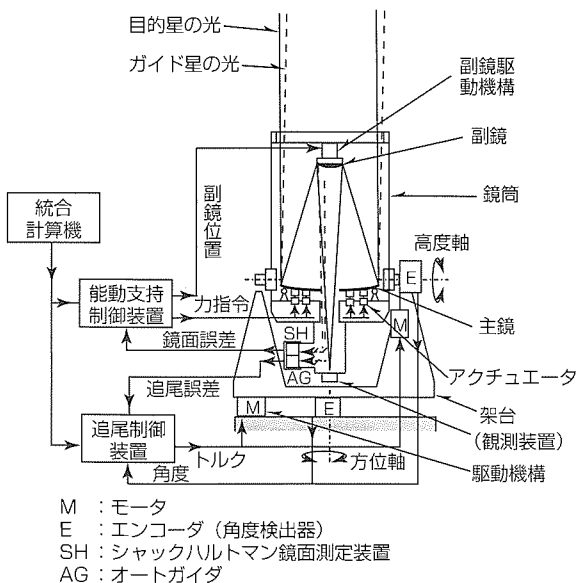


図1. すばる望遠鏡の構成

2.2 すばる望遠鏡に用いられた技術⁽³⁾の概要

(1) 光学系システム設計技術

要求される解像度0.2秒角を、主鏡、副鏡単体の鏡面精度、主鏡・副鏡間のアライメント精度等に精度配分し、全体構想を決める技術である。

(2) 精密構造技術

光学系を所定の位置に保持する技術で、すばる望遠鏡の場合は構造の形状、断面積を最適化し、姿勢が変化しても主鏡・副鏡間の相対変位は0.5mm以下となるよう設計された。

(3) 光学系支持・制御技術⁽⁴⁾

光学系は超低膨張ガラスで、支持構造は鉄である。支持構造の熱・自重変形を光学系に伝えないようなシステムを実現する必要がある。図2にそのシステムを示す。主鏡を、主鏡支持構造に、固定機構3か所で6自由度拘束し、アクチュエータは主鏡の自重を支持する力と鏡面形状を補正する力を発生させることで、この機能を実現した。主鏡を支持構造に固定する方式は、以後ひので、ALMAへと引き継がれている。

(4) 精密駆動・制御技術

すばる望遠鏡で要求された追尾精度は、0.07秒角である。これを実現するために、軸受けに静圧軸受けを、駆動方式にモータで直接構造を駆動するダイレクトドライブ方式を採用し、また制御帯域の高いフィードバック系を構成した⁽⁵⁾。

3. 太陽観測衛星ひのでに搭載された光学望遠鏡への展開

3.1 ひのでに搭載された光学望遠鏡の構成

ひのでに搭載された光学望遠鏡部の構成を図3に示す。光学系はグレゴリアン方式であり、主鏡で集光された太陽光のうち、観測視野外の光は排熱鏡で宇宙へ排熱され、観測視野内の光は副鏡で反射されCTM-TM(ティップティルト鏡)を介してFPP(観測装置)に集光する構成となっている。

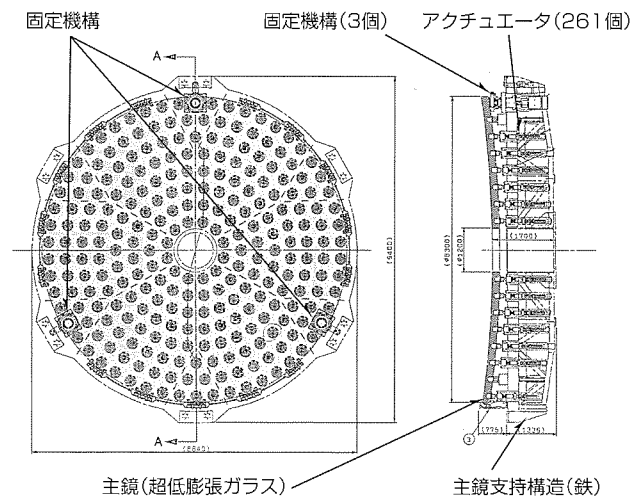


図2. すばる望遠鏡主鏡支持システム

3.2 ひのひに搭載された光学望遠鏡の基本技術

ひのひでは、太陽観測で世界最高の性能を発揮し、数々の成果を出している⁽²⁾。それには0.2秒角の解像度限界を実現した光学望遠鏡の鏡保持技術が大きな役割を果たしている。その基本技術は、地球周回の温度変動によるアライメント誤差を極小に抑える超低膨張複合材料(CFRP)を用いた軽量精密構造技術と、主鏡へ伝わるわずかなひずみをも最小に抑え高剛性で支持する、すばるの主鏡支持技術の応用である。

(1) 軽量精密構造技術

図4に超低膨張複合材料(CFRP)を用いた軽量精密光学架台を示す。この架台は副鏡を支持する上部トラスと主鏡を支持するミラーセルを含む下部トラスに分かれており、中央のセンターセクションで全体が支持され、衛星バス構体に結合される。架台は接着一体構造をなしており、継ぎ手部まで含めてCTE(線膨張係数)は0.1ppm/°C以下に抑えられたCFRPパイプをひのひで用に新しく開発した。特にパイプ軸方向のCTEコントロールは難易度が高い。同時に軽量高剛性、高強度のCFRPパイプの製造技術とその一体化技術によって、主鏡副鏡を精密に保持する技術が生きている。

(2) 主鏡支持技術

図5にセラミック軸受けを用いた無潤滑主鏡支持機構の構造と外観を示す。超低膨張ガラスの主鏡にひずみを与え

ることなく、鏡面誤差を最小に抑えるために、すばる同様鏡全体を6自由度拘束するのに2自由度の3点拘束の組合せで固定点を成立させている。モーメント反力を極小に抑えるために、ベアリング支持されている。真空中では、潤滑剤等の分子は鏡に付着し反射率を劣化させる。このため、新しくセラミック無潤滑ベアリングを開発した。また、鏡と支持機構の結合部は、結合反力をなくすためスーパーインバーの一体接着機構を新しく採用した。支持機構全体はチタン合金で構成され、所定の剛性、強度を確保しつつ軽量化を図っている。これによって、主鏡は打上げ時用ロック機構なしで打上げ環境に耐える強度、剛性を持ち、さらにミラーセルからの変形を完全に遮断した構造が実現できている。

4. ALMA電波望遠鏡への展開

4.1 ALMA電波望遠鏡の概要

ALMAは、サブミリ波での観測に適したチリ・アンデス山中の標高5,000mに建設される。日本の分担は口径12mを4台と口径7mを12台で、アタカマコンパクトアレー(ACA)と呼ばれる。完成予想図を図6に示す。ACA望遠鏡は、高所に加え屋外に設置されるため、より厳しい条件での構造・熱設計が必要とされる。また、電波望遠鏡であるため、昼夜を問わず天体観測される点でも検討が必要となる。一方、様々な形状を持つ天体の正確な電波写真を得るために、ACA望遠鏡には高い駆動精度が要求されるとともに、基準の星の観測と未知の星の観測とを交互に切り替えるという高速スイッチング機能が要求される。ACA12m望遠鏡(アンテナ)の仕様を表1に示す。

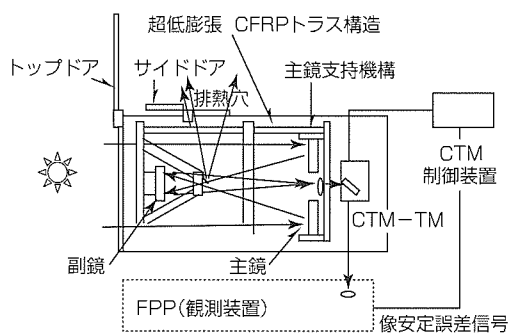


図3. ひのひに搭載された光学望遠鏡部の構成

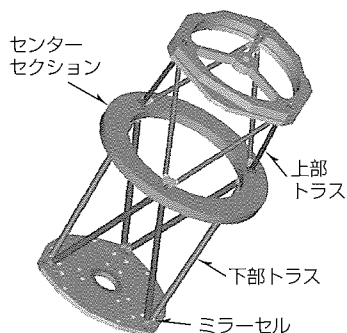


図4. 超低膨張複合材料(CFRP)光学架台

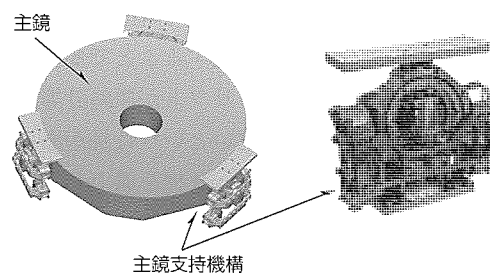


図5. 主鏡支持機構の構造と外観

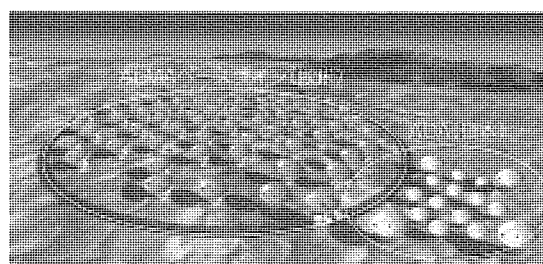


図6. ALMAの完成予想図(国立天文台提供)

表 1. ACA12mアンテナの仕様

項目	仕様
アンテナ諸元	主鏡直径：12m
	最大速度：AZ：6, EL：3(deg/s)
	最大加速度：AZ：10, EL：5(deg/s ²)
	鏡面精度：25μrms以下
指向・追尾精度	絶対指向：2"rms以下
	オフセット追尾：0.6"rms以下
環境条件	海拔5,000m, 0.5気圧
	気温：-20～20℃(性能保証)
	非破壊風速：65m/s
高速駆動性能	高速スイッチング OTF(On The Fly) 駆動(ラスタースキャン)
その他	トランスポーターによる移動

AZ：方位軸, EL：高度軸, "：秒角

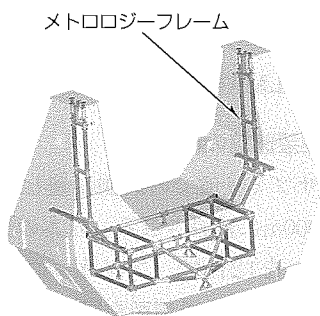


図 7. メトロロジーシステムの外観

4.2 機械系・構造の特長

アンテナは厳しい温度や風速の影響を受けて変形し、指向精度や鏡面精度に影響を及ぼす。ACA12mではこの構造変形量を直接測量し、補正するシステム(メトロロジー)を導入し指向・追尾精度を満たした。図7にヨーク構造体内のメトロロジーシステムの外観を示す。アンテナ基礎部から独立に立ち上げられたメトロロジーフレームを基準にアンテナの各部の変形量を直接測定し、風や熱による指向方向のひずみを補正する。このフレーム型のメトロロジーは、①測定したい変位を直接測定することで変形の推定誤差が小さい、②センサの持つドリフトが傾斜計等に比べ小さい、③変位検出の応答性が速いという特長がある。このシステムを用いて観測した結果、仕様を満たしていることが明らかになった。

4.3 制御系の特長

駆動方式は、すばるで培われたダイレクトドライブ方式を採用した。その構造を図8に示す。すばると比較してより推力の高いモータを採用し、高剛性と広い制御帯域を確保した。これによって、風の外乱やトルク変動による追尾誤差が抑えられた。また高速スイッチング後の指向誤差を2.1秒間以内に±0.6秒角に収束させるという要求も満たした。高速スイッチング時の指向角度を受信機出力から測定した結果を図9に示す。

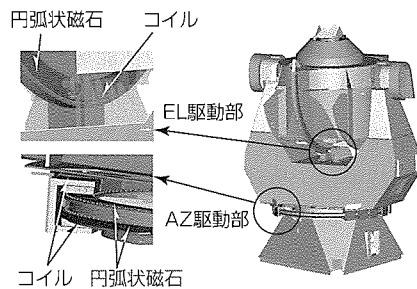


図 8. 駆動部の構造

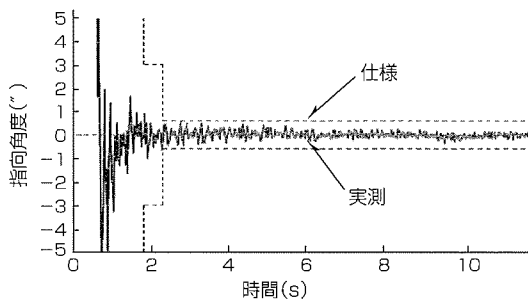


図 9. 高速スイッチング特性(国立天文台提供)

5. むすび

ACA12mでは主鏡にCFRP等の低膨張材を使用した。7mでは、熱・構造設計技術を駆使し、鉄の主鏡で要求の25μmの鏡面精度を達成する見通しが得られた。現在初号機の製造・国内仮組・性能検証が実施されている。

すばる望遠鏡では、世界の大型望遠鏡の中で唯一持っている広視野主焦点(視野角0.5度)をさらに広視野化し、視野角1.5度、面積にして10倍の主焦点に改造するHSC(Hyper Supreme Camera)計画が開始され、これに向け、すばる望遠鏡の大幅な改造が予定されている。

参考文献

- (1) 国立天文台ホームページ：http://subarutelescope.org/Pressrelease/2006/09/13/j_index.html
- (2) 国立天文台ホームページ：<http://hinode.nao.ac.jp/news/071207PressRelease/>
- (3) 三神 泉, ほか：すばる望遠鏡に用いた主要技術と観測成果, 三菱電機技報, 73, No.12, 818～822 (1999)
- (4) 宮脇啓造, ほか：主鏡鏡面精度保持技術, 三菱電機技報, 73, No.12, 823～828 (1999)
- (5) 清水岳男：望遠鏡架台の精密制御, 精密工学会誌, 67, No.10, 1594～1598 (2001)

ブロードバンド移動体衛星通信用アンテナ技術

土谷 牧夫*

Antenna Technology for Broadband Mobile Satellite Communication

Makio Tsuchiya

要 旨

近年、航空機や船舶などの移動体を対象としたブロードバンド通信サービスの要求が高まっている。ブロードバンド通信は、旅客向けインターネットサービス、運行管理、乗務員の福利厚生等のため、高速・大容量情報を提供できる。また、災害や事件発生時に現場からヘリコプターや車両などによって高画質映像を伝送する場合にも、高速・大容量通信が不可欠である。このような移動体向けの高速・大容量通信には、衛星通信が大いに威力を発揮する。

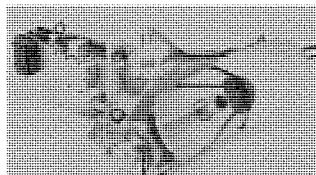
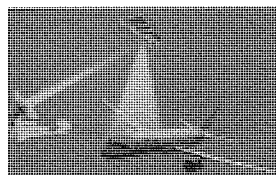
移動体向け衛星通信の周波数分配については、2003年の世界無線通信会議(WRC-03)で航空機、船舶へのKuバンド利用が認められ、国内でも包括免許によって制度の整備が進み、普及に拍車がかかる状況にある。

移動体地球局のキーコンポーネントであるアンテナは、

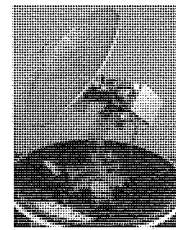
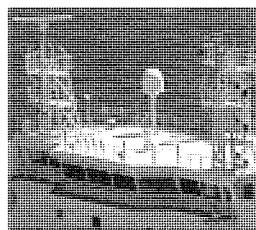
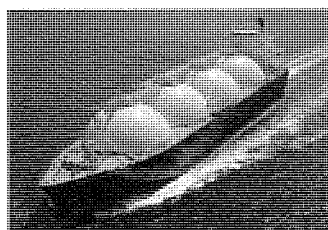
高速・大容量通信を実現するために高利得・高出力が要求される一方、小型(特に低プロファイル化)、軽量化が不可欠である。また、Kuバンドを利用するため、隣接衛星をはじめとする他システムへの干渉抑圧の要求が厳しいこと、多くの衛星が直線偏波で運用されているため、移動体の位置や姿勢変動時にも衛星の偏波面を高精度に追尾する必要があるなど他の周波数に比べアンテナ開発への制約が格段に多い。

三菱電機は2003年に航空機搭載アンテナを市場投入して以来、船舶向け船上地球局、ヘリコプター衛星通信システムなどを開発してきた。

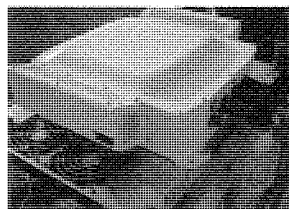
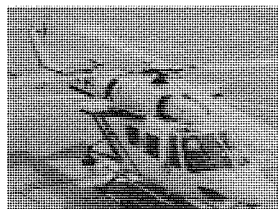
本稿ではKuバンドを用いた移動体衛星通信の動向、技術課題及び当社の取り組みについて述べる。



航空機用アンテナ



船舶用アンテナ



ヘリコプター用アンテナ

ブロードバンド移動体衛星通信用アンテナ

航空機搭載アンテナ(上段)、船舶用1mアンテナ(中段:LGN輸送船“エネルギーナビゲーター”での実証実験)、ヘリコプター衛星通信用アンテナ(下段:(独)情報通信研究機構納入)

1. ま え が き

航空機や船舶などの移動体へのブロードバンド通信サービスのニーズの高まりに対して、2003年世界無線通信会議(WRC-03)以降、Kuバンドを用いた航空機や船舶への衛星通信利用に対して制度面での整備が行われ、ブロードバンド通信サービスが開始された。

当社は旅客機内のインターネットサービス用衛星通信アンテナ、船上地球局(Earth Station onboard Vessel: ESV)やヘリコプター衛星通信用地球局を開発してきた。Kuバンドはブロードバンド化が期待できる一方、もともと固定衛星通信用の衛星を利用することを前提としているため、移動体に適用する場合には他システムへの干渉抑圧など、特にアンテナ開発への制約が多い。

本稿ではKuバンドを利用した移動体衛星通信の動向、移動体地球局のキーコンポーネントであるアンテナに関する技術課題及び、実用化に向けた当社の取り組みについて述べる。

2. ブロードバンド移動体衛星通信の動向

2.1 ブロードバンド化の動向

様々な用途で通信の高速化が進んでいるが、高速化では二つの用途が主流である。一つは旅客や乗務員への高速大容量情報の提供であり、もう一つは移動体からの高速大容量情報(例えば、高画質映像情報)の伝送である。

次に各種移動体向けのブロードバンドサービスの動向を示す。

(1) 航空機

2004年から2006年にわたりConnexion by Boeing社(CBB)が旅客機の旅客向けにインターネットなどのサービスを提供するため、フォワードリンク(基地局⇒衛星⇒航空機)で10~20Mbps、リターンリンク(航空機⇒衛星⇒基地局)で1Mbpsのサービスを行った。

(2) 船舶

船陸間通信で乗務員の福利・厚生、運航管理や旅客へのインターネットサービスとして、フォワードリンク(基地局⇒衛星⇒船舶)では5~10Mbps、リターンリンク(船舶⇒衛星⇒基地局)で500Kbps~数Mbpsのサービスを行っている。

(3) ヘリコプター

災害や事件発生時に現場に駆けつけ、高画質な空撮映像を基地局に伝送するシステムとして、従来は地上の中継局を介していたが、今後は衛星通信による直接伝送が期待されている。伝送速度としては、6~10Mbps程度が要求されている。

(4) 陸上移動(車載、列車搭載など)

災害や事件発生時に現場から高画質な映像情報やデータ

を伝送するサービスとして、衛星通信が期待されている。これまでには放送局向けに、SNG(Satellite News Gathering)車載地球局のサービスが実用化されている。車載局からの伝送速度としては20Mbps程度が実現されているが、今後は超小型アンテナによって機動性に富む小型車載局が期待されている。

2.2 制度面での整備

(1) 航空機

航空移動衛星業務については、2003年の世界無線通信会議(WRC-03)でKuバンドの周波数分配が承認され、国内でも2003年情報通信審議会で答申、2004年省令改正が完了した。

(2) 船舶

海上移動衛星業務についてもWRC-03で決議902が採択され、固定衛星業務の衛星にアクセスできる船上地球局(ESV)が承認された。その後、国内でも2004年情報通信審議会で答申、2005年省令改正が完了した。

このようにKuバンドを利用する移動体地球局の制度面での整備が急速に進み、ユーザーの無線免許取得に関する利便性が大きく向上した。

3. Kuバンド移動体衛星通信の技術課題

3.1 Kuバンドを用いた移動体衛星通信の特長と制約

Kuバンドによる移動体衛星通信の特長と制約を次に示す。

- (1) 通信事業者にとっては既存の固定衛星通信用衛星が利用できるため、専用衛星を打上げるなどの初期投資が抑制できる。
- (2) 従来移動体衛星通信に使われているLバンド(1.5/1.6GHz)やSバンド(2.5/2.6GHz)に比べて広帯域となり、通信の高速・大容量化が図れる。
- (3) Kuバンドは従来固定衛星通信に一次分配されている周波数であり、移動体に適用する場合には他システムに干渉を与えないよう厳しい制約を受ける。

3.2 移動体搭載アンテナの課題

Kuバンドを利用する移動体搭載システムのキーコンポーネントであるアンテナに要求される課題を次に示す。

- (1) 小型・軽量であること。特に航空機や陸上移動向けには低プロファイル(薄型)が要求される。
- (2) 他システムへの干渉抑圧によって周波数共用条件を満足しつつ高利得、高出力を実現できる。
- (3) 衛星は直線偏波で運用されているため、移動体の位置の変動、姿勢の変動に伴い衛星の偏波面を高精度に追尾する必要がある。
- (4) 普及のためには従来利用が普及しているインマルサットと同等の経済性が必要である。

特にKuバンドは、他の周波数帯に比べ他システムへの

干渉を厳しく押さえる必要があり、この周波数共用条件を満たしつつ高速化を図るには、システム全体としての工夫が必要である。

図1に、小型アンテナを用いる移動体端末が干渉を抑えて高速化を実現する方策について示す。干渉対策のポイントは次のとおりであり、これらを考慮したシステム設計が必要である。

- ①アンテナの低サイドローブ化
- ②高精度な衛星追尾
- ③低C/N(Carrier/Noise)化のための誤り訂正
- ④出力電力の高精度制御

4. 移動体衛星通信への当社の取り組み

ここでは当社が開発した、移動体衛星通信用アンテナについて述べる。

4.1 航空機搭載アンテナ

当社が開発した、航空機搭載アンテナの外観と実装状態を図2に示す。アンテナについて次の設計を行った。

- ①低プロファイル化のためアンテナ高さを25cm以下
- ②高緯度航行、姿勢変動時でも静止衛星を捕らえられるよう仰角範囲は-5~90度以上
- ③衛星追尾精度は±0.13度(ビーム幅の約1/20)

これらアンテナへの要求条件と、当社が採用した対策を図3に示す。また航空移動衛星業務として運用するため他システムへの干渉抑圧に配慮し、特に隣接衛星に対しては

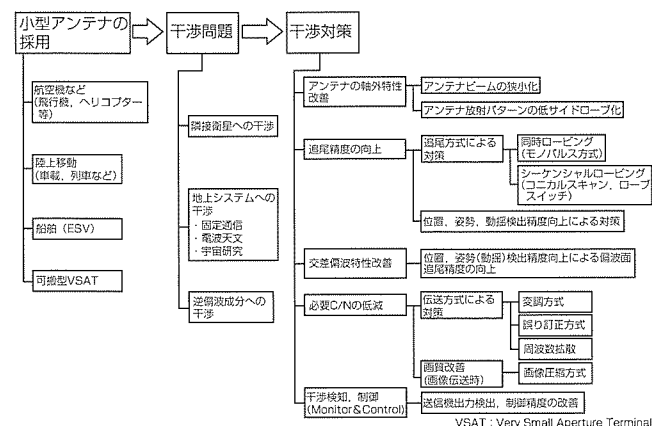


図1. 小型アンテナを用いた移動体衛星通信地球局の干渉対策

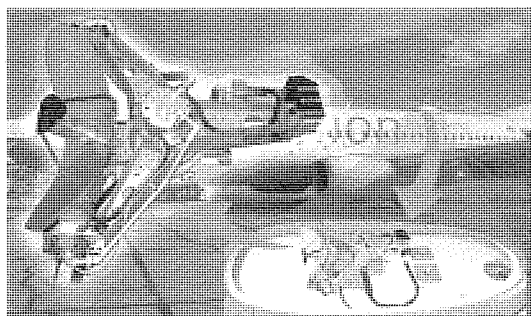


図2. 航空機搭載アンテナ

サイドローブの低減、追尾精度向上、出力電力の高精度制御を考慮した設計とし、また電波天文バンド(14.47~14.5GHz)の干渉レベル低減のためのフィルタを設けている。

4.2 船上地球局(ESV)アンテナ

当社はESVアンテナとして、開口径1mのバックファイア給電パラボラアンテナを開発した。

船上環境では船の動揺のほかにエンジンやプロペラの回転による強い振動を受けるため、耐久性の向上及び動揺、振動下でも高精度の衛星追尾が維持できることが不可欠である。

アンテナの特長を次に示す。

- ①3軸及び偏波調整軸の計4軸として強い動揺や衛星の角度に左右されず、衛星捕捉が可能
- ②重量の増加を抑えるため防振アイソレータを採用
- ③ESVの規格である追尾精度±0.2度を満足

これらの設計を行い、実際に加振状態での衛星追尾精度測定、耐久性加速試験などを実施し、設計性能を確認した。図4、図5には追尾性能を確認するための動揺試験及び、振動下での追尾試験の様子を示す。

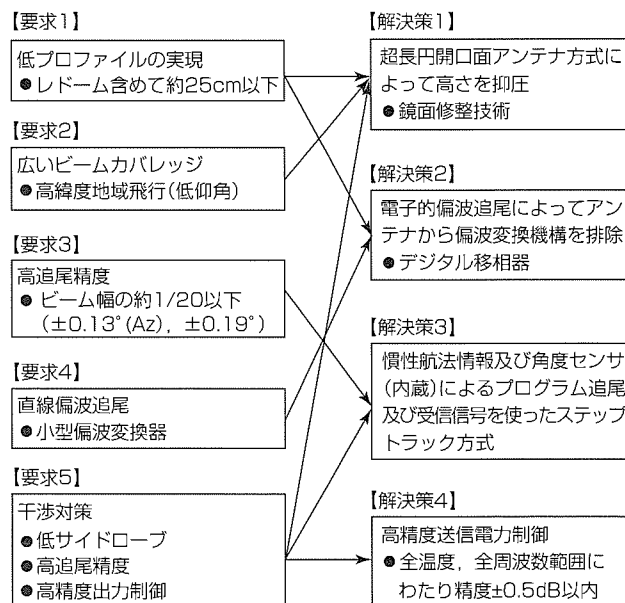


図3. 航空機搭載アンテナの課題と対策

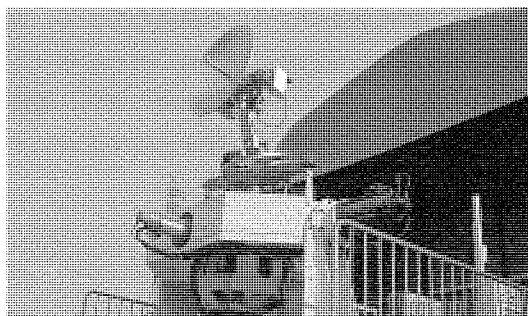


図4. 動揺時の追尾試験

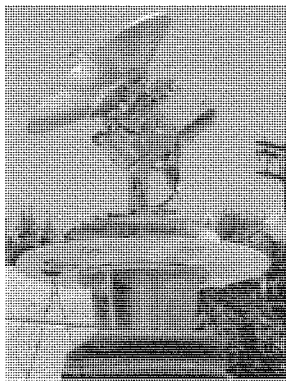


図5. 振動下での衛星追尾試験

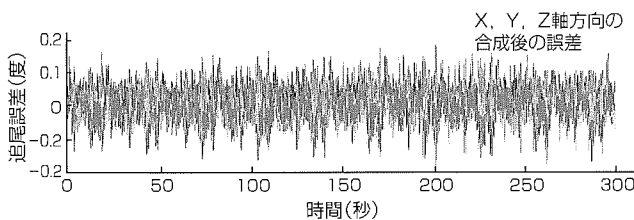


図6. 追尾精度

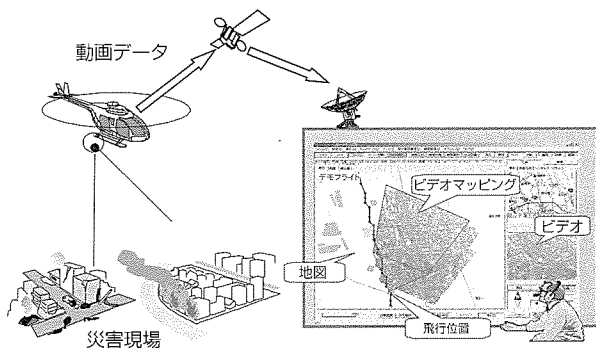


図7. ヘリサットの運用イメージ

図6に示すとおり、ロール $\pm 30^\circ/7$ 秒、ピッチ $10^\circ/5$ 秒、ヨー $\pm 4^\circ/20$ 秒の動揺下で 0.2° の追尾精度を実現している。

4.3 ヘリコプター衛星通信アンテナ(ヘリサット)

図7に示すように、災害発生時にヘリコプターからの現場映像、地図情報などを直接衛星通信で伝送するシステムが注目されており、2006年までに1.5Mbpsの映像伝送に関する実証実験が完了し、現在はさらに6~10Mbps程度の高画質映像伝送が可能なシステムを開発している。実証実験は、情報通信研究機構と共同で開発したヘリサットシステムを用いて行われた。アンテナは機体の両側に設置したフェーズドアレーアンテナとし、図8に示すようにアンテナ

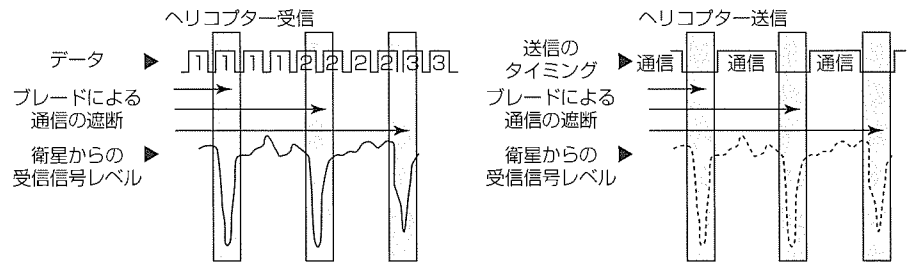


図8. ヘリコプターのブレードによる干渉対策(情報通信研究機構提供)

ナが衛星に向かって送信する場合に、ブレードに電波があたり隣接衛星や地上のシステムに干渉を与えることを避けるよう、ブレードを避けた間欠送信を行っている。また受信については、ブレードでバーストが欠落することを考慮して、基地局から同じバーストを複数回送信する対策をとっている。

今後の実用化に向けて、①6~10Mbps伝送のための高出力化、②アンテナの送受一体化及び機内装置の小型軽量化、③低C/N化のための誤り訂正の強化、④高画質化のためH.264方式のコーデックを採用するなどの開発を行っている。

5. む す び

Kuバンドを利用した移動体へのブロードバンドサービスが普及しつつある。本稿ではKuバンドを用いた移動体衛星通信用地球局のキーコンポーネントであるアンテナについて、当社の取り組みについて述べた。

参 考 文 献

- (1) 小西善彦, ほか:ブロードバンド航空衛星通信用アンテナ, 電子情報通信学会, 論文誌B, J88-B, No.9, 1613~1623 (2005)
- (2) Satoh, M., et al.: Helicopter-Satellite Communication System Developed for Transmission of Disaster and Emergency Information, 21st International Communication Systems Conference and Exhibit, AIAA 2003-2319 (2003)
- (3) Inasawa, Y., et al.: Design Method for a Low-Profile Dual Shaped Reflector Antenna with an Elliptical Aperture by the Suppression of Undesired Scattering, IEICE Transactions on Electronics E91-C, No.4, 615~624 (2008-4)

輸出用衛星搭載コンポーネント

桜井也寸史*
後藤正芳*

Commercial Space Products

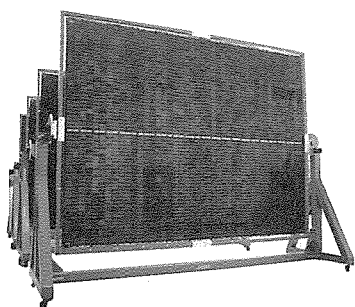
Yasushi Sakurai, Masayoshi Goto

要 旨

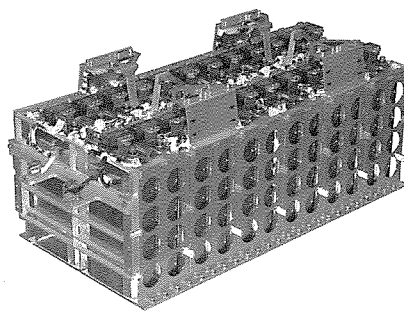
三菱電機の商用衛星事業の一翼を担う輸出用コンポーネント事業が、ここ2～3年で大きな飛躍を見せている。商用衛星市場は年間20機前後で推移すると予想され機数に大きな変化は見られないが、直接TV放送、ブロードバンドアクセス、モバイルなどの需要が衛星のハイパワー化を促し、これがビジネス環境を大きく変えている。これまで海外の衛星システムメーカーとの長期供給契約(Long Term Purchase Agreement : LTPA)に基づき、主に静止通信・放送衛星用に太陽電池パネル(SAP)、ヒートパイプ埋め込み機器搭載パネル(HPP)、構体パネル、リチウムイオンバッテリー(LIB)などのバス機器を安定的に供給してきたが、ハイパワー化へのニーズを先取りして行った開発・設備投資が奏効し、一気にシェアを高めることができた。これらに加え、2007年にはビッグLEO(低軌道通信衛星群)

の代表例であるGlobalstar-2(計48機)の搭載機器受注を果たし、事業規模として年間60億円達成に目途がついた。2004年から2006年までの生産高が20億円規模であることから、飛躍的成長といえる。事業の柱となっている太陽電池パネルは、シリコン(Si)から高効率のガリウム砒素(ひそ)(GaAs)セルへの移行で他社に出遅れていたが、低価格化実装技術開発に成功し、大きく巻き返すことができた。世界市場で50%程度のシェアを持つが、今後、欧米のシステムメーカーを巻き込んだ開発によって当社のGaAsセルSAPを世界標準とすることをねらう。

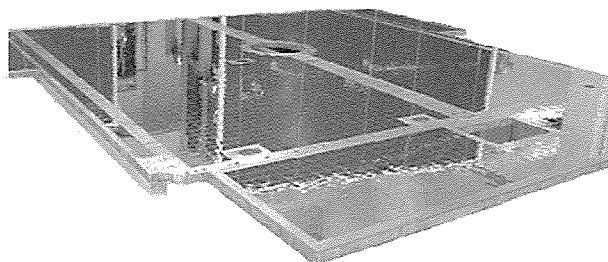
本稿では輸出用衛星搭載コンポーネントの技術的側面のみならず、事業の全体像、市場動向などビジネスの視点からも述べる。



太陽電池パネル



リチウムイオンバッテリー



ヒートパイプ埋め込み機器搭載パネル

輸出用衛星搭載コンポーネント

海外の商用衛星に向け出荷されている主要な機器を示している。バス系機器として、主に静止通信・放送衛星用に太陽電池パネル(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)などがある。

1. ま え が き

当社は衛星システム開発初期から得意なコンポーネントで世界市場に進出し、国際的な通信衛星であるINTELSAT-III号系で初めて参画を果たしている。1980年代前半にはINTELSAT-V号系で通信用コンポーネント、さらに1980年代後半にはINTELSAT-VII号系でC帯固体増幅器(SSPA)、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)、構体パネル、C帯アンテナレフを受注し、本格的な参入を果たした。INTELSAT系衛星は、その後の通信衛星の雛型(ひながた)となるエポックメイキングな衛星で、徹底した開発検証が行われるのでハードルは高いが、機数が多いので、受注した側も開発・設備投資がしやすく、事業基盤確立の好機となる。現在の輸出コンポーネント事業の主な柱はここでそろった、といえる。

1996年にはINTELSAT系衛星等での実績が評価され、米国Space Systems/Loral(SS/L)社と初めての長期供給契約(LTPA)がHPPについて締結された。LTPAは仕様、価格、標準納期をあらかじめ決めておくもので、客先の衛星受注後、しかるべきタイミングで発注される。衛星システムメーカーにとっては調達品の懸念なく衛星受注商戦に参加できるメリットがあり、一方で供給する側も、個々のプロポーザル活動に頼ることなく安定的な受注を期待できる。システムメーカーからは定期的に受注フォーキャストが示されるので生産計画も立てやすい。契約期間は3年が一般的で、年間4～6機相当を受注している衛星メーカーであれば10～20機分に相当する大きな工事案件となる。現在は米国SS/L、欧州ではTAS(Thales Alenia Space)とSAPなど3機種でLTPAを締結し、2008年度は輸出コンポーネント事業売上額の約9割を占める。

LTPAの大きなメリットの一つが開発ロードマップの共有にある。LTPA更新の時期にあわせ、性能、価格、納期、生産能力について次の目標を共有する。商用衛星市場でイニシアティブを取っている衛星システムメーカーからの情報は極めて貴重で、この目標にあわせ、中長期的な開発・設備投資の計画を立てることができる。もちろん、1社のみのロードマップに頼るのはリスクが大きいため、広い視点でのマーケティングの努力を怠ることはできない。LTPAといっても客先に発注義務はなく、絶えず他社との競合状態に置かれており、客先の期待を超えた機器の競争力維持が重要である。

輸出コンポーネント事業としては現在LTPAが核となっているが、個別のプログラム案件でも引き合いが活発である。これまで納入先としてSS/L、TAS、ISRO(インド宇宙研究機関)、LM(Lockheed Martin)、Astriumと拡大してきたが、特に低軌道衛星の大口案件が増えているのが最近の特徴である。欧州版GPS(Global Positioning System)

であるGalileo、ビッグLEOの一つであるIridiumも次世代に向けて動き出し、インターネット環境を提供する新たな事業も立ち上がりつつある。いずれも機数が多く期待が大きい。

2. 太陽電池パネル

衛星のハイパワー化推進の駆動力となっているのが太陽電池パネル(SAP)である。Siセル(初期光電変換効率17%)から高効率のGaAsセルに主流が移りつつある中で、当社はLATJ(Large ATJ)セル搭載のSAPを世界に先駆け開発、量産化に成功した。ATJは米国EMCORE社の商品名であり、LATJは当社がSS/L向けに最適形状を決めEMCORE社に製作を依頼しているもので、同一のウェーハから面積を従来よりも10%大きく取れる。すなわち同じ価格ながらセルを大きくできるのが特長である。GaAsセルは極めて高価であったため、これまでは特殊な観測衛星や、高出力通信衛星に用途が限られていたが、電力当たりのコストが一段とSiセルに近づいたことからGaAsセルへの切替えが一気に進むものと予想されている。

太陽電池パネルは図1に示すように、アルミハニカムコアをCFRP(炭素繊維強化プラスチック)表皮でサンドイッチした構造のリジッド型サブストレートに太陽電池セルやダイオード等の電子部品を搭載した構成で、太陽電池セルには宇宙環境における放射線・紫外線等からの保護のため、コーティング付きカバーガラスが接着されている。GaAsセル搭載SAPに関しては、セル間の電気接続を行うインターコネクタを銀めっきコパールとしていること(Siセルの場合には薄い銀箔(ぎんぱく))、逆電圧に弱いためセル一つ一つに、いわゆるコーナーダイオードを持っていることが特徴である。溶接点の数がSiセルに比べ多く、溶接の信頼性確保が最も大きな開発課題となった。SAPは静止軌道上ではマイナス180℃から140℃程度までの温度サイクルに15年以上の長期にわたって曝(さら)されるが、構成要素のわずかな熱膨張率の違いが疲労を招き、溶接部の剥離(はくり)、破断を引き起こす。開発は多くの困難を経てようやく2007年春に終了した。図2はLATJ・CIC(Cover Glass Integrated Cell)の外観を示したものである。変換効率は27.5%で、大きさ2.4m×3.1mの標準パネルに実装すると、一枚当たり静止軌道上で約2.3kWの電力を発生させることができる。衛星システム側はこの太陽電池パネルを片

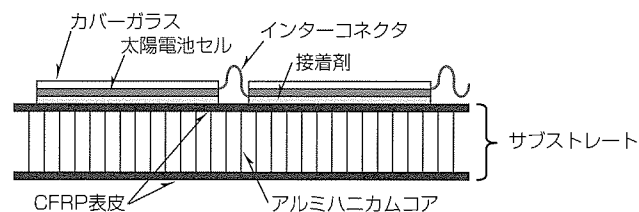


図1. 太陽電池パネルの構成

翼4～6枚で構成しており、25kWクラスまでカバー可能となる。

一方で大電力化は電流増によるロス低減のためSAPの高電圧化を促し、放電発生リスクを増す。放電はセルとグラウンド間(サブストレート)のショート故障を誘発し発電能力の喪失につながるため、衛星メーカーにとっては重要な関心事となっている。国内外の大学や研究機関、海外衛星システムメーカー等と協力しながらセル配列や絶縁技術などその対策技術や検証方法の開発、規格化を進めている。

太陽電池パネルの生産高は輸出コンポーネント事業の約半分を占め、輸出事業の牽引(けんいん)役を担っている。最近ではセルメーカーは効率30%近くのGaAsセルを開発、衛星システムメーカーは従来さらに一機当たりの枚数を増やす工夫をしており、30kW規模の衛星も近々現れると予想される。世界市場におけるシェアを伸ばす機会はまだまだであると見ており、開発・生産両面での更なる強化が必要である。

3. ヒートパイプ埋め込み機器搭載パネル・構体パネル

1980年代半ばにSS/L向けにスーパーバード初号機用としてヒートパイプ埋め込み機器搭載パネル(HPP)、構体パネルを開発して以来、SS/L、LM、ISROなどに納入している。特にSS/Lからはほぼ独占的に受注しており、納入機数は80機を超える。表皮、アルミコアからなるハニカムサンドイッチパネルに多数のヒートパイプを縦横に埋め込んだ構成とし、TWT(進行波管)など搭載機器の発熱をパネル面内に均一に広げる機能を持つ。ヒートパイプ外付け型のパネルと異なり高度な成形技術が必要とするが、通信系機器の配置への制約がなく、通信系の最適化が可能である。構体パネルは剛性・強度に優れ、熱変形の小さいCFRP表皮、アルミコアからなるハニカムサンドイッチパネルで、機器非搭載面などに用いられている。

ヒートパイプにはアンモニアを作動流体とし、アルミ管壁に切られた軸方向の微細な溝をウイックとするタイプを採用した。技術試験衛星V型で軌道上立証を経て以来、数多くの衛星に採用されている。当社に特長的なのはインテルサットVII用に開発されたデュアルチャンネルタイプで、同一の押し出し型からヒートパイプを2本成形し性能・信

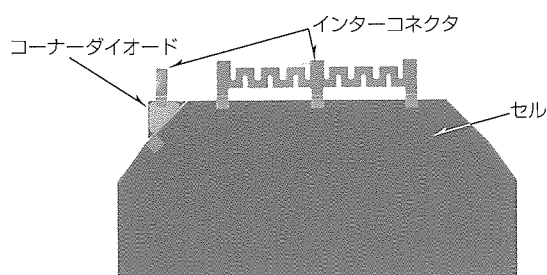


図2. LATJ・CICの外観

頼性を一段と向上させた画期的な設計となっている。

衛星のハイパワー化に対応し、これまで機器パネルの面積は衛星電力にほぼ比例して大きくなってきており、現在は2.4m×4.5mと開発当初のほぼ3倍の大きさとなっている。排熱効率を上げるため、ヒートパイプの埋め込み本数も格段に増えた。しかしながら、衛星電力が展開する太陽電池パネル枚数増、太陽電池セルの効率化によって更に大きくなると予想される一方で、打上げロケットの制約(フェアリングエンベロープ)から、機器パネルの大型化はほぼ限界にきている。このブレークスルーとして期待されるのが展開ラジエータである(図3)。衛星内の発熱機器から展開ラジエータまでは、熱輸送能力の高い、ループ型ヒートパイプ(図4)でつなぐ。当社はすでに技術試験衛星VIII型に搭載し、2006年12月に打上げて以来、JAXAの指導のもとに軌道上実験を進めており、正常な動作を確認している。

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年から日本電池(現ジーエス・ユアサテクノロジー)と共同で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のiPSTAR、2007年3月にはISROのINSAT-4Bに搭載されて打ちあがり、正常に運用されている。2007年にはGlobalstar-2への搭載が決まり、現在、FM(Flight

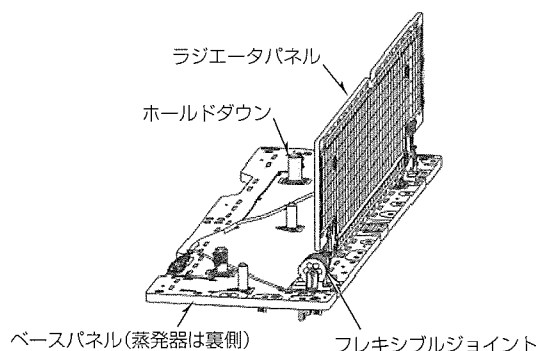


図3. 展開ラジエータの構成

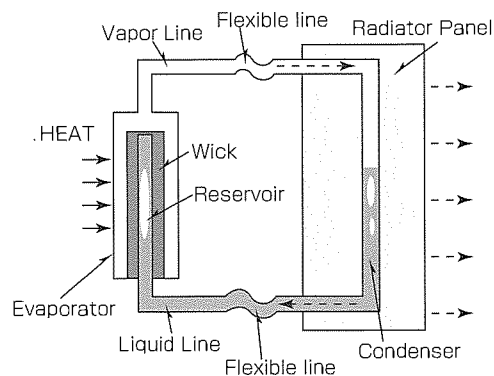


図4. ループヒートパイプの動作原理

Model)の生産に着手している。海外の衛星システムメーカーでは着々と従来のNi-H₂バッテリーセルからLIBセルへの切替えを進めており、輸出事業として拡大が期待されている機種である。

リチウムイオンバッテリーは地上用にすでに多く利用されているが、宇宙用としては、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)に優れるなどが要求される。セルにはコバルト酸リチウム(LiCoO₂)を用い高い充放電電圧を得るとともに、バッテリーとしてはセルごとに、故障予防のための過電圧保護回路、直列に接続されたバッテリーセルの開放故障時でも機能を維持できるバイパススイッチを備え、長寿命化に対応している。

宇宙用セルとしてはエネルギー密度が高く大容量なセルを目標とし、50Ah、100Ah、175Ahのリチウムイオンセルを開発した。エネルギー密度は136W・h/kg(50Ahセル)及び146W・h/kg(100Ahセル)であり、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。正極材料にコバルト酸リチウムを用い、負極にはカーボン材料、電解液にはリチウム塩を溶解した有機電解液を使用している。セルの形状は長円筒形としているのが特徴で、容積効率が高い一方でフレームとの接触面積を大きくとれるので、セル内部での温度均一性に優れる。バッテリーの機械的アセンブリはアルミT型フレームで押さえ付ける構造としている。放電時はバッテリーの内部抵抗による発熱によって急激に温度が上昇するが、フレームの熱伝導でセルの温度上昇、また、セル間のばらつきを抑えている。

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充電電圧に差が生じ、この結果、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、この充電電流をバイパス

し、充電電圧が規定値以上にならないように制御する。リチウムイオンセルは従来のNi-H₂や、Ni-Cdバッテリーセルのように一定の飽和電圧が存在しないため、充電が継続すると過充電が加速するので、この機能は重要である。

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、充放電電流の経路がなくなりバッテリーの機能を喪失してしまわないようするためのスイッチである。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充放電電流をバイパスさせ、バッテリーの機能を維持できるようにしている。

静止衛星用には大容量化、低軌道衛星用には長寿命化が今後のトレンドで、これらの要求にこたえるために、客先を巻き込みながら次世代セルの開発をセルメーカーと進めている。バッテリーとしてはCFRPによるシャーシ軽量化、周辺回路素子の開発による低コスト化に注力している。

5. む す び

輸出コンポーネント事業としてはLTPAのビジネススキームを核として、①既存機種の拡大、②メニュー拡大、③新規顧客獲得を図るとともに、スポット的な受注案件にも迅速に対応し、ビジネスチャンスを生かして拡大を図りたい。新しいメニューとして最近着目されているのが高出力GaN(ガリウムナイトライド)・FET(Field Effect Transistor)を搭載したSSPA(Solid State Power Amplifier)で、固体増幅器でありながら、TWTに迫る効率、出力が開発試験で確認されている。ペイロードではあるが衛星1機当たりの搭載数も多く標準化も進められるため、LTPA化も可能と見て期待している。

参 考 文 献

- (1) Kawasaki, H., et al.: Characteristics of Reservoir Embedded Loop Heat Pipe in Deployable Radiator on ETS-VIII at Beginning of the Experiment under Orbital Environment, AIAA2008-3926 (2008)

温室効果ガス観測技術衛星“GOSAT”

粕谷征寛* 長谷川 光**
宮崎洋彰**
石津忠明**

Greenhouse Gases Observing Satellite

Masahiro Kasuya, Hiroaki Miyazaki, Tadaaki Ishizu, Hikaru Hasegawa

要 旨

温室効果ガス観測技術衛星“GOSAT (Greenhouse Gases Observing Satellite)”は、1997年に採択された京都議定書の第一約束期間(2008~2012年)における温室効果ガス観測ミッションの第一段階として、次のような目標を遂行するために開発された。

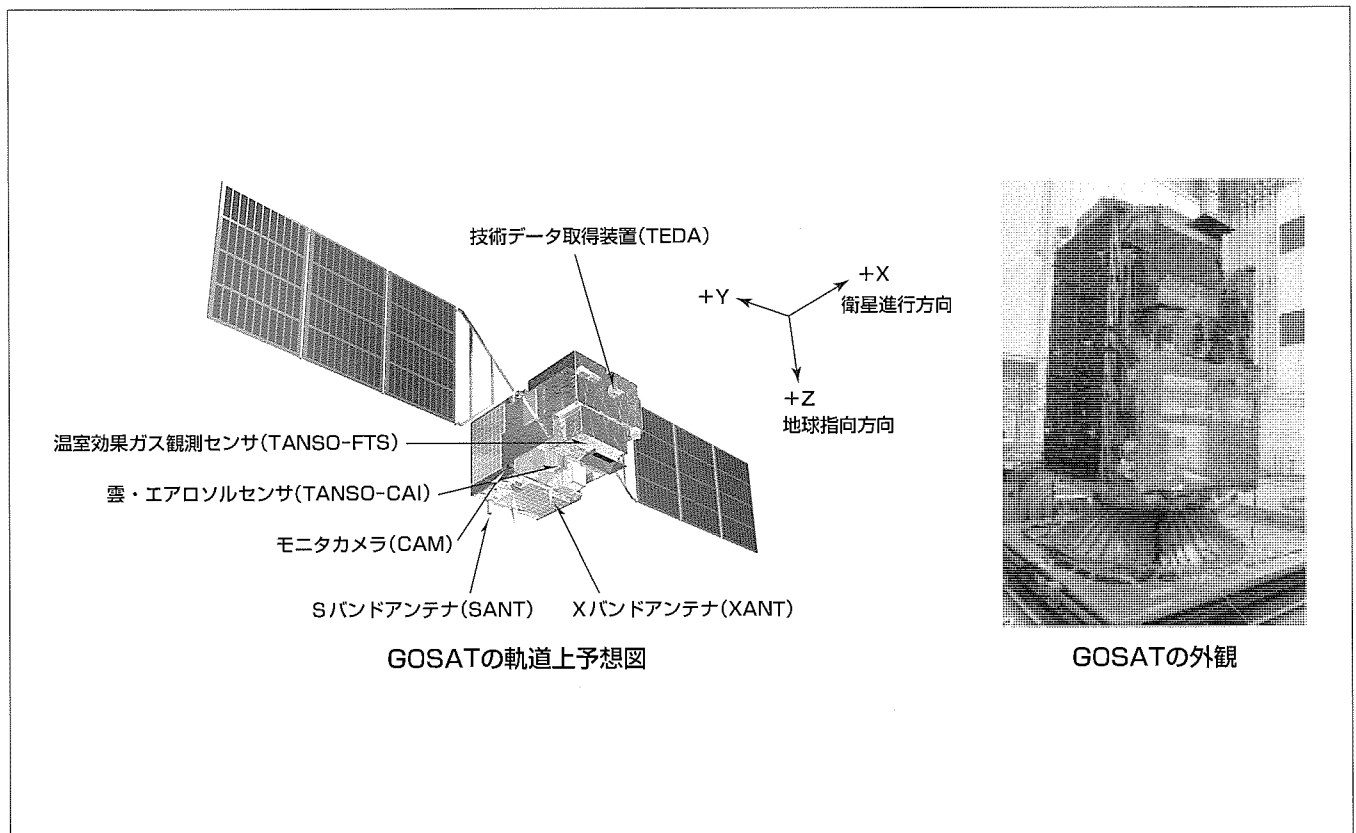
- ①温室効果ガスの全球濃度分布の測定
- ②二酸化炭素吸収排出量の亜大陸単位での推定誤差の半減
- ③温室効果ガス観測技術基盤の確立

GOSATを使用することで、温室効果ガスの濃度分布を地球規模で把握することが可能となるため、温室効果ガス

吸収排出状況の把握など、地球温暖化防止への国際的な取り組みに貢献することが期待される。

GOSATは宇宙航空研究開発機構(JAXA)、環境省及び国立環境研究所の共同プロジェクトで、JAXAは衛星の開発、打上げ、及びデータ取得運用を担当し、環境省と国立環境研究所は取得したデータを基に、温室効果ガス吸収排出状況の把握などの利用を担当する。

三菱電機はJAXAの指導の下、衛星システムの主契約企業として衛星本体の開発を行った。本稿では衛星システム及びシステム試験の概要について述べる。



GOSATの軌道上予想図

GOSATは、温室効果ガスの観測を主要ミッションとした地球観測衛星であり、上図の+X方向を進行方向に、地球の南北を周回する極軌道を使用して地球全域を観測する。衛星の形状は2翼式(SAP(Solar Array Paddle)を2翼使用)の箱型で、片翼のみでも限定的な運用が可能な設計としている。外観は上図に示すとおりで、主要ミッション機器：TANSO-FTS、TANSO-CAI及び通信アンテナ：SANT、XANTなどが、地球指向面(+Z方向)に取り付けられている。

* (独)宇宙航空研究開発機構 **三菱電機(株) 鎌倉製作所

1. ま え が き

GOSATは2005年1月に開発が開始され、電気モデル(EM)/熱構造モデル(STM)の開発を経て、2008年11月にシステムプロトフライト試験後審査が完了した。環境観測技術衛星2号“ADEOS-II”太陽電池パドル系の軌道上事故等、昨今の衛星の全損に至る重大事故を回避する観点から、GOSATではより残存性を向上させるための方策が採用されており、今後の衛星の雛型(ひながた)になると考えられる。

2. 衛星システムの特長

GOSAT衛星システムのブロック図を図1に、主要諸元を表1に示す。

2.1 複数のロケットへの適合性

H-IIAロケットによる打上げを前提としているが、万一のロケット不具合による打上げ空白期間へのリスク対策として、GX, ARIANE 5, DELTA II, DELTA IVのフェアリング包絡域及び機械環境条件にも適合する設計としている。

2.2 確実に観測を遂行できる衛星バス

衛星バスを構成する各サブシステムは、使用実績のある設計を最大限活用することで故障率を減らすとともに、故障が発生しても機能喪失しない、いわゆるロバスト設計、さらに故障検知・分離・再構成機能(FDIR)によって容易

に観測遂行に支障が出ない衛星バスとした。

単体試験, サブシステム試験, 衛星システム試験を通じて初期故障を排除した。また、次に示す方策をとることによって、従来の衛星と比べて生存性を強化したシステムとしている。

- ①独立した電源系を2つ持つ電源2バス化
- ②2翼の太陽パドルの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
- ③姿勢系センサ2重故障に対しても対応可能な姿勢制御設計
- ④推進系スラスタ故障に対するバックアップ能力の強化
- ⑤直接伝送系Xバンドアンテナの冗長化

表1. GOSATの主要諸元

項目	内容
打上げロケット	H-IIAロケット
射場	種子島宇宙センター
軌道	種類 : 太陽同期軌道
	軌道高度 : 約666km
	軌道傾斜角 : 約1.71rad
	周回周期 : 約5,880s
打上げ時質量	1,750kg
寿命	5年以上
ミッション機器	TANSO-FTS
	TANSO-CAI
	TEDA
	CAM

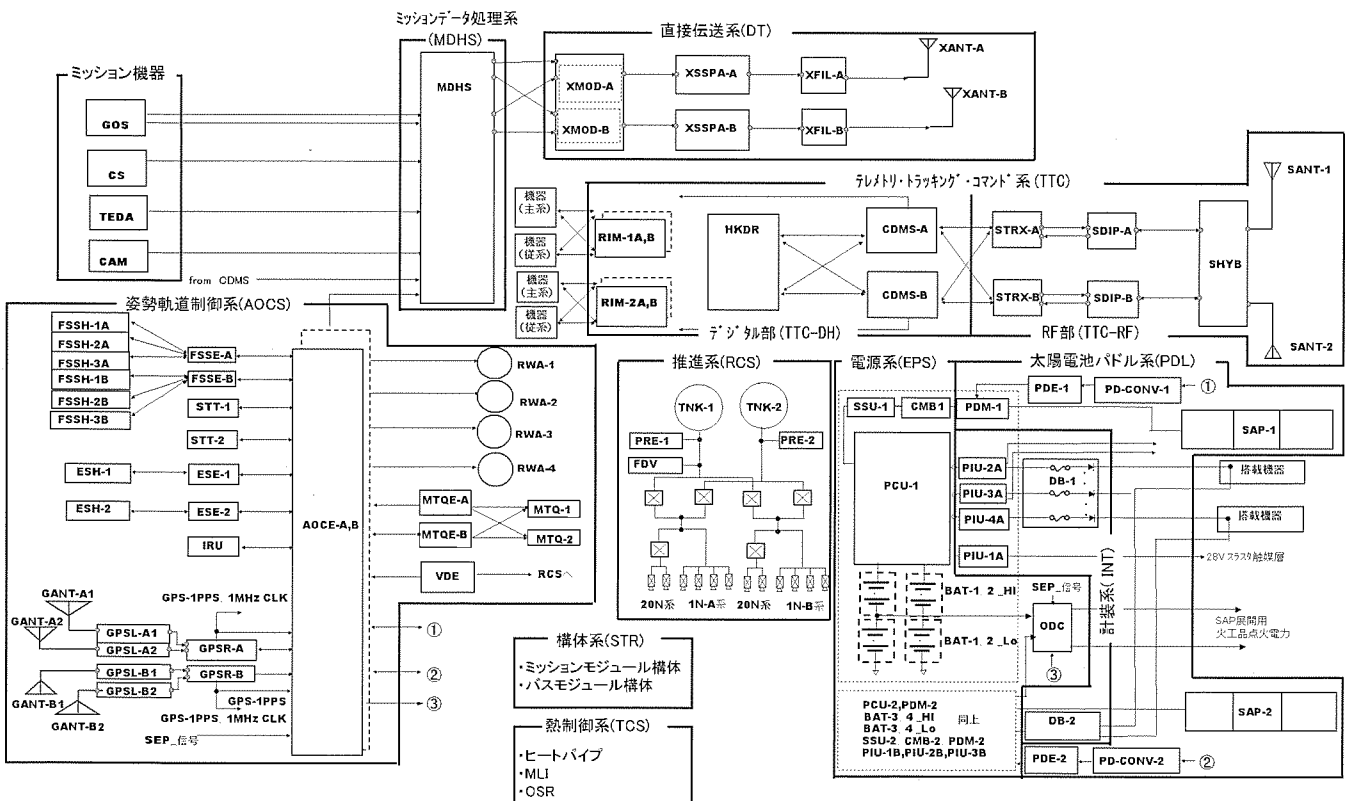


図1. GOSAT衛星システムのブロック図

3. 搭載ミッション機器

GOSATには、地球観測ミッション系としてJAXAと環境省が共同で開発を行った、温室効果ガス観測センサ(TANSO-FTS)と雲・エアロソルセンサ(TANSO-CAI)の2つのセンサが搭載される。そのほかに、技術データ取得装置(TEDA)とモニタカメラ(CAM)が搭載される。

3.1 温室効果ガス観測センサ(TANSO-FTS)

地球から宇宙へ放射される赤外線を観測するセンサで、観測された温室効果ガスの吸収線スペクトルを分析し、地上の温室効果ガスの濃度を正確に求めることを目的としている。フーリエ分光によって、短波長赤外、熱赤外バンドの観測を行う。センサは光学系ユニットと電気回路ユニット、制御系ユニットから構成され、衛星のミッションモジュールに搭載される。

3.2 雲・エアロソルセンサ(TANSO-CAI)

TANSO-FTSの補助センサとして、補正のための雲及びエアロソルの観測を行うセンサである。TANSO-CAIは光学系ユニットと電気回路ユニットから構成され、ミッションモジュールの地球指向面に搭載される。

3.3 技術データ取得装置(TEDA)

TEDAは衛星軌道上での宇宙環境をモニタする装置で、軽粒子モニタ、重イオン観測装置があり、ミッションモジュールとバスモジュールに分散して搭載される。

3.4 モニタカメラ(CAM)

打上げ時のロケットフェアリングの開頭時や、衛星分離時の汚染物質放散の有無、太陽電池パドルの展開状況や展開後の挙動、軌道上での衛星外観のモニタを行い、衛星の健全性の評価や不具合時の原因究明のためのデータを取得する。

4. 搭載バス機器

4.1 テレメトリ・トラッキング・コマンド系(TTC)

TTC系は地上局から直接コマンド信号を受信し、復調、復号して各サブシステムへ配信する。また、測距信号の中継機能、ミッションデータを補正するためのデータ収集/分配機能、異常時で消費電力を下げるための軽負荷機能(LLM)、及び自動化・自律化機能等を持つ。

4.2 ミッションデータ処理系(MDHS)

MDHS系は、観測センサから送出されるデータを処理して多重化し、大容量のメモリに記録するとともに、記録したデータを再生して直接伝送系へ伝送する。

4.3 直接伝送系(DT)

DT系は、MDHSから伝送されたデータをXバンド変調器(XMOD)でオフセット4相位相変調(OQPSK変調)し、Xバンドの信号に変換したのち、Xバンド高出力増幅器(XSSPA)で増幅し、地上局へ送信する。

4.4 電源系(EPS)

日照時に太陽電池パドルで得られた電力を受けて電圧を安定化し、各機器に分配するとともにバッテリーを充電する。日陰時はバッテリーから各機器に電力を分配する。GOSATでは電源系を2系統持つマルチバス構成としており、1つの系統が故障した場合でも電力を残りのバスラインから供給することが可能である。

4.5 太陽電池パドル系(PDL)

GOSATの太陽電池パドルは、片翼でもバス機器を動作させるのに必要な電力を確保でき、1翼が故障した場合でも部分的な観測の継続や不具合の把握・対策実施が行え、生存性の向上が図られている。太陽電池パドルは、太陽電池セルが常に太陽方向に向くように衛星本体に大して回転する。1翼あたりの太陽電池パドルが打上げってから5年後に発生する電力は、太陽光垂直入射の条件で2.0kW以上である。

4.6 姿勢軌道制御系(AOCS)

AOCS系は計算機(AOCE)、姿勢センサ及びアクチュエータから構成されており、ロケットから分離直後の姿勢捕捉、定常運用時の高精度姿勢制御、軌道制御及び太陽電池パドル太陽指向制御等を実施する。姿勢センサとしてはスターセンサ(STT)、GPS受信機(GPSR)及び慣性基準装置(IRU)を使用し、高精度の姿勢軌道制御を行う。

4.7 構体系(STR)

GOSAT構体系は主に観測センサを搭載するミッションモジュール構体系と、バス機器を搭載するバスモジュール構体系で構成される。全体の寸法は打上げ方向の高さと横、奥行きがそれぞれ、約3.6m, 1.8m, 2.0mである。ミッションモジュール構体系とバスモジュール構体系は物理的に分離が可能で、別々に作業が行え、スケジュール短縮ができるなどの長所がある。ミッションモジュール構体系は、箱型構体系のパネルにCFRP(炭素繊維強化プラスチック)表皮のハニカムサンドイッチを用いて軽量化すると同時に、熱変形を小さくして観測センサの指向精度の安定を図っている。

4.8 熱制御系(TCS)

GOSATの熱制御はTANSO-TFS, TANSO-CAIなどの外部搭載機器の一部を、衛星本体とは独立した熱制御としてインタフェースを容易にし、それ以外のセンサ、バス機器は衛星一体として制御する設計である。熱制御はヒートパイプ、多層インシュレーション(MLI)、太陽光反射板(OSR)などの熱制御材による受動制御と、サーモスタットで制御されたヒーターによる能動制御を組み合わせた従来の衛星で実績のある方法で行い、搭載機器を所定の温度範囲に保つ。

4.9 推進系(RCS)

RCS系はヒドラジン推進薬とするガスジェットによって推力を発生し、衛星の姿勢制御、軌道制御に用いられる。

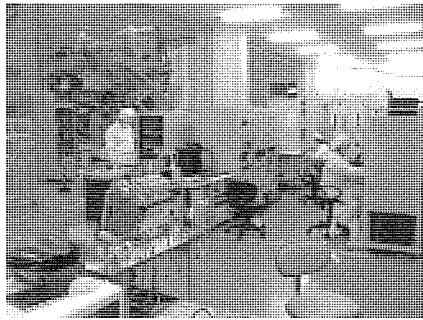


図2. インテグレーション試験

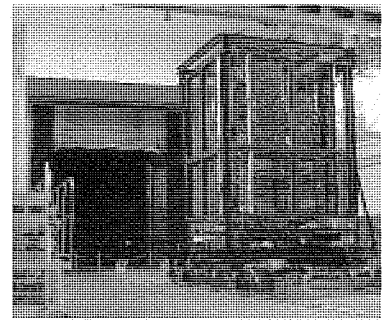


図3. 熱真空試験

推進薬タンクは5年以上の運用と、衛星寿命末における投棄軌道への移動に必要な推進薬を搭載する。GOSATでは、スラスタ故障時に冗長系に系統ごと切り替える従来の方式に加え、2系統の中で健全なスラスタを組み合わせて使用する機能を持っており、より冗長性が高まっている。

5. システム試験

フライトモデルの組立て完了後、インテグレーション試験及び初期電気性能試験を実施した。インテグレーション試験で各機器の電力ライン及び信号ラインに関するインタフェースが正しく設計、製作されていることを確認し、初期電気性能試験で衛星に搭載した状態で各機器の機能・性能がシステム要求を満足することを確認した。図2はインテグレーション試験の様相を示したものである。衛星へのコマンド送信及び衛星からのテレメトリ受信は、実運用で使用される追跡管制システムを模擬した試験装置を使用しており、システム試験で検証したテレメトリ・コマンドのデータ及び手順を実運用のためのデータベースとしても活用することで、運用設備の効率化と運用の信頼性向上を図っている。

初期電気性能試験後、熱真空試験を実施した。図3は衛星をヒーターパネルで覆い、熱真空試験チャンバに入れる様子を示している。熱真空試験チャンバ及びヒーターパネルによって軌道上の真空及び熱環境を模擬し、衛星の熱制御設計の妥当性及び熱真空条件下で機器が正常に動作することを確認した。試験は軌道上での運用を想定して機器を動作させ、問題ないことを確認した。また試験データを用いて熱解析数学モデルの修正を行い、より精度の高い軌道上温度予測を行った。

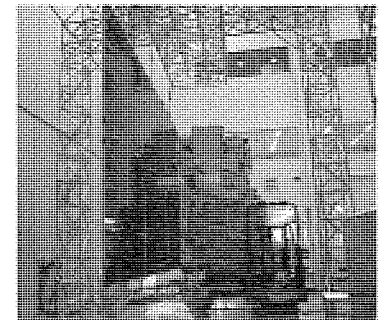


図4. 太陽電池パドル展開衝撃試験

熱真空試験完了後、機械環境試験及び擾乱(じょうらん)試験を実施した。機械環境試験では正弦波振動試験、音響試験、分離衝撃試験及び太陽電池パドル展開衝撃試験を実施した。図4に太陽電池パドル展開衝撃試験の状況を示す。機械環境試験では衛星各部の応答加速度をモニタし、搭載機器開発で想定していた環境条件の妥当性を確認した。また各機械環境試験後に機器の動作確認を実施し、機器が故障していないことを確認した。

擾乱試験では、リアクションホイール、太陽電池パドル駆動機構等可動部を持つ機器を動作させ、発生する振動が観測センサ(TANSO-FTS)の性能に影響を与えないことを確認した。

ここまで述べたように、GOSATはプロトフライト試験によって衛星システムの機能・性能が要求仕様を満足し、宇宙での使用が可能な品質を持つことが確認された。

6. む す び

この開発を遂行するにあたり、ご指導及びご協力いただいた関係各位に感謝し、またGOSAT“いぶき”が地球温暖化防止に貢献することを心より祈念する。

HTVとその将来展望

虎野吉彦*
津屋直紀**
千葉隆文**

H-II Transfer Vehicle(HTV) and its Future Prospect

Yoshihiko Torano, Naoki Tsuya, Takafumi Chiba

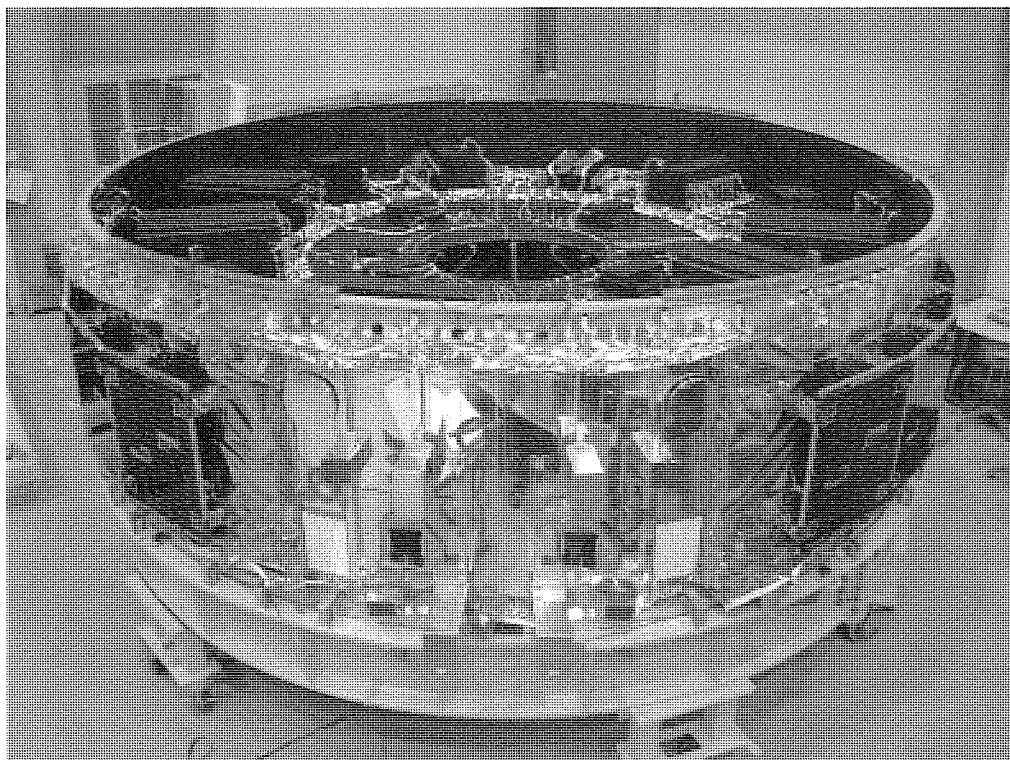
要 旨

宇宙ステーション補給機(H-II Transfer Vehicle: HTV)は、国際宇宙ステーション(ISS)に補給を行う宇宙航空研究開発機構(JAXA)のプロジェクトである。三菱電機はフライト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。

HTVの初号機である技術実証機の電気モジュールは

2007年度に完成し、JAXAへの納入を完了して、これまでJAXA筑波宇宙センターで一連の推進モジュール、補給キャリア(非与圧部及び与圧部)との結合試験、環境試験が進められてきた。

HTVは間もなくJAXAの種子島宇宙センターに運ばれ、2009年夏季にJAXAが新規開発中のH-II Bロケットで打上げられる予定である。



宇宙航空研究開発機構提供

HTV電気モジュールの外観

完成したHTV電気モジュールの外観である。円筒の一次構造内に二段の機器搭載デッキを持った構成で、上段デッキ上面の主に通信系機器、航法誘導制御計算機、電源系機器、電池が見える。上段デッキ裏面と下段デッキにはデータ処理系機器、航法誘導制御系センサ電子回路、ヒータ制御回路、電池が搭載されている。手前の窓はレーザを用いるランデブセンサの視野窓、円筒外表面には太陽電池パネルが見えている。

* (独)宇宙航空研究開発機構 **三菱電機㈱ 鎌倉製作所

1. ま え が き

宇宙ステーション補給機(H-II Transfer Vehicle: HTV)システムは、フライトセグメント(軌道上部分)、グラウンドセグメント(地上運用設備)、ISSセグメントで構成される。三菱電機はJAXAの指導によってフライトセグメントの電気モジュール/アビオニクス、及びグラウンドセグメント、ISSセグメントの開発、並びに飛行運用を担当している。先行するISSセグメント(近傍通信システム(PROX)とリフレクタ)は、すでに日本実験棟きぼう(JEM)に設置を終え、PROXの実運用に向けたチェックアウトを進めている。

電気モジュールは2007年度末に完成し、JAXAへの納入を完了して、これまでJAXA筑波宇宙センターで一連の推進モジュール、補給キャリア(非与圧部及び与圧部)との結合試験、環境試験が進められてきた。

HTVは今後JAXAの種子島宇宙センターに運ばれ、2009年夏季にJAXAが開発中のH-II Bロケットで打上げられる予定で、ロケット開発と射場整備も進められている。

本稿ではHTV電気モジュールの開発経緯、フライトセグメント試験の進捗(しんちやく)状況、及びグラウンドセグメントと運用準備の進捗状況について述べる。またすでに開始されているHTV量産計画についての将来展望と、HTVのアビオニクスシステムを活用した派生型宇宙機の構想についても述べる。

2. フライトセグメント/電気モジュールの概要と開発経緯

2.1 電気モジュールの概要

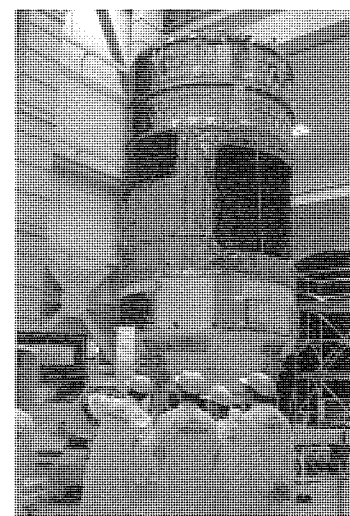
フライトセグメントは、先端から補給キャリア与圧部、補給キャリア非与圧部、電気モジュール、推進モジュールから構成される。与圧部はISSのノード2の結合機構を持つ気密モジュールで、実験ラックや、食料・飲料水等を格納しており、係留後はクルーがハッチを開けてISS与圧部内に運び込む。非与圧部は曝露(ばくろ)パレットを格納し、その上に、JEM曝露部の実験機器(その一つは我が国の“超伝導サブミリ波リム放射サウンダ(SMILES)”)、NASAから委託された電池(危険物の性格上、与圧領域には搭載が困難)などを搭載し、係留後はロボットアームなどにより、所定の位置に輸送させる。電気モジュールにはHTVのアビオニクス機能がほとんど全部搭載されており、キャリアの制御なども電気モジュールを介して行う。図1にHTVフライトセグメントの外観を示す(電気モジュールは下から二段目)。

電気モジュールは、航法誘導姿勢制御(GNC)系、電力系、データ処理系、熱制御系、計装、構体から構成されている⁽¹⁾。姿勢制御は3重系動作冗長のジャイロと動作冗長の地球センサを用いた局所水平及び慣性空間固定姿勢制御

で、推進モジュールのスラスト及びアンテナを必要な方向に指向させる。航法は、ISS遠方では、GPS(Global Positioning System)絶対航法及び差分航法によって、数10kmに接近してISS上のPROXとの通信が確立して、ISSのGPS航法情報が来るとGPS相対航法によって、ISSの真下約500mに接近すると、JEM与圧部下のリフレクタをターゲットとしたランデブセンサ(RVS、レーザーダ)が距離及び方位計測を行う。航法・誘導・制御系の要(かなめ)となるのは、誘導計算機(GCC)及びアポート・コントロール・ユニット(ACU)で、GCCは主にランデブを行うためのソフトウェア(RVFS)を持つ3重動作冗長のCPU(Central Processing Unit)と、それを監視し多数決で異常判定を行う2待機冗長なIOC(Input Output Controller)からなり、IOCが2故障してもACUがフライトセグメントをISS近傍から強制離脱(アポート)させる安全化処置ができるように構成されている。なお推進モジュールは、二液式の軌道制御スラスト/姿勢制御スラストの統合推進系で、2冗長な軌道変換用エンジンと並進・回転6軸方向の各2冗長なスラストモジュール群からなり、スラストの一部は補給キャリア与圧部の先端まで敷設されている。

GCCは、検知したスラスト故障に応じてこれらを組み合わせ、1故障でもミッション継続を、2故障(かつやむを得ない場合)では離脱を行う。スラスト噴射のための駆動回路も3系統備えている。増速量は3重冗長な加速度計によって計測し、その故障も3系比較等によってGCCが判断する。GNC系にはJAXAの技術試験衛星VII型(おりひめ・ひこぼし)で開発した技術を発展させて適用している。

通信系はSバンドで、データ中継衛星を介して地上とリンクを取る衛星間通信装置(IOS) 2冗長系統と、ISS近傍で通信する近傍通信装置(PLS) 2冗長系統がある。近傍通信装置はPROXとの通信を行いISSクルー、グラウンドセグ



宇宙航空研究開発機構提供

図1. HTVフライトセグメントの外観

メント(OCS)からのコマンドやISSのGPS航法データを受信する。ISS係留後は主にデータバスによる有線通信を行う。

コマンドの配信、テレメトリの収集及び編集を行うデータ処理系は、3系統から構成されている。IOS、PLS及びISS係留中のMIL-STD-1553Bバスからのコマンドを受け、暗号の復号を行ってフライトセグメント内に配信する。

各種制御情報に用いるセンサ情報はデータ処理系計算機(MCU)が収集し、必要な情報及び加工した情報を編集部(BIU)に送る。BIUは制御に使用しないテレメトリを収集し、MCUからの情報とまとめて編集する。MCUは推進モジュール内の推進系調圧弁FDIR(Failure Detection Isolation and Recovery)制御、与圧部の火災検知及び付随処置、一次電池消費量積算、ヒータ制御なども行っている。

電力系は、飛行中には太陽電池、2次電池、1次電池を用い、ISS係留中にはISSから電源をもらう。各機器へはこれらの電源からなる独立した2つのバスを経て各機器へ供給される。各バスには地絡対策が施されており、片方を喪失した場合はGNCが自動検知・衝突回避し、安全を確保する。

2.2 電気モジュールの開発経緯

電気モジュールは、開発モデルフェーズとプロトフライトモデルフェーズの二段階で開発を進め、開発モデルフェーズではコンポーネント(限定冗長系)と電気モデルシステムを製作して一連の開発試験を実施し、設計・製造方法及び試験方法を確立した。

プロトフライトモデルフェーズのコンポーネント製造途上では、米国製ダイオードの前例のない出荷不能に悩まされた。電気モジュールプロトフライトモデルは、2007年内に全コンポーネントの認定試験を、また引き続いてサブシステムの試験を終えた。比較的規模の大きなサブシステム試験としては、データ処理系試験、電源系試験、GNC系試験を実施している。GNC系試験では、ソフトウェアアルゴリズムを確認するソフトウェア試験、実計算機を用いる静的閉ループ試験(SCLT)、さらに実センサをサーボテーブルに載せながら実アクチュエータ駆動信号を機体運動に換算してサーボテーブルを動かす動的閉ループ試験(DCLT)等を実施した。HTVで特徴的なDCLTは、ISS最

終接近に用いるRVSを直線可動テーブル(RDOTS)に載せ、ターゲットリフレクタに対して実際に運動させる閉ループ試験である。図2にランデブセンサDCLT試験の記録写真を示す。直動機構と両端の可動テーブルがRDOTS、RVSは手前(右上にセンサ写真)、ターゲットは奥に写っている。

サブシステム試験が終了した電源系、データ処理系から順次構体に搭載し、電気モジュールの組立て及び電気的結合確認を逐次進め、システム認定試験を完了して2008年3月にJAXAに納入した。扉ページに完成した電気モジュールの外観を示す。

2.3 フライトセグメント組立て・試験

フライトセグメント組立て・試験はJAXAがとりまとめて進められており、三菱電機は電気モジュールと電気モジュールを介したフライトセグメントの電気試験の支援を行っている。電気モジュールは推進モジュールと結合して熱バランス/熱真空試験を、さらに非与圧部と結合して音響試験に供された。その後、与圧部と結合した全機機能試験、アラインメント確認測定を進めており、最後に全機電磁適合性(EMC)試験を行って種子島宇宙センターに出荷される予定である。

3. グランドセグメント(地上運用設備)

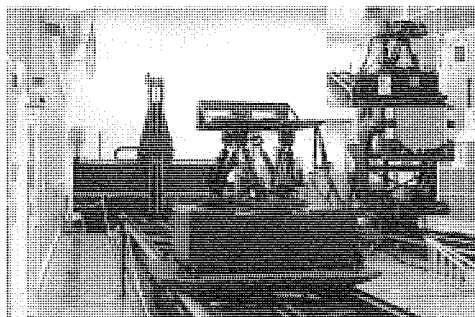
HTV運用管制システム(HTV OCS(Operation Control System))はJAXAの筑波宇宙センターに設置されたHTVを制御監視するための地上運用設備で、飛行管制、飛行計画、訓練試験支援、インタフェース設備の4つのサブシステムで構成される。

ロケット分離以降のISS遠方域で飛行中のHTVには、中継衛星(TDRS)を経由し直接インタフェースするTDRSリンク、ISS近傍域に至ったHTVには、ISSに搭載されるC&C MDM(Command & Control Multiplexer/Demultiplexer)とPROXを経由して^(注1)インタフェースするISSリンク、両方の通信経路に対応可能な設計となっている。

HTV OCSの構成は、HTVの飛行計画を立案するサーバ2台、HTVへ送信するコマンド及びHTVから受信するテレメトリを処理するサーバ2台、運用者が飛行計画立案するための端末2台、運用者が監視制御するためのコマンド送信及びテレメトリモニタ用等の端末25台、訓練用のシミュレータ1台で構成されている。HTVのISSへのランデブを管制するOCSの計算機システムとしての特長は、高信頼性を確保するために、障害時の自動切り換えを可能とするサーバの冗長機能、及びネットワークの冗長機能を備えたことである。

また、ソフトウェアとしての特長は、HTVの飛行状況に応じた運用者の即時対処を可能とする再計画立案・検証・運用者支援機能(飛行計画サブシステム、飛行サブシ

(注1) ISS係留時にはPROXは経由しない。



宇宙航空研究開発機構提供

図2. ランデブセンサのDCLT試験

システム)を持つこと、また、運用手順の検証や訓練で高精度の模擬を必要とするため、NASA側のISSシミュレータと日本側のHTVシミュレータの協調を制御する分散シミュレーション機能(訓練試験支援サブシステム)を備えたことである。

HTV OCSは、既存のJEM運用システムのNASAインタフェースを極力活用して低コスト化を図り、三菱電機が2008年3月に開発を完了し、JAXAへ納入した。図3にHTV OCS運用室内の写真を示す。

繰り返し行ってきた運用訓練での知見や、操作性の観点からの機能改善を反映する改良を続けており、打上げ3か月前までに完成させる予定である。

4. 飛行運用準備

2009年の打上げ運用に向けてFCT(Flight Control Team)を組織し、NASA側と連携しながら、クルー及び地上管制要員が使用する手順書の調整と作成、日米地上設備間を接続して実施する総合伝送路の確認試験、宇宙開発では最先端の実用化“分散シミュレーションシステム^(注2)”を使用した日米協調訓練の実施及び運用者育成を行っている。

飛行運用準備作業は、ISSのクルーやNASA要員と運用を行うための手順書(ODF)、HTV FCTが使用する手順書(JHOP)に基づいて行われるため、打上げ初期運用、ランデブ、近傍、係留、カーゴ輸送、離脱準備、離脱/再突入などの各運用フェーズのこれらの手順書を細かく策定し、読み合わせ、点検作業、運用訓練(ノミナル運用からコンテンツジェンシー運用まで、単独訓練から総合・日米合同訓練まで)を通じて完成させ、同時にFCT要員を訓練していく。

日本側のFCTは、NASA側と同様に、HTV FD(Flight Director)を頂点に、1シフトあたり約20名で構成され、3シフトの人員がアサインされている。そのほかに実際にHTVやOCSを製造した人員が技術支援者として運用をサポートする。ISSという有人システムの運用に携わるFCTメンバに認定されるまでには、知識訓練/ペーパーテストのみならず、英語訓練、実技訓練/日米合同訓練参加8回などの訓練/試験にパスしなくてはならない。

打上げに向け、これらの運用準備作業を確実に仕上げていく。

5. 量産計画及び将来への展望

JAXAでは6機のHTV量産計画を決定しており、すでに契約に基づいた部品の一括調達と量産初号機-2号機目の製作を開始している。さらにISS運用の延長などにより、

(注2) 日米が保有するHTV及びISSのシミュレータを専用回線で接続し、同じ時間、同じ環境でシミュレーションを行うシステムである。



宇宙航空研究開発機構提供

図3. HTV OCS運用室

更に追加調達の可能性もある。

電気モジュールのアビオニクスは、一般衛星の機能に加えGPS絶対航法による軌道変換、相対GPS航法及び相対近傍センサ航法によるISSへの接近機能を持っているので、種々の衛星又はバス部としてはもちろん、軌道間輸送機への応用、ETS-VIIなどで開発したドッキング及びロボティクス機能を備えることによって、ターゲット(衛星)への補給・交換などのサービス機への応用、回収(部分)型への発展応用が可能である。HTVシステムの至近の応用例としては、三菱電機ではHTVの誘導航法制御/ランデブ技術を活用した月探査/着陸機計画への応用を検討している。

また、量産機に向けて電気モジュール搭載電子機器の性能改良と輸入機器の国産化を、JAXAの指導のもと進めてきた。量産1号機からは性能改良一次電池とアンテナ、量産2号機からはトランスポンダ/ダイプレクサの実用に向けて、開発モデル/(一部)認定モデルの試験を終え、従来品/輸入品を上回る性能実現の見通しを得て、すでにフライト品の製造に着手している。

このほか、国際協力として近傍通信システム(PROX)のインタフェースを公開してきたが、スペースシャトル退役後の輸送サービスを目指すNASA/米国企業から、PROXに対向する機器やPROXの利用について技術的な照会を受けている。

6. む す び

HTV技術実証機が予定通り打上げられて実証目的を達成し、よどみなく量産機に続くことを目指して、総力を挙げて準備を進めている。

最後にHTVの開発にあたり、御指導及び御協力頂いた関係方々に謝意を表する。

参 考 文 献

- (1) 津屋直紀, ほか: 宇宙ステーション補給機“HTV”, 三菱電機技報, 79, No.8, 525~528 (2005)

準天頂衛星と測位利用

吉野泰造*
岡本丈史**

Quasi Zenith Satellites System as Application of Space Technology

Taizoh Yoshino, Takeshi Okamoto

要 旨

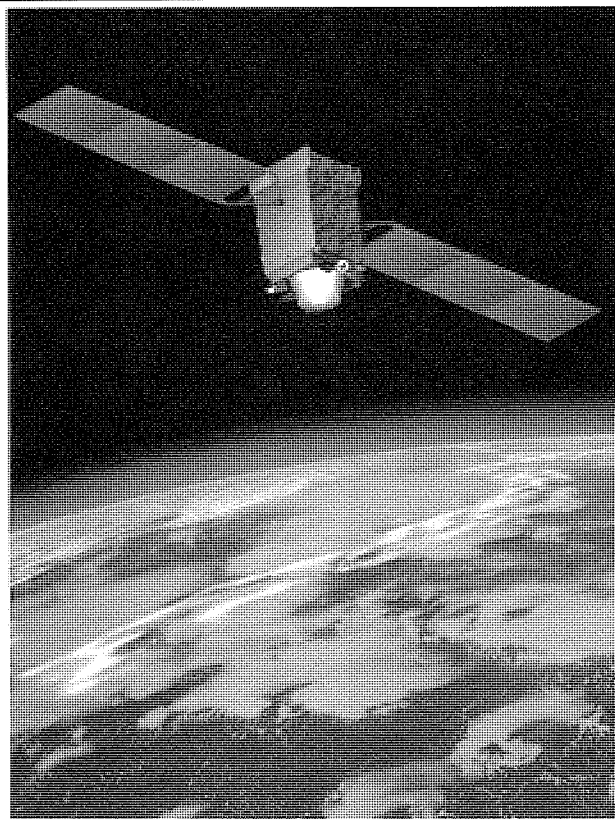
米国のGPS(Global Positioning System)によってもたらされた衛星測位システムは、宇宙からのグローバルな精密位置計測を可能とした。位置情報はあらゆる社会活動の基礎であるため、GPSは国の社会基盤にまで大きなインパクトを与え、各国でGPSとは独立した測位システムの開発が始まった。

わが国でも、衛星測位は重要な社会インフラの一つとして認識され、準天頂衛星初号機の開発が2010年の打上げを目指して進められている。

準天頂衛星は、わが国のユーザーがより安心して利用できる測位環境を提供するように配慮されており、軌道の特長からシステム完成時には天頂付近の高仰角に可視衛星数が常時1機増加する補完機能や、信頼性向上のための日本

近傍でのGPS衛星モニタ情報提供機能等を持つ。また、測位補強では、ユーザーが簡便に高精度な測位結果を得るために、日本全土で利用できるサブm級、cm級の補正情報を衛星から配信する機能を持つ。

2007年には地理空間情報活用推進基本法が施行され、衛星測位の利用技術も含めた環境が整いつつある。これを支える準天頂衛星システムは、初号機の開発で貴重な第一歩を踏み出した。これを皮切りに、今後、準天頂衛星が各国のシステムとの相互運用性を保ちつつ、それ自身で自立性を持つ地域衛星測位システムへ発展できるよう、両面から計画を推し進める必要がある。これによって、わが国の衛星測位基盤が国民にとって真に安心して利用できる技術となることが期待される。



準天頂衛星初号機

わが国初の測位衛星となる準天頂衛星初号機は、GPS衛星補完機能、測位補強機能を持ち、わが国の社会インフラの一つとして測位基盤を支えることが期待されている。準天頂衛星初号機の打上げ後に、システム性能確認のための技術実証、利用実証実験が予定されている。

1. ま え が き

代表的な宇宙利用技術として知られる米国のGPSは、地球規模での位置決定精度の高さと計測の容易さから世界的に広く利用されている。GPSは原子時計に同期した測位信号をユーザーに送信し、複数の衛星-地上間の距離測定に基づく幾何学的計測によって、ユーザー位置を精密に決定することができる。このため、GPSはカーナビゲーションから精密測量まで様々な位置決定に使われ、今や社会生活、産業における基盤技術となった。これを受け、各国でも独自の衛星測位システムの開発が始まっている。

わが国でも独自の計画推進のため技術検討や要素技術開発が行われ、技術試験衛星ETS-VIIIでは搭載原子時計を利用した測位信号の通信実験が実施された。これに続き、わが国初の衛星測位システムとして、地上軌跡が8の字を描くユニークな軌道(図1)の準天頂衛星システムの開発が始まった。準天頂衛星は、最低3機で構成され、その内の1機が常に日本上空に存在しGPSと同等の信号を送信するため、日本のGPSユーザーにとって天頂方向のGPS衛星が1機増加したことに相当しGPS補完機能を持つ。さらに、ユーザー観測データに対する補正情報を同じ準天頂衛星から送信し精度向上を図る測位補強機能が備わっている。現在、準天頂衛星初号機は、2010年打上げを目指しシステムの開発が進行している。こうした内外の情勢の中、国内では、2007年に地理空間情報活用推進基本法が施行され、準天頂衛星を含む衛星測位による位置計測を基盤としたGIS(地理情報システム)への応用が期待されている。

本稿では、内外の衛星測位の動向、準天頂衛星初号機の概要、そして今後の発展に向けた技術動向について述べる。

2. 衛星測位利用技術と測位衛星開発

宇宙空間におけるGPS衛星の位置は、地球上の広い地域

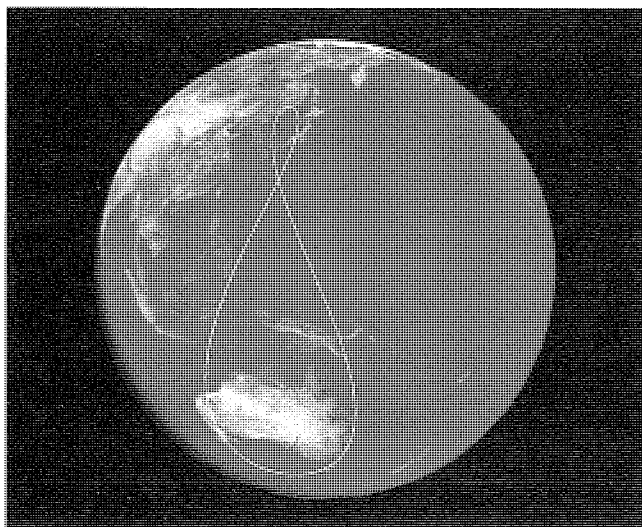


図1. 準天頂衛星軌道(8の字軌道)⁽¹⁾

のユーザーに対し共通の位置基準となる。位置基準としての衛星と地上を結ぶ距離計測にはL帯の測位信号が用いられ、物差しの刻みの役割を果たすタイミング情報は、衛星に搭載された高安定な原子時計から供給される。現在、米国、ロシア、欧州等が搭載原子時計の開発技術を持ち、セシウム(Cs)型、ルビジウム(Rb)型、水素メーザ型等が活用されている。これらは衛星測位の心臓部であるため現在も改良が続けられており、安定度、信頼性の向上とともに軽量化が追求されている。図2にGalileo衛星で採用されたRb型原子時計を示す。また、GPSの利用は測位が中心であるが、GPSタイムとして知られる時刻情報の提供や、国際間の精密な時刻同期にも使われている。

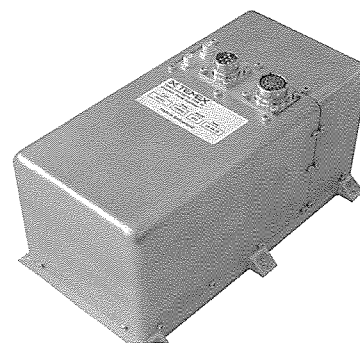
現在、GPS技術の改善のため、新たにGPSの近代化が進められており、世界の衛星測位環境は大きく変化しようとしている。GPSでは、これまで民生用の信号は、L1C/A波のみであったが、近代化によって一部の衛星ですでにL2Cが送信され、さらに今後、L5(1176.45MHz)、L1C等の信号が提供されていく予定である。これによって、衛星測位システムのもたらす測位精度、信頼性等の向上が期待される。

米国GPSの成功を受け、国際的にGNSS(Global Navigation Satellite Systems)の開発が活発化している。具体的には、欧州のGalileo、ロシアのGLONASS、中国のCOMPASS等、新規参入又は改良型の投入を進めており、わが国の準天頂衛星システムや、インドのIRNSS等の地域測位システムがこれに加わる。なお、衛星測位の開発では相互運用性の観点が極めて重要で、性能面で他のGNSSと比肩する能力を持ち、かつ、他国のシステムと相互運用可能な信号を提供する技術が必要である。

3. 準天頂衛星初号機の概要

3.1 準天頂衛星に要求される技術条件

衛星測位サービスが実用化し社会インフラとして活用されるには、測位精度の高さに加え、安定したシステムの動作と運用が求められる。それでは、測位衛星としての準天頂衛星には、どのような技術が要求されるのであろうか。



質量：3.0kg(DC/DCコンバータ付き)

図2. Galileo搭載用Rb型原子時計⁽²⁾

まず、基本機能として衛星とユーザー端末の間の精密な距離計測に用いられる信号の生成・送信機能(測位ミッション)があり、そのミッションが軌道上で所要の性能を発揮するための環境条件を整える必要がある。また、衛星からの測位信号送信は、定められた地域に対し高い稼働率で、連続して提供することが求められる。またさらに、その信号が予定した測位性能を発揮できないときは、事前又は、緊急にユーザーに状態を通知する機能が必要である。これらの条件は、アベイラビリティ(可用性)、コンティニューイティ(連続性)、インテグリティ(完全性)等の用語で規定される衛星測位の重要な条件として知られている。なお、わが国の準天頂衛星はGPSとの相互運用性確保のため、GPS近代化で計画された民生用の測位信号をすべて取り込んでおり、これも開発条件の一つとなっている。

3.2 準天頂衛星システム

準天頂衛星初号機の衛星バスは三菱電機の標準衛星プラットフォームDS2000⁽³⁾をベースに設計された。DS2000はJAXA(宇宙航空研究開発機構)の技術試験衛星ETS-VIII及びデータ中継技術衛星DRTSを原型として開発され、軌道上運用中のひまわり7号(MTSAT-2)、通信衛星Superbird^(注1)-7にも採用されており、高い信頼性を持つ。

また、経済産業省、NEDO(新エネルギー・産業技術総合開発機構)、USEF(無人宇宙実験システム研究開発機構)の開発した高排熱型南北連結ヒートパイプ、軽量化セントラルシリンダ及び175AHのリチウムイオン電池を搭載し、熱制御性、ロバスト性、軽量性等を向上させている。さらに、姿勢センサとして、地球センサ、太陽センサ、慣性基準装置に加え、スタートラッカーを採用し高精度姿勢決定を可能としている。図3に準天頂衛星初号機の構成を示す。

測位ミッションの温度環境は測位精度に直結する。このため、測位信号の安定な基準周波数を供給するRb型原子(注1) Superbirdは、スカパーJSAT株の登録商標である。

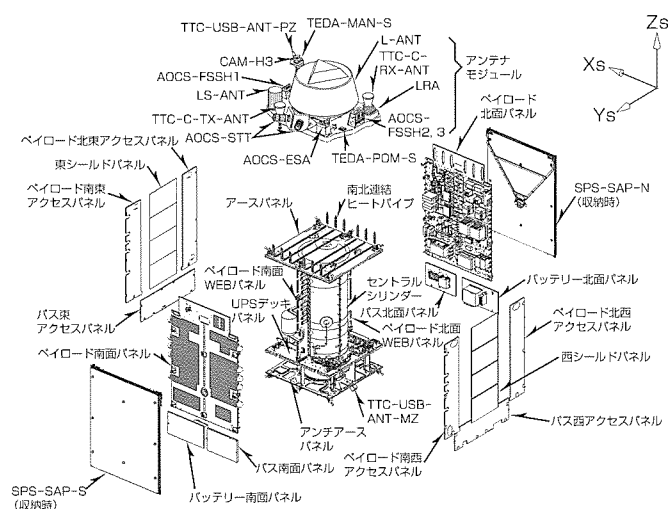


図3. 準天頂衛星初号機の構成

時計を載せるベースプレートには、軌道上で $20^{\circ}\text{C} \pm 5^{\circ}\text{C}$ という厳しい温度条件がある。また、測位関連機器を搭載する構体パネルに対しても、軌道一周における温度変動幅を 10°C 以内に抑える要求があり、高排熱型南北連結ヒートパイプで放熱能力を高めること等によって、温度変動幅を低減させている。

衛星の位置はユーザーに対する位置の基準であるため、人為的な外乱は与えずケプラー運動による自然な軌道をとることが望ましい。しかし、衛星軌道保持のためには、定期的な軌道制御が欠かせない。軌道の制御はサービス停止の時間を伴いシステムのアベイラビリティを低下させるため、その頻度を最小化する必要がある。このため、運用方法の最適化等によって、平均150日以上軌道制御間隔を得た。これによって、衛星バスの稼働率は0.995以上が可能となった。これらを考慮した準天頂衛星初号機の諸元を表1に示す。

準天頂衛星初号機開発では、文部科学省が総務省、経済産業省、国土交通省の協力を得て開発・実験を取りまとめ、衛星1機による技術実証・利用実証が進められる予定である。

4. 準天頂衛星の測位利用

4.1 測位補完

GPSユーザーは必ずしも視野の開けた環境におらず、ビル谷間、山間部等で可視衛星の数が限られ、測位性能が劣化する。このような環境で、システムの完成時には常に天頂方向に位置する1機の準天頂衛星は可視のGPS衛星とあわせて利用できるため、測位可能な時間率を増大させ、測位性能も改善する。また準天頂衛星は、日本近傍でのGPSのモニタ結果に基づくGPS衛星の健全性情報や日本周辺における電離層の状態を、航法メッセージを用いて配信する計画である。これによって、日本周辺のユーザーにとって、GPSのみの利用に比べ更に精度・信頼性の向上が期待される。

表1. 準天頂衛星初号機の諸元

項目	諸元	
打上げ	時期	平成22年度
	ロケット	H-IIA(H2A202)
軌道	離心率	0.099以下
	昇交点赤経	210度(初期)
	軌道傾斜角	39~47度
	軌道長半径	42,156km
	中心経度	135 ± 5 度
	近地点引数	270 ± 2 度
	周期	23時間56分
質量	4,100kg(ドライ質量:約1,800kg)	
設計寿命	10年(目標12年)	
発生電力	5.3kW以上	
ミッション機器	L帯測位信号	L1(L1-C/A, L1-SAIF, L1C), L2C, L5, LEX信号
	時刻比較信号	Ku帯 Up/Down

準天頂衛星が送信する従来型GPS互換信号及び近代化信号については、JAXAの準天頂衛星システム・ユーザインタフェース仕様書(IS-QZSS)⁽⁴⁾に詳述されている。

4.2 測位補強

GPSの単独測位で決定する位置は、様々な要因による系統誤差が生ずる。そこで、位置のわかった基準点で観測したGPS受信データに含まれる誤差要因を分析し情報を整理して効率的にユーザーに配信することで、ユーザーは正確な位置を知ることができる。測位補強技術は、DGPS(Differential GPS)やSBAS(Satellite Based Augmentation System)等のユーザー観測量の補正情報を提供する技術として発達し、DGPSでは地上通信波による情報提供を、またSBASでは静止衛星経由の情報提供がなされている。

準天頂衛星を利用した補強技術としては、現在、電子航法研究所の開発するサブm級補強(L1-SAIF信号: Submeter-class Augmentation with Integrity Function信号)と国土地理院の開発するcm級補強(LEX信号(L帯実験信号)を用いた測位補正技術)があり、いずれも電子基準点網の観測データを基礎として補強情報を生成する。配信される補強情報は測位信号と同じくL帯で送信されるため、補強ユーザーの端末は測位信号と補強情報の受信機能を一体化可能である。また、測位補完と同様、山間部の多いわが国のインフラとして天頂方向からのサービスが適している。

5. わが国の衛星測位基盤の発展に向けて

準天頂衛星初号機の開発を通じて、わが国は初めて地上系を含む総合的な衛星測位システムの技術を習得している。わが国が今後の社会インフラとして衛星測位を定着させていくため、既存の技術を発展させつつ、新たな技術を習得していく必要がある。また、3機構成の準天頂衛星システムの将来像として、さらに自立した地域測位衛星網の構想⁽⁵⁾などが議論されている。こうした構想を実現し実用化するためには、システムの冗長化や、日本周辺の衛星との協力など、様々な可能性につき検討が必要である。

なお、わが国では1,200点に及ぶ稠密(ちゅうみつ)な電子基準点網の生み出す観測データは、災害の影響を受けやすい日本国土の監視や地殻活動の把握、そして復旧等にGIS(地理情報システム)技術等を用いて大いに活用されている。この観測データは、測位補強における補正量推定の重要な基礎でもあり、その存在は世界的に高度なわが国の衛星測位利用を支えている。今後のマルチGNSS時代に向け、準天頂衛星の受信機能を含めた地上インフラへの維持発展が望まれる。

6. むすび

衛星測位は、一般の生活用ナビゲーションから産業用、そして地殻変動の監視等、多くの分野に応用が拡大している。これまでカーナビゲーションの利用などでGPSの利用大国であったわが国は、米国GPSの利用を前提としつつ、独自の準天頂衛星システム開発で一步を踏み出した。わが国にとって不可欠なインフラである衛星測位技術を、海外のGNSSと協調しつつ自立的に運用する地域衛星システムに発展させることで、日本にとって、さらに有益なユビキタス測位基盤を築いていくことが期待される。

参考文献

- (1) Sawabe, M.: Status of QZSS Project, Munich Satellite Navigation Summit 2006
- (2) Droz, F., et al.: On-Board Galileo RAIFS, current status and performances, Proc. of the 2003 IEEE IFCS and PDA Exhibition with the 17th EFTF (2003)
- (3) 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)
- (4) JAXA, 準天頂衛星システム ユーザインタフェース仕様書(IS-QZSS 1.0版) (2008)
- (5) 小暮 聡, ほか: 地域衛星測位システムへの発展構想, 第50回宇宙科学技術連合講演会 (2006)

SERVIS衛星 2号機

國井喜則*

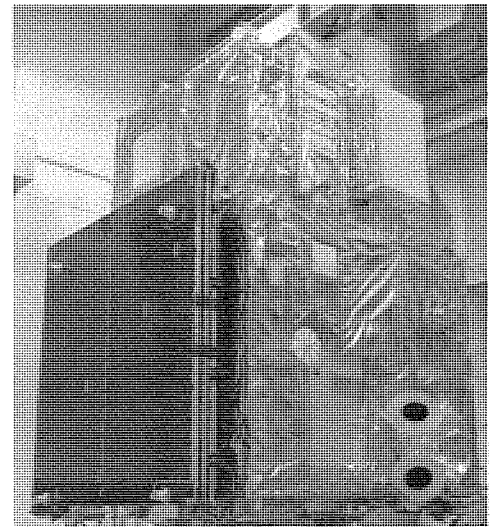
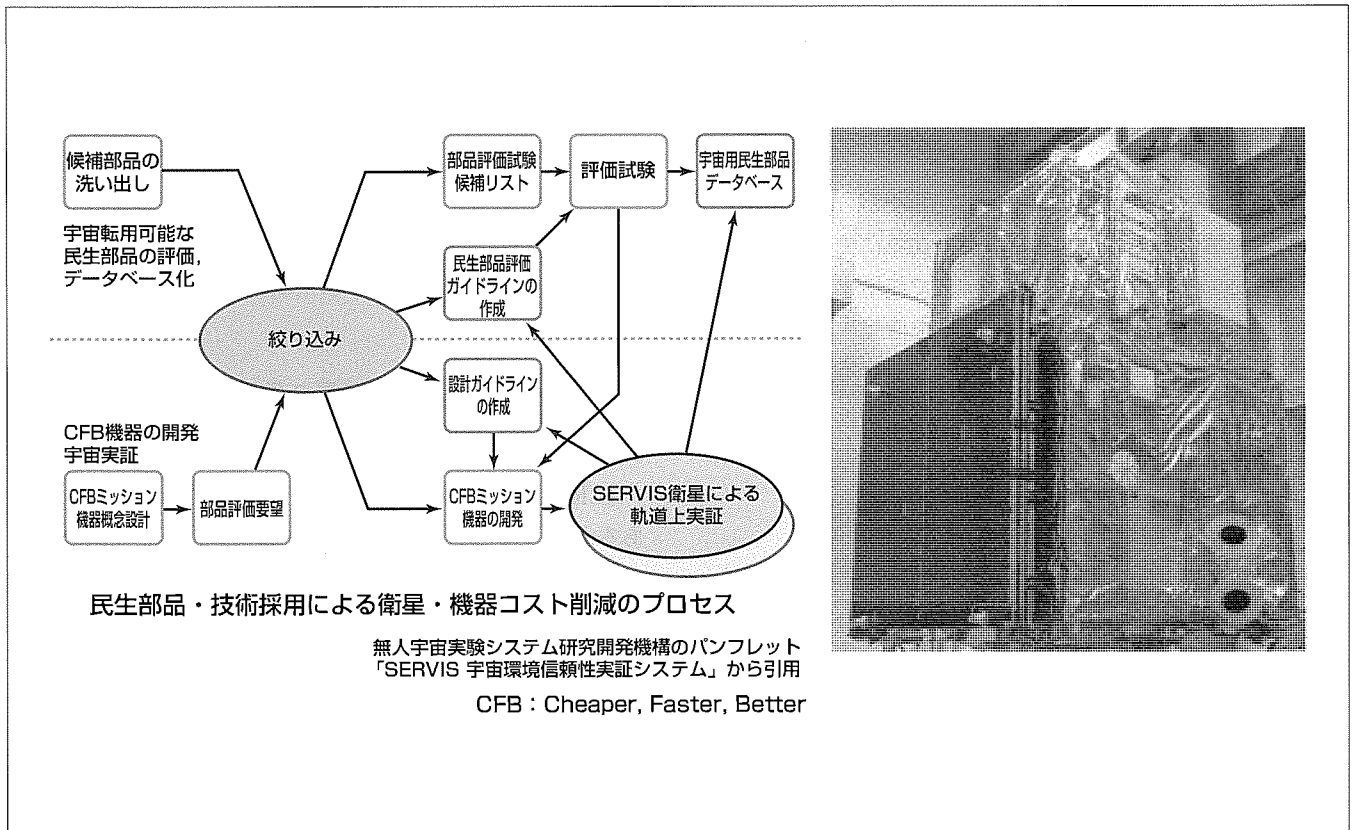
SERVIS-2 Satellite

Yoshinori Kunii

要 旨

宇宙環境信頼性実証システム (Space Environment Reliability Verification Integrated System : SERVIS) プロジェクトは、(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) から (財) 無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) が委託を受けて実施中の技術開発プロジェクトである。このプロジェクトでは、民生部品・技術の宇宙適用のためのデータベース構築と、民生部品の選定やそれを使った設計のためのガイドライン作成を目指し、地上での部品評価試験、地上試験で選定された民生部品を採用した宇宙用機器の開発、さらに開発した宇宙用機器を実際の宇宙環境で運用する宇宙実証を実施する。三菱電機は、実験機器の一部の開発と合わせて、主契約者として衛星システム

全体の開発を請け負っている。2003年10月には、SERVIS衛星1号機が打上げられ、2年間の軌道上運用を通じて、貴重な実験データが収集された。現在は、2009年6月の打上げを目指して、SERVIS衛星2号機の開発を進めている。2号機には、新たな実験機器が搭載されているが、その実施を支えるバス機器の部分には、無調整化トランスポンダ、スターセンサ統合型宇宙制御系、リチウムイオンバッテリー等、1号機での実験によって宇宙転用にめどが立った、民生技術をベースとした新技術が取り込まれており、衛星の軽量化、低コスト化、短納期化に向けた段階的な改良が進められている。



SERVISプロジェクトとSERVIS衛星2号機

SERVISプロジェクトでは、民生部品・技術を宇宙用に転用することによる衛星・機器のコスト削減の実証を図る。写真は、現在当社鎌倉製作所でシステム試験を実施中の、SERVIS衛星2号機である。

*鎌倉製作所(工博)

1. ま え が き

SERVISプロジェクトは、NEDOからUSEFが委託を受けて実施中の技術開発プロジェクトである。このプロジェクトでは、民生部品・技術の宇宙適用のためのデータベース構築と、民生部品の選定やそれを使った設計のためのガイドライン作成を目指し、地上での部品評価試験、地上試験で選定された民生部品を採用した宇宙用機器の開発、さらに開発した宇宙用機器を実際の宇宙環境で運用する宇宙実証を実施する。当社は、実験機器の一部の開発と合わせて、主契約者として衛星システム全体の開発を請け負っている。2003年10月には、SERVIS衛星1号機が打上げられ、2年間の軌道上運用を通じて、貴重な実験データが収集された。現在は、2009年6月の打上げを目指して、SERVIS衛星2号機の開発を進めている。

2. SERVISプロジェクトの概要

2.1 プロジェクトの目的

従来、宇宙機器には宇宙用の高信頼性部品が用いられ、高コストで長納期となる要因の大きな部分を占めていた。また、民生部品の市場に比べれば、宇宙用部品の市場規模は小さなものなので、性能向上への動きは遅く、部品メーカーの寡占化も進み、宇宙用部品はほぼ輸入に頼る実態となっている。このような情勢の中で、高性能化に向けた進歩が速く、大量生産によって品質の安定した一般民生部品を宇宙用部品に替えて使用することができれば、宇宙用機器の低コスト化、高機能化、短納期化が期待できる。入手容易な民生部品が使えるようになれば、国内宇宙機器メーカーの競争力強化にもつながる。しかしながら、宇宙用部品の使用環境は地上とは異なるので、実際に使える部品を選定するためのデータベースや、宇宙で使用する上で配慮すべき点をまとめた設計ガイドラインを構築することが、このプロジェクトの目的である。そのため、地上での民生部品評価試験を実施し、民生部品・技術を採用した実験機器を開発し、実際の宇宙環境で運用して、地上試験の結果と比較することが計画に含まれている。

2.2 宇宙実証

SERVISプロジェクトでは、それぞれ異なる実験機器を搭載する2度にわたる宇宙実証が計画され、当社は2機の衛星システムの開発を請け負っている。1号機は2003年10月に打上げられ、2年間の軌道上運用が終了しており、現在は、2009年6月の打上げに向けて、2号機を開発中である。2号機には、1号機での宇宙実証の成果が取り込まれた先進的バス機器が採用され、実際に衛星システムの中で使用することで、システムとしての実証も行われる計画となっている。1号機には9つの実験機器が搭載されたが、そのうち当社は、スターセンサ統合型宇宙機制御装置

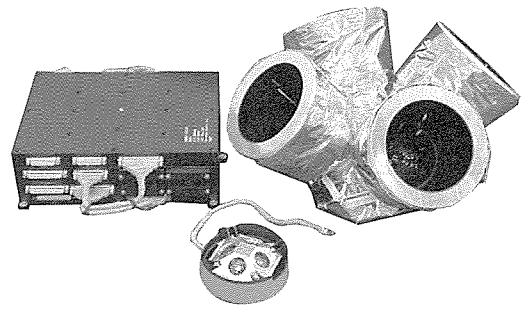


図1. スターセンサ統合型宇宙機制御装置

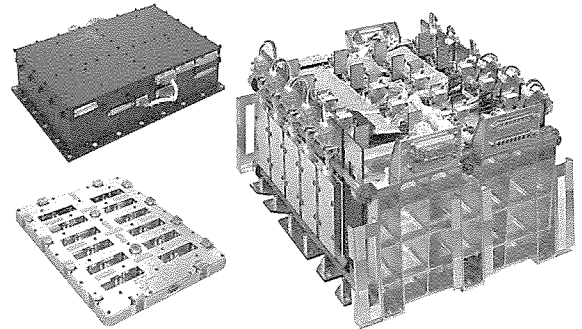


図2. リチウムイオンバッテリーシステム

(SIS, 図1)と、リチウムイオンバッテリーシステム(LiB, 図2)の開発を担当した。SISは、民生用のCCD(電荷結合素子)をセンサ部に使用し、民生用のCPU(Central Processing Unit)を制御装置の中に使用しており、姿勢制御とデータ処理の機能を一つの装置の中に統合したものである。1号機での宇宙実証によって、宇宙放射線によるCCDの劣化特性にかかわるデータの取得や、それに対する対策の有効性の検証が行われ、2号機でのバス機器として採用につながっている。LiB実験では、リチウムイオンバッテリーについて当社としては初めてのフライト実績が得られ、これも2号機でのバス機器としての採用につながっている。

3. SERVIS衛星2号機の特長

3.1 システム概要

SERVIS衛星2号機の外観(図3)は1号機とほぼ同様であるが、3枚パネルで構成された太陽電池パドルを2翼持ち、軌道上で展開した場合差し渡し10.2mとなる。高さは約2.3mであり、打上げ時の質量は、60kgの推薬を含め740kgである。当社が開発している最近の衛星としては最軽量のラインアップに相当する。

3.2 構造・熱制御

大小2つの箱と太陽電池パドルから構成される構造だが、小さい方の箱は主として実験機器を搭載するペイロードユニット(PLU)と呼ぶモジュールであり、実験運用を支えるバス機器は大きい方の箱のバス構体に収められている。バス構体はセントラルシリンダとハニカムパネルで構成さ

れ、セントラルシリンダの一端がロケットとの結合面、他の一端がPLUとの結合面となっているので、PLUに換えて大型の観測センサを搭載することも容易である。熱制御に関しては、発熱の大きな機器の搭載面には放熱しやすい表面特性を与え、低発熱の部分は多層断熱材で覆い、ヒーターの制御と合わせて許容温度範囲を維持する設計となっているが、ヒーターオン・オフの設定温度は可変であり、設計上及び運用上の自由度も確保されている。

3.3 姿勢・軌道制御

2号機の制御系には、1号機の実験として搭載されたスターセンサ統合型宇宙機制御系の技術が採用されている。民生用CCDカメラを採用したスターセンサと、民生用のCPUを採用した制御装置が主系として使用される。民生用CPUは宇宙放射線によって誤動作する可能性が高いため、複数のCPUを同時に動作させ、多数決によって誤動作した系統を検出し、障害があっても運用が継続できる構成としている。従来の姿勢制御系は、地球センサと太陽センサによって基準となる2方向を検出する方式であったが、軌道を周回する衛星から常に地球と太陽が見えているわけではないので、ジャイロセンサによって姿勢の変化率を計測し、それを積分して姿勢を計算する方式であった。SERVISのスターセンサは、5等星以上の星を検出し星座を認識して、軌道上のどこにいても直接姿勢を検出するものなので、高精度のジャイロセンサは不要であり、積分に伴う誤差も生じない。なお2号機では、確実に宇宙実験を実施するため、スターセンサによる姿勢制御系に加えて、バックアップとして従来型の姿勢制御系も備えた、機能冗長構成としている。

3.4 通信・データ処理

通信系にも1号機での実験の成果が取り入れられており、Sバンドの無調整化トランスポンダ(送受信機)が主系として採用されている。アップリンクは4kbps、ダウンリンクは高速モードで256kbpsの回線容量があり、軌道決定のためのレンジング運用にも対応している。なお通信系についても、確実な実験運用のための冗長構成として、実績のある従来型のSバンド送受信機が従系として搭載されている。

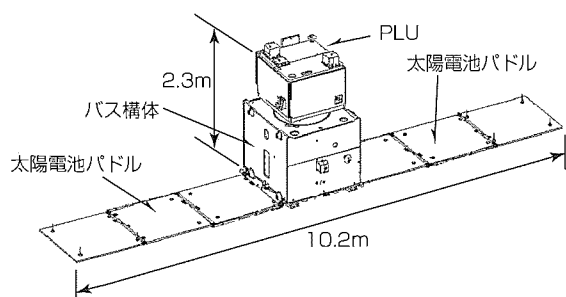


図3. SERVIS衛星2号機の外観

データ処理系には、CCSDS(宇宙データシステム諮問委員会)勧告準拠のバケットコマンド・テレメトリ方式が採用されており、標準的な追跡管制システムとの適合性が確保されている。データレコーダには、民生用のDRAM(Dynamic Random Access Memory)が採用されており、1Gビット×2(冗長系分)の容量があるが、容量を追加することが容易な設計となっている。

3.5 電源

バス電圧は32~52Vの間で変動するが、小型衛星に適したバッテリーバス方式が採用されている。電源系にも1号機の成果が取り入れられ、50AHのリチウムイオンバッテリーが採用され、小型軽量化が達成されている。

3.6 太陽電池パドル

1号機と同様、高効率NRS/BSF(Non Reflective Surface and Back Surface Field)型シリコンセルを張り付けた3枚パネルの太陽電池パドルが2翼あり、最大発生電力は1,300Wである。

3.7 推進

推進系も1号機と同じ設計であるが、バス構体の底面側のパネルにモジュール化されて配置されており、1液式のヒドラジンスラスタ6本の組合せによって、3軸の姿勢と軌道を制御する。ただし、推進系は2系統の待機冗長構成であり、スラスタは合計12本である。推進タンクはバス構体のセントラルシリンダの内側に収納されるが、容量126kgのところ、1号機の運用結果から予想される姿勢外乱を考慮して、2号機では60kgの推進剤を搭載する。

4. 実験機器

SERVIS衛星2号機には、新たな実験機器が全部で9つ搭載されているが、そのうち当社が開発を担当しているのは、先進衛星構体実験(ASM, 図4)、先進測位実験(APE, 図5)、及び、RF-MEMS(Radio Frequency-Micro Electro Mechanical Systems)実験(図6)の3つである。ASMは、構体として使用されるハニカムパネルのコアの部分に通信機能や電力供給機能を持った電子機器を埋め込むことで、電子機器の筐体(きょうたい)を省略しつつ、パネル表面は他の機器の搭載に利用しようとするもので、衛星の一層の小型軽量化を進めるための手段である。小型化のため、電子部品の実装方法には民生技術が取り込まれている。APEは、車載用のGPS(Global Positioning System)受信機

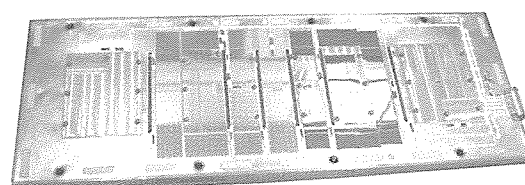


図4. 先進衛星構体実験装置

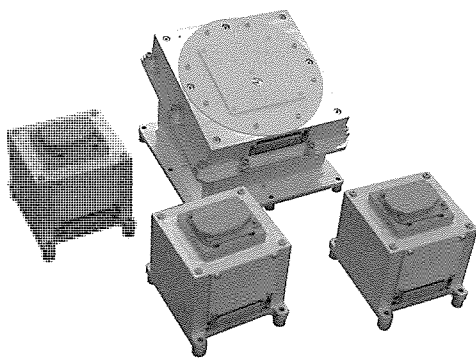


図 5. 先進測位実験装置

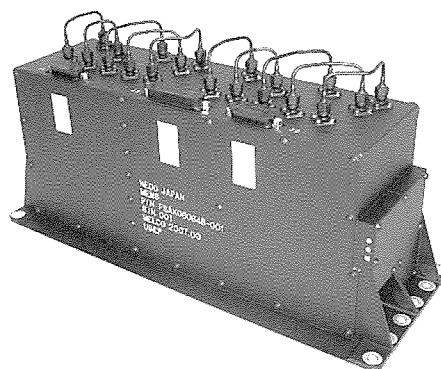


図 6. RF-MEMS実験装置

の一部を改修し、衛星の軌道決定や姿勢決定に用いようとするもので、宇宙用に開発された高性能で高価なGPS受信機に対して、ほどほどの性能を安価に実現しようとするものである。RF-MEMS実験は、半導体製造工程を利用した微細加工技術で製造された機械接点のスイッチによって、RF信号のオン・オフを軌道上で繰り返し試験し、長期間の特性変化を確認しようとするもので、宇宙用通信機器の小型化、省電力化をねらうものである。

5. システム試験

現在SERVIS衛星2号機は、約1年をかけてシステム試験を実施中である。一連の試験には、衛星が打上げ時に経験する振動、音響、衝撃や、軌道上での熱真空環境を模擬する試験と、その前後で電気的な性能が変わらないことを確認するための電気性能試験が含まれている。3章で述べたように、2号機は1号機での成果を取り込んだ新規開発の機器を主系として用い、実績の豊富な従来型の機器をバックアップとして備えており、方式の異なる二つのシステムが一つの衛星に同居する構成となっているので、試験で確認すべき項目が多く、電気性能試験には通常よりも長い時間がかかっている。2号機の軌道上運用の実績が得られれば従来型の機器によるバックアップは不要となり、衛星システムが軽量化できるとともに、システム試験の期間も短縮できるので、その点でも衛星開発の低コスト化、短納期化に向けての前進が期待できる。

6. 打上げ及び軌道上運用

2号機の打上げについては、USEFが2006年度に内外の衛星打上げサービス提供者に提案を求め、技術的な条件とコストとを合わせて比較検討した結果、1号機と同様に、EUROCKOT社のROCKOTによって打上げることが決ま

った。ロシアのプレセック射場からの打上げとなるが、当社は衛星を射場に輸送したのちロケット側に引き渡すまでの、衛星の輸送後点検と推進充填(じゅうてん)を主とする射場作業を請け負っている。

2号機は、高度1,200kmで地球を南北に、昼と夜との境界線上を周回する軌道に投入される。通常の周回型の地球観測衛星等よりは高い高度で運用されることになるが、計画されている1年間の実験運用期間で、より厳しい宇宙放射線環境を負荷し、加速的な試験ができるように配慮されている。

打上げ後は、宇宙航空研究開発機構(JAXA)の所有する既存の衛星追跡アンテナ等を経由して、都内のUSEFオフィスの一角に設置されたUSEF運用管制センター(USOC)で衛星の状態をモニタし、衛星に対する指令を送信するシステムとなっている。当社はUSOCのシステム開発にも参加し、運用の省力化を検討してきた。また当社は、衛星運用についての技術支援を請け負っているが、鎌倉製作所内にもUSOCの分室を設置し、地上の通信回線を介して分室でも衛星の状態をモニタできるようにし、運用計画立案作業の効率化を図る検討を進めている。

7. むすび

2009年6月予定のSERVIS衛星2号機の打上げ、及びそれに続く宇宙実証を成功させることで、民生部品・技術の宇宙転用というアプローチによる宇宙機器の低コスト化、高機能化、短納期化に向けて、更なる前進ができるものと期待している。また、2号機に新規採用された先進的のバス機器について、衛星システムとしての運用実績を積むことで、将来の衛星ユーザーにこのクラスの衛星の有用性、信頼性を理解してもらうための強力な材料が得られるものと期待している。

衛星通信ミッション技術

針生健一*
舟田雅彦**
高津寿三鈴**

Features of Communication Mission Technology for Satellite

Kenichi Hariu, Masahiko Funada, Sumire Takatsu

要旨

2008年10月、国産初の民間衛星オペレータ向け商用衛星であるスーパーバード^(注1)7号機のスカパーJSAT^(株)への軌道上納入を完了し、運用が開始された。さらにこの実績を踏まえ、同時期にシンガポールの商用通信衛星ST-2を受注し、三菱電機の商用通信衛星の国内外への競争力が着実に拡大しつつある状況である。

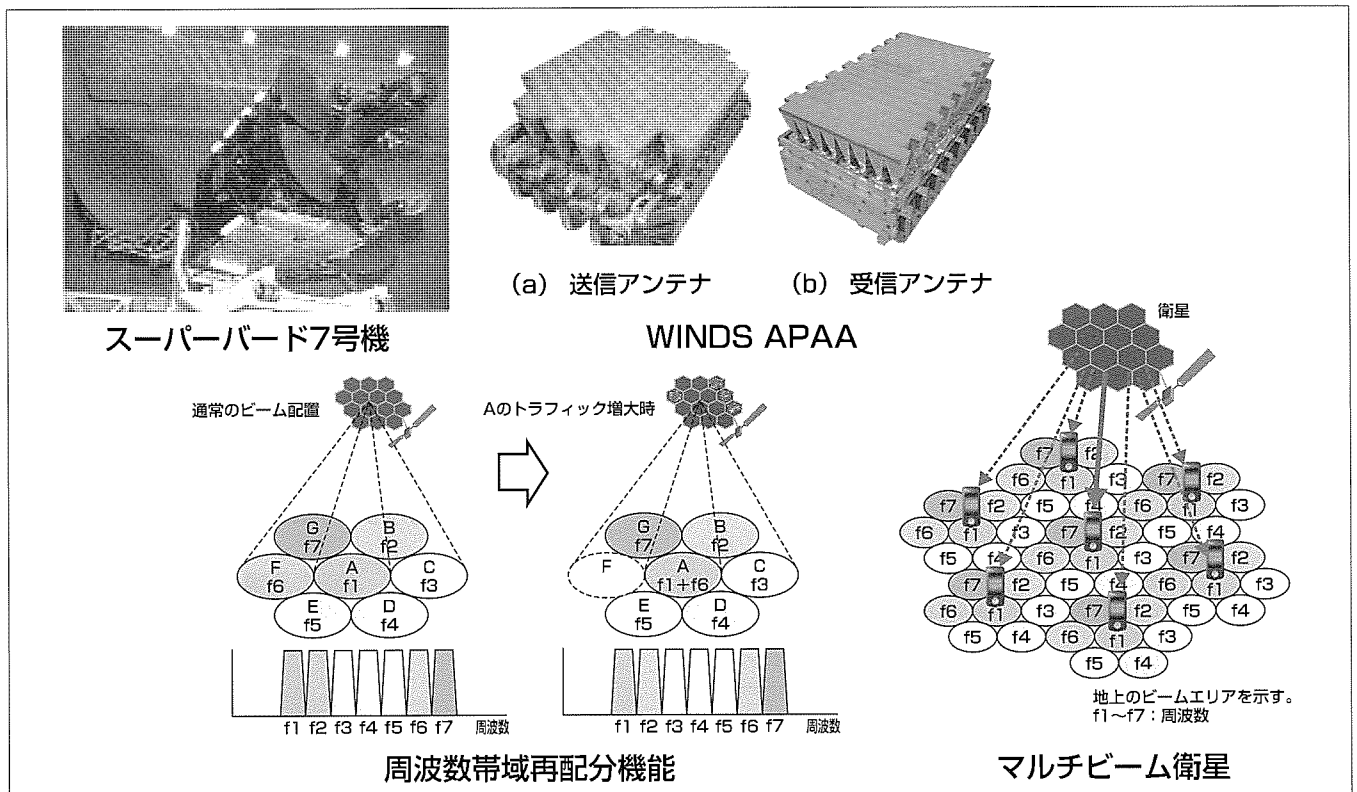
今後商用衛星事業の更なる拡大のためには、様々なニーズに対応するため衛星通信ミッション技術の一層の向上を図る必要がある。

近年、海外の通信衛星事業者から、複数ビームの柔軟な周波数配置、電力配分が可能で、小型の地上端末と通信が可能なマルチビーム／リコンフィギュラブルアンテナ等の高機能アンテナを搭載した通信衛星の需要が増加している。当社では将来の実用化を目指し、宇宙航空研究開発機構

(注1) スーパーバードは、スカパーJSAT^(株)の登録商標である。

(JAXA)開発の超高速インターネット衛星“きずな”(Wideband InterNetworking engineering test and Demonstration Satellite: WINDS)搭載用の2ビームの送信・受信APAA(アクティブフェーズドアレーアンテナ)の開発実績をベースに、デジタルビームフォーミング(DBF)とTWTA(Traveling Wave Tube Amplifier)に代わる高出力、高効率の高出力増幅器として期待されるGaN(ガリウムナイトライド)SSPA(Solid State Power Amplifier)を適用した、高機能マルチビーム通信ミッション開発に取り組んでいる。

本稿では、スーパーバード7号機用通信サブシステム及びWINDS搭載用APAAの実績と特長を述べるとともに、次世代衛星通信ミッションである高機能マルチビーム通信ミッションの開発構想について述べる。



衛星通信ミッション技術

次世代衛星通信ミッションであるマルチビーム衛星の概念図と、マルチビームアンテナによる周波数再配分機能を示す。また、そのベースライン技術となるスーパーバード7号機とWINDS用送信・受信APAAの製品写真を示す。

*鎌倉製作所(工博) **同製作所

1. ま え が き

国産初の民間衛星オペレータ向け商用衛星であるスーパーバード7号機の成功、さらにシンガポールの商用通信衛星であるST-2の受注を経て、当社の商用通信衛星製造の国内外への競争力が着実に拡大しつつある状況である。

今後商用衛星事業の更なる拡大のためには、様々な顧客要求に対応するため衛星通信ミッション技術の一層の向上を図る必要がある。

本稿では、現在の衛星通信ミッション技術の代表例としてスーパーバード7号機の通信サブシステムの機能、構成、試験の概要について述べる。次に今後の高機能衛星通信ミッションへ適用する技術のベースラインとなる超高速インターネット衛星“きずな”(WINDS)搭載用の2ビームの送信・受信APAA(アクティブフェーズドアレーンテナ)の開発実績と特長について述べる。

最後に、次世代衛星通信ミッションとして現在取り組んでいる高機能マルチビーム通信ミッションの開発構想について述べる。

2. スーパーバード7号機用通信サブシステム

スーパーバード7号機は2008年8月に打上げられ、その後軌道上試験を経て2008年10月に軌道上での引渡しを完了した。すでにスーパーバードC号機の後継であるC2号機として運用に供されている。

スーパーバード7号機の通信サブシステムの主要諸元を表1に、また概略構成を図1に示す。周波数帯域は受信14GHz帯、送信12GHz帯のKuバンドであり、全28chの中継器を持つ。高出力増幅器には100W出力のTWTを用いている。日本ビーム、北東アジアビーム、南東アジアビーム、可動ビームの4つのビームを持ち、異なるビーム間受信が可能となるビーム切替機能を持つ。可動ビーム以外の3つのビームに対応するアンテナには、送受共用の鏡面

表1. スーパーバード7号機用通信サブシステムの主要諸元

周波数	Kuバンド(受信 14GHz帯, 送信 12GHz帯)
搭載ビーム	日本ビーム 北東アジアビーム 南東アジアビーム 可動ビーム
中継器	全28ch (27MHz 20ch 36MHz 8ch)
増幅器出力	100W/ch
軌道位置	東経144度

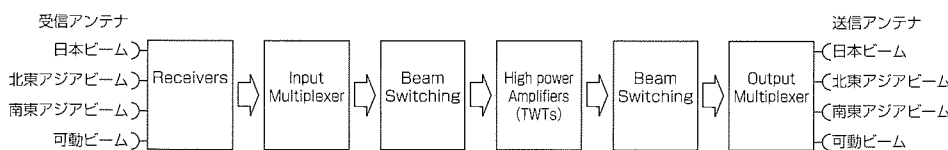


図1. スーパーバード7号機用通信サブシステムの概略構成

修正オフセットグレゴリアンアンテナを用いており、日本ビーム、南東アジアビームは展開アンテナで高いアンテナゲインを実現している。これらの3つのビームは、ビームエリア内の利得アップとエリア外のアイソレーション特性を高めるため、高度鏡面修正技術によって精度の高い成形ビームを形成している。アンテナ鏡面は、3軸織りCFRP(炭素繊維強化プラスチック)薄膜面(メンブレン)を用いて超軽量化を図っている。

受信アンテナと送信アンテナ間を接続する中継器を構成する増幅器、フィルタ、スイッチ等の機器は、衛星の南面パネルと北面パネルの内側に搭載されている。インテグレーションでは入力側の機器から順に搭載し、部分的な電気試験によって性能の調整及び接続部のワークマンシップの確認を行いながら、最終的な衛星の形であるシステムレベルまで組み上げる。図2に通信サブシステムの地上試験フローを、図3にパネル試験風景を示す。パネル単位で実施するパネル試験のあと、衛星全体を組み上げ、システム試験を実施する。システム試験では環境試験前後及び熱真空環境下での入出力特性、周波数特性、線形性など、通信性能仕様にかかわる電気特性評価を行う。システム試験の最後に中継器とアンテナを接続し、コンパクトレンジ(CATR)試験で最終構成でのアンテナパターン試験、通信性能試験を実施する。さらに、衛星打上げ後、軌道上試験として地上から信号を送受信し、衛星のアンテナパターン試験と通信性能試験を実施し、軌道上での性能とハードウェアの健全性を確認する。

通信性能試験で、すべての接続性を確認するための試験パスは数百にも上るため、効率的な試験システムの構築が商用通信衛星の納期、コスト削減の大きな要素となる。スーパーバード7号機では通信サブシステム自動試験装置の導入によって複数のビームの並行測定を実施することで試

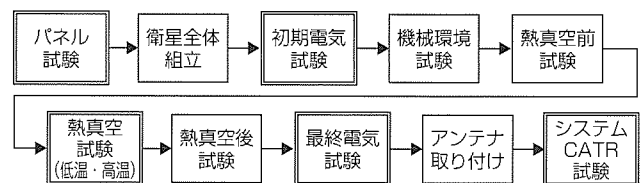


図2. 通信サブシステムの地上試験フロー

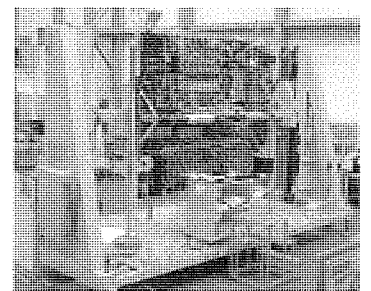


図3. スーパーバード7号機用通信サブシステムのパネル試験風景

験期間の短縮を実現した。さらに、この試験を通して試験手順、データ評価ツールなど、今後の通信衛星試験のベースとなる技術を確認した。

3. WINDS用APAA

超高速インターネット衛星“きずな”(WINDS)は、衛星を利用した超高速・大容量データ通信の技術開発・実証を目的とし、JAXAと情報通信研究機構(NICT)が共同で開発を進めた⁽¹⁾。WINDSは2008年2月23日にH-IIAロケット14号機によって打上げられ、クリティカル運用、初期機能確認運用を経て2008年7月に定常段階へと移行し、各種の通信実験に供されている⁽²⁾。

WINDSには、ミッション機器の一つとして当社が開発を担当したKa帯APAAが搭載されている。APAAは送受信それぞれ128のアンテナ素子と、各アンテナ素子に設けられた小型高密度RF(Radio Frequency)モジュールによって送受各2ビームを独立に電子走査でき、図4に示すように地球上のほぼ全域に通信が可能である。APAAの最大の特長は、ビーム走査範囲内であれば任意の地点間で通信ができることである。この特長を生かし、国内外を問わず災害時等に場所を選ばず通信回線を確保できることから、社会的・国際的にも期待が寄せられている。

なお、APAAは軌道上初期機能確認で、広域電子走査アンテナを使用した通信としては世界最高速度となる622Mbpsの高速データ通信に成功するなど、機能・性能を満足した結果を得るとともに、構成機器の健全性も確認されている⁽²⁾。

APAAの主要諸元を表2に示す⁽³⁾。APAAは主に送信アンテナ、受信アンテナ及びこれらを制御するビーム制御回路(BSC)、これらに電源を供給するDC/DCコンバータ(DC/DC)、ヒーター制御を実施するヒーター制御回路

(HCU)、バス電圧をAPAA内部で分配する電力分配器(PDU)から構成される。受信アンテナは、各々128の素子アンテナから構成される。送信及び受信アンテナともに2ビームを実現するために、各素子アンテナに対して2個の移相器を持ち、MMIC(モノリシックマイクロ波集積回路)を用いた高密度実装設計のモジュールの採用によって小型化を実現している。また、高出力増幅器及び低雑音増幅器もMMICを用いて小型化しており、さらに、APAAの低消費電力、軽量化を実現している。APAAのビーム制御はBSCで実施する。BSCは送信及び受信アンテナそれぞれ2ビームに対応した移相器(5ビットデジタル移相器)を独立制御する機能を持つ。また、BSCは多様な通信に対応でき、例えば、SS-TDMA(Satellite Switched Time Division Multiple Access)モードでは、高速(2ms)でビーム方向を切り換え、1ビームにつき最大8か所の方向での運用を可能とし、軌道上での温度変化によらずEIRP(Equivalent Isotropically Radiated Power)やG/T(Gain to noise Temperature ratio)を一定に保つための、可変減衰器によるアンテナ利得制御機能を持っている。さらに、軌道上でのAPAA健全性確認のためのモード(移相器自動設定モード)に対応でき、APAAの各素子の移相器を自動で連続的に設定し、地上-衛星間でREV法(素子電界ベクトル回転法)を用いた自己診断が可能な機能を持っている。

このAPAAの開発を通し、フェーズドアレーアンテナ搭載用の小型高密度RFモジュールの開発、ビーム形成回路の高密度実装技術、ビーム制御回路技術を確認した。これらは4章で述べるマルチビーム/リコンフィギュラブルアンテナ開発のベースラインとなる技術である。

なお、WINDSでは送信APAA用の高出力増幅器として、GaAs(ガリウム砒素(ひそ))MMICを用いていたが、現在、

APAA(可動ビーム)によるカバレッジ
・送受とも2ビーム
(APAAの通信諸元を前提とした性能保証の範囲であり、
ビーム指向は本範囲外へも実施可能)

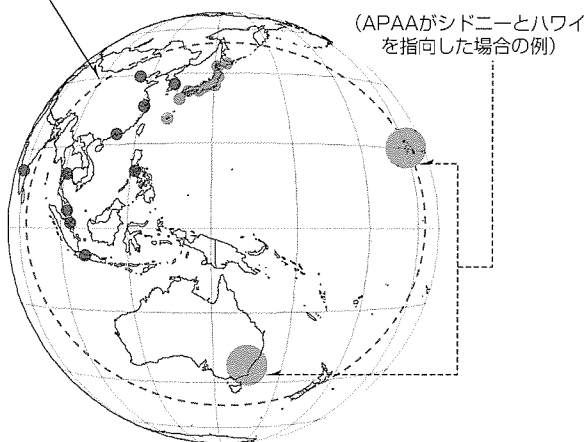


図4. APAA通信カバレッジ

表2. WINDS用APAAの主要諸元

項目	単位	APAA	
		送信アンテナ	受信アンテナ
アンテナ形式	-	直接放射フェーズドアレーアンテナ方式	
APAA寸法	mm	1,510×990×1,530	
APAA質量	kg	183	
アレー開口寸法	mm	649×539	287×468
周波数	GHz	17.7~18.8	27.5~28.6
素子数	-	128	128
偏波	-	直線偏波	
ビーム走査範囲	deg	長軸: $\theta = 8$ 以内, 短軸: $\theta = 7$ 以内 $\phi = 0 \sim 360$ の楕円(だえん)範囲内	
ビーム数	-	2	2
EIRP	dBW	54.6 /1波 52.1 /2波	-
G/T	dB/K	-	7.1
移相器ビット数	bit	5	5
モード	-	SS-TDMAモード 連続波モード	SS-TDMAモード 連続波モード
ビーム走査タイミング	ms	2(TDMAモード)	
消費電力	W	750以下	

TWTA相当の出力，効率の得られるGaN(ガリウムナイトライド)SSPAの開発を実施中であり，次世代のマルチビームアンテナへの適用を目指している。

4. 次世代衛星通信ミッションの展望

近年，国内外の通信衛星で，複数ビームの柔軟な周波数配置，電力配分が可能で，小型の地上端末と通信が可能なマルチビーム／リコンフィギュラブルアンテナ等の高機能アンテナを搭載した通信衛星の需要が高まっており，災害時の移動体通信用等への適用が検討されている。マルチビーム衛星の概念図を図5に示す。マルチビームアンテナは，複数のアンテナ素子からなる1次放射器アレー，デジタルビーム形成回路及び直径数十m規模の反射鏡で構成され，100ビーム超のマルチビームが形成可能である。複数のビームに異なる周波数チャンネルを割り当てることができるため，周波数帯域が繰り返し利用でき，周波数帯域の有効利用が可能である。

図6はマルチビームアンテナによるビーム再構成機能の一例を示す。基本ビームとは，通信トラフィックなどから想定される最も細いビーム幅のビームをもとに設定されたビームであり，カバレッジエリア内に密に配置されている。通常時は海上などのトラフィックの小さいエリアは複数の基本ビームエリアを組み合わせる運用ビームとする。災害時など，トラフィックの増減に応じてビームエリアを再構築することができるため，周波数帯域の有効利用が可能である。また，扉ページに周波数帯域再配分機能を表す図を示す。これはビームエリアは固定であるが，トラフィックに応じて各ビームの使用周波数帯域を増減できる機能である。

このように，マルチビームアンテナは各エリアのトラフィックに応じて，ビームエリア及び各ビームに割り当てる帯域・電力配分を柔軟に制御できる機能を持つため，災害・平常時に通信負荷をフレキシブルに再配分したり，降雨減衰が大きい地域に電力を集中配分する増力ビームを形成する等，通信衛星及び放送衛星の高機能化が実現できる。このようなマルチビームアンテナを実現するため，次の要素技術の開発を進めている。

- ①デジタルビームフォーミング(DBF)技術確立
- ②チャネライザ／スイッチング技術確立
- ③小型・軽量・高耐電力の素子アンテナ／給電回路実現
- ④高効率GaN SSPA及び小型マルチポートアンプ(MPA)技術確立

5. むすび

当社はスーパーバード7号機及びWINDS搭載用APAA

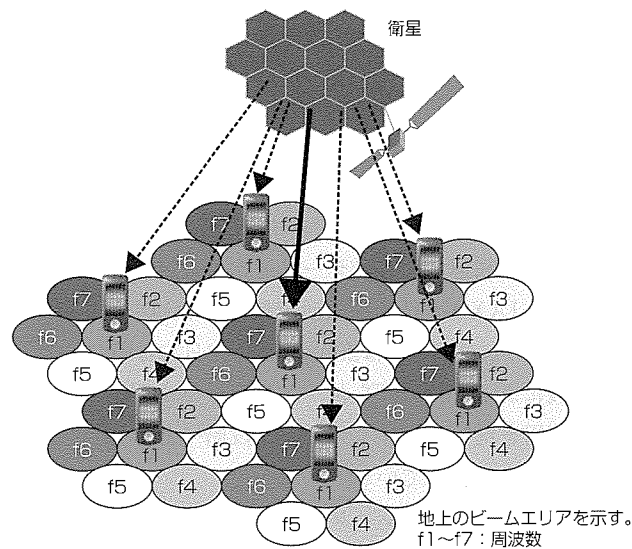


図5. マルチビーム衛星の概念図

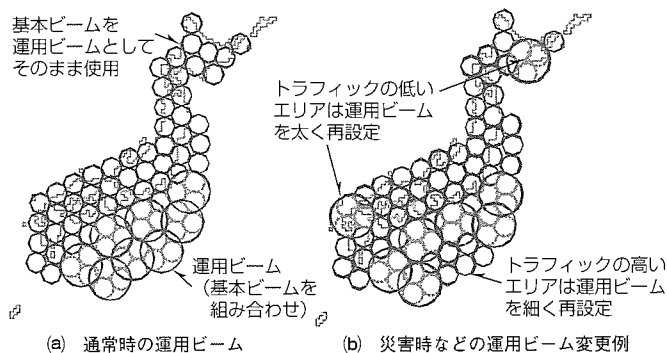


図6. 運用ビーム再構築機能の概念図

の開発を通して，通信サブシステム及びマルチビームアンテナの設計・製造技術を確認した。これらの実績をベースに，今後次世代衛星通信ミッションのキーとなる高機能マルチビーム通信ミッションの開発を進め，各種海外商用衛星及び国内通信／放送衛星への適用につなげる。

参考文献

- (1) Maeda, T., et al.: WINDS Satellite Bus Subsystem, Proc. 25th AIAA ICSSC, AIAA-2007-3268, Korea (2007-4)
- (2) 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)
- (3) 北尾史郎, ほか: 超高速インターネット衛星“WINDS”搭載Ka帯アクティブフェーズドアレイアンテナ(APAA), 三菱電機技報, 79, No.8, 529~532 (2005)

GaNデバイスを用いた 衛星搭載用高出力S帯SSPA

清野清春*
平野拓也*
松永 誠**

S-Band High Power GaN Solid State Power Amplifiers for Space Satellites

Kiyoharu Seino, Takuya Hirano, Makoto Matsunaga

要 旨

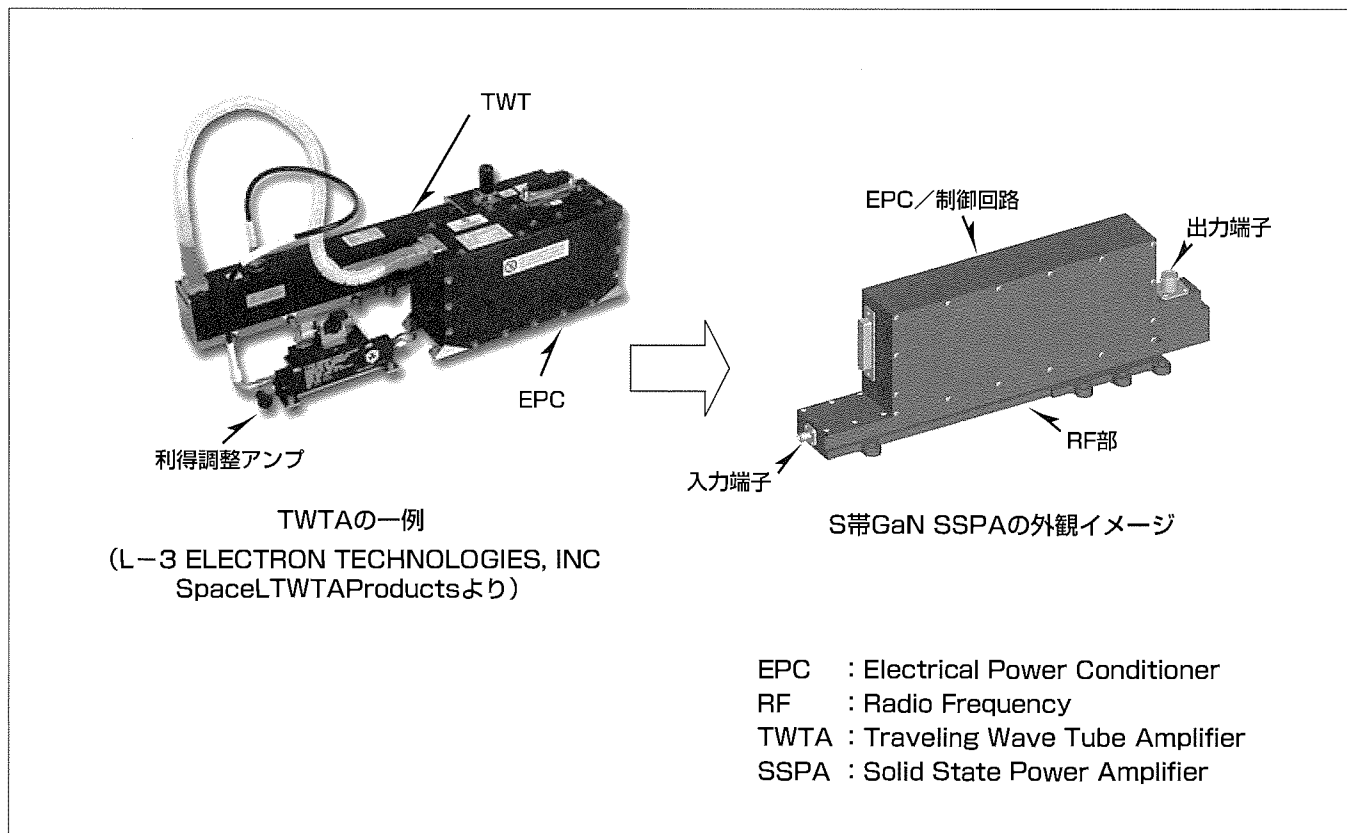
GaN(ガリウムナイトライド)デバイスはエネルギーバンドギャップが広いことにより高い絶縁電界強度が得られ、またHEMT(High Electron Mobility Transistor)構造にした場合高いキャリア濃度が得られることから、Si、GaAsを用いた高出力増幅器(HPA)に比べ高出力、高効率性能が期待できる。そのため、多方面で開発が進められ、最近では、L、S帯など比較的低い周波数帯では実用化レベルに達している。

宇宙応用としてGaNデバイスは、その広いバンドギャップ特性から放射線に強く、その優れた耐放射線特性が確認されている。さらに、衛星の小型・軽量化の要求が強まる中、高出力増幅器として、GaNデバイスを用いたSSPA(Solid State Power Amplifier)でTWTA(Traveling Wave Tube Amplifier)置換を実現することが期待される。特に、

衛星の電源容量、排熱の制約からSSPAの効率はキーとなる性能であり、TWTA置換のためには効率でTWTAに匹敵することが最優先課題であった。

三菱電機では、S帯でGaNデバイスを用いたSSPAを開発し、基本的な性能を検証した。その結果、EPC(Electrical Power Conditioner)込みで効率53.8%、出力148.6WとTWTAに匹敵する電気性能が得られた。また、フットプリント、質量でTWTAに比べそれぞれ60%、40%以下を達成し、TWTA置換可能な性能が得られていることを確認した。

GaNは高出力用としては理想に近いデバイスである。今後、高効率、高周波数化に向けて、更なるブレークスルーが期待されるが、その動向は衛星産業にとって、方向・針路に多くの影響を与えることになると思われる。



TWTA置換を目指したGaN SSPAの開発

高出力、高効率を得られるGaNデバイスの実用化に伴い、SSPAによるTWTA置換の期待が高まっている。今回、S帯でGaN HEMTを用いたSSPAを開発した結果、効率53.8%、出力148.6WとTWTAに匹敵する電気性能を得るとともに、フットプリント、質量でTWTAに比べそれぞれ60%、40%以下を達成し、TWTA置換可能な性能が得られることを確認した。

1. ま え が き

GaNデバイス、エネルギーバンドギャップが広い(Wide Band Gap)ため高い絶縁電界強度が得られ、またヘテロ接合構造で高いキャリア濃度が得られるため、Si、GaAsを用いた高出力増幅器(HPA)に比べ高出力、高効率性能が得られる。そのため、多方面で開発が進められ、最近では、L、S帯など比較的低い周波数帯では実用化レベルに達している。

宇宙応用としてGaNデバイスは、その広いバンドギャップ特性から放射線には強く、その優れた耐放射線特性が確認されている⁽¹⁾⁽²⁾。さらに、衛星の小型・軽量化の要求が強まる中、高出力増幅器として、GaNデバイスを用いたSSPAでTWTA置換を実現することが期待されるようになっている⁽³⁾。特に、衛星の電源容量、排熱の制約からHPAの付加効率(PAE)はキーとなる性能であり、TWTA置換のためにはPAEでTWTAに匹敵することが最優先課題であった。

当社では、S帯でGaN HEMTを用いたSSPAを開発し基本的な性能を検証した。その結果、EPC込みの付加効率53.8%、出力148.6W(温度60℃で)とTWTAに匹敵する電気性能が得られた。また、フットプリント、質量でTWTAに比べそれぞれ60%、40%以下を達成し、TWTA置換可能な性能が得られていることを確認した。

2. S帯GaN SSPAの構成

2.1 目標性能

表1にTWTAの性能に対し、S帯GaN SSPAとしての目標性能を示す。SSPAの効率はTWTAに一步譲るが、質量、フットプリントでは大幅な低減を目指す。

2.2 最終段GaN FET

ユーティリティデバイス(株)製180W級デバイス(EGN21A-180IV)を用いた。印加ドレイン電圧(Vds)は50V、チャネル温度(Tch)は200℃以下が推奨されており、2.1~2.2GHz帯で、利得15dB、約7dBバックオフ時の出力電力45dBmでのドレイン効率は32%のものである。

2.3 SSPAの構成

図1に試作したSSPAの構成とRF(Radio Frequency)部構造写真を示す。SSPAはマイクロ波信号を増幅するためのRF部、約50~100Vの一次側の電圧を所望の電圧に変

表1. S帯GaN SSPAの目標性能

TWTAの性能		SSPAの目標値
周波数	S帯	
出力電力	70~150W	140W
効率	60%	50%以上
質量	2,600g	1,000g
フットプリント	360cm ²	200cm ²

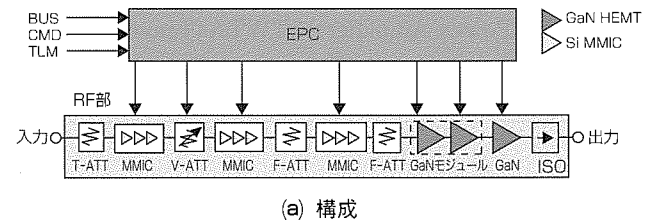
換してRF部に供給するためのEPCからなる。フットプリントを小さくするために、特に熱的に厳しいRF部は筐体(きょうたい)の底面に、また、EPCは筐体の側面に実装する構造である。

RF部には利得約15dBのGaN HEMTを最終3段に、ドライバ段に利得約20dBのMMIC(Monolithic Microwave Integrated Circuit)を3個配置し、多重反射低減用の固定減衰器(F-ATT)を用いた。また、入力端子側には温度補償形減衰器(T-ATT)、MMIC間には利得可変用減衰器(V-ATT)を配し、さらに出力端子側には反射改善、GaN HEMTの保護用アイソレータを用いた。入力電力-40~-10dBmのダイナミックレンジ30dBにわたって出力電力51.8dBm(150W)が得られる構成である。

3. S帯GaN SSPAの性能

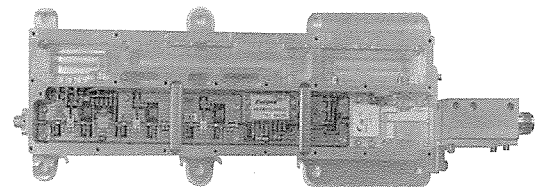
3.1 RF試験

RF部とEPC部を組み合わせたS帯150W級SSPAの2.1GHzにおける入力電力に対する出力電力、効率の特性を-10℃、+25℃、+60℃の3温度で試験した結果を図2に示す。2.1GHzで出力電力150W効率55%である。また、



(a) 構成

CMD : Command
TLM : Telemetry
ISO : Isolator



(b) RF部構造写真

図1. GaN S帯SSPAの構成とRF部構造写真

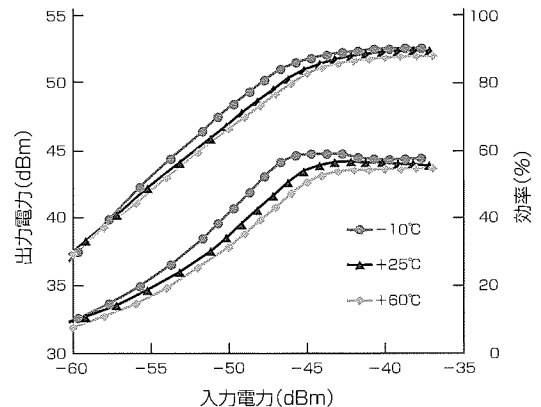


図2. 入力電力に対する出力電力、効率の特性(f=2.1GHz)

+60°Cにおける出力電力，効率の周波数特性を図3に示す。帯域50MHzにわたり効率53.8%，出力電力148.6Wと目標を達成している。さらに，GaN SSPAのNPR(Noise Power Ratio)特性をGaAs SSPAと比較して図4に示す。両者は同等性能である。

3.2 GaN HEMTのジャンクション温度

GaN HEMTの発熱量は90.4Wになる。SSPA取付け面のパネル温度を70°Cとし，デバイスとシャーシ間には熱伝導シートを採用し接触熱抵抗を下げた。図5に示す熱解析の結果，内部熱抵抗0.55(°C/W)からGaN HEMT部のジャンクション温度(T_j)は153°Cとなり，メーカー推奨値200°C以下に対して余裕を持って使用可能であることを確認した。

4. 衛星搭載用TWTA, SSPAの比較

図6に，現状の衛星搭載用に用いられるTWTA, SSPA及び今回試作したGaN SSPAの出力電力，効率，質量をL帯～Ku帯の周波数帯で比較して示す。S帯GaN SSPAの出力電力はGaN FETの合成なしで150W近く得られるため，TWTAと同等である。また，効率は53.8%とTWTAの効

率に近づきつつある。質量はGaN SSPAでは約1kgと，TWTAに比べて40%以下の大幅な小型・軽量化が図れる。

5. むすび

180W級GaN HEMTを最終段の電力増幅器として用いたS帯SSPAを構成し，基本的な性能を確認した。その結果，EPC込みの付加効率53.8%，出力148.6W，利得94dB(50MHz帯域，温度60°Cで)とTWTAに匹敵する電気性能が得られた。また，フットプリント，質量でTWTAに比べそれぞれ60%，40%以下を達成し，TWTA置換可能な性能が得られていることを確認した。

今後，GaN SSPAを衛星搭載用として実用化するには，宇宙環境を想定したGaNデバイスの耐環境性，信頼性試験を行うとともに，SSPAとしては，QM(Qualification Model)を製作し，これを用いたQT(Qualification Test)などの認定試験が必要となる。

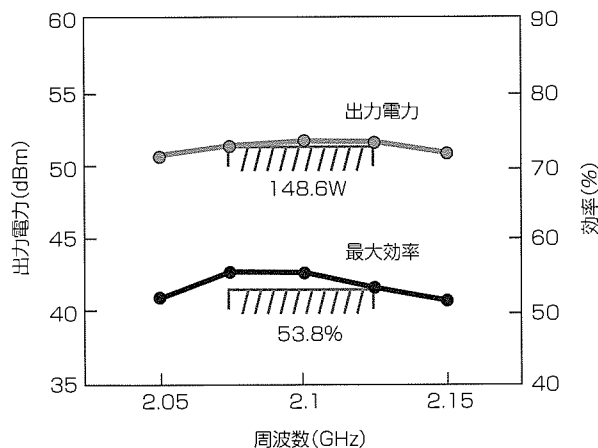


図3. 出力電力，効率の周波数特性(@+60°C)

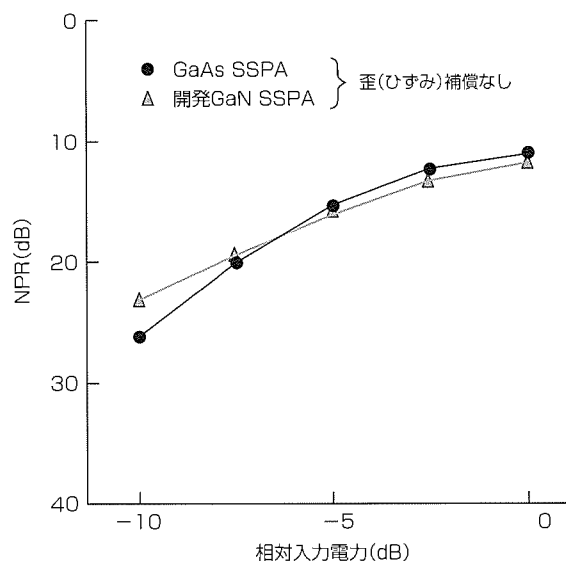


図4. 相対入力電力(P2dB比較)に対するNPR特性

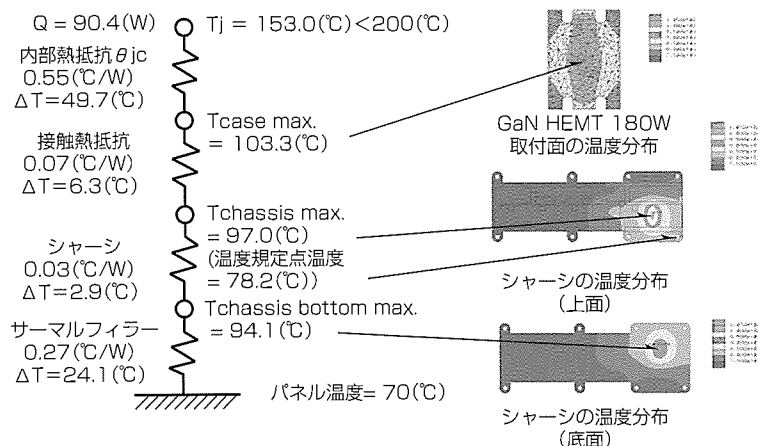


図5. GaN HEMT装着部の熱解析

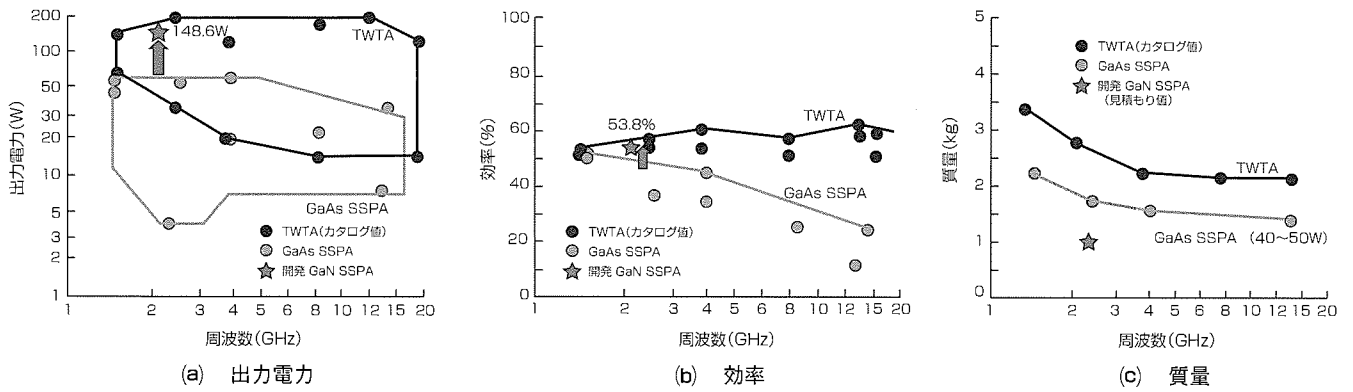


図6. SSPAとTWTAとの比較

GaNは高出力用としては理想に近いデバイスである。今後、高効率、高周波数化に向けて、更なるブレイクスルーが期待されるが、その動向は衛星産業にとって、方向・針路に多大の影響を与えることになると考えられる。

参考文献

- (1) 渡辺 宏, ほか: GaN HFETを用いた高電圧マイクロ波増幅器の宇宙用評価, 2004年電子情報通信学会通信ソサイエティ大会, B-3-9 (2004)
- (2) 浜 一守, ほか: 次世代型固体電力増幅器(SSPA)用GaN HFETの耐放射線評価結果, 第50回宇宙科学技術連合講演会, 3C17 (2006)
- (3) Cazaux, J., et al.: Prospective and Issues for GaN Microwave Electronics into Space Satellites, Proceedings of Asia-Pacific Microwave Conference Digest, 1023~1026 (2006)

宇宙制御技術

功刀 信* 山田克彦***
吉河章二**
島 岳也**

Control Engineering for Space Satellites

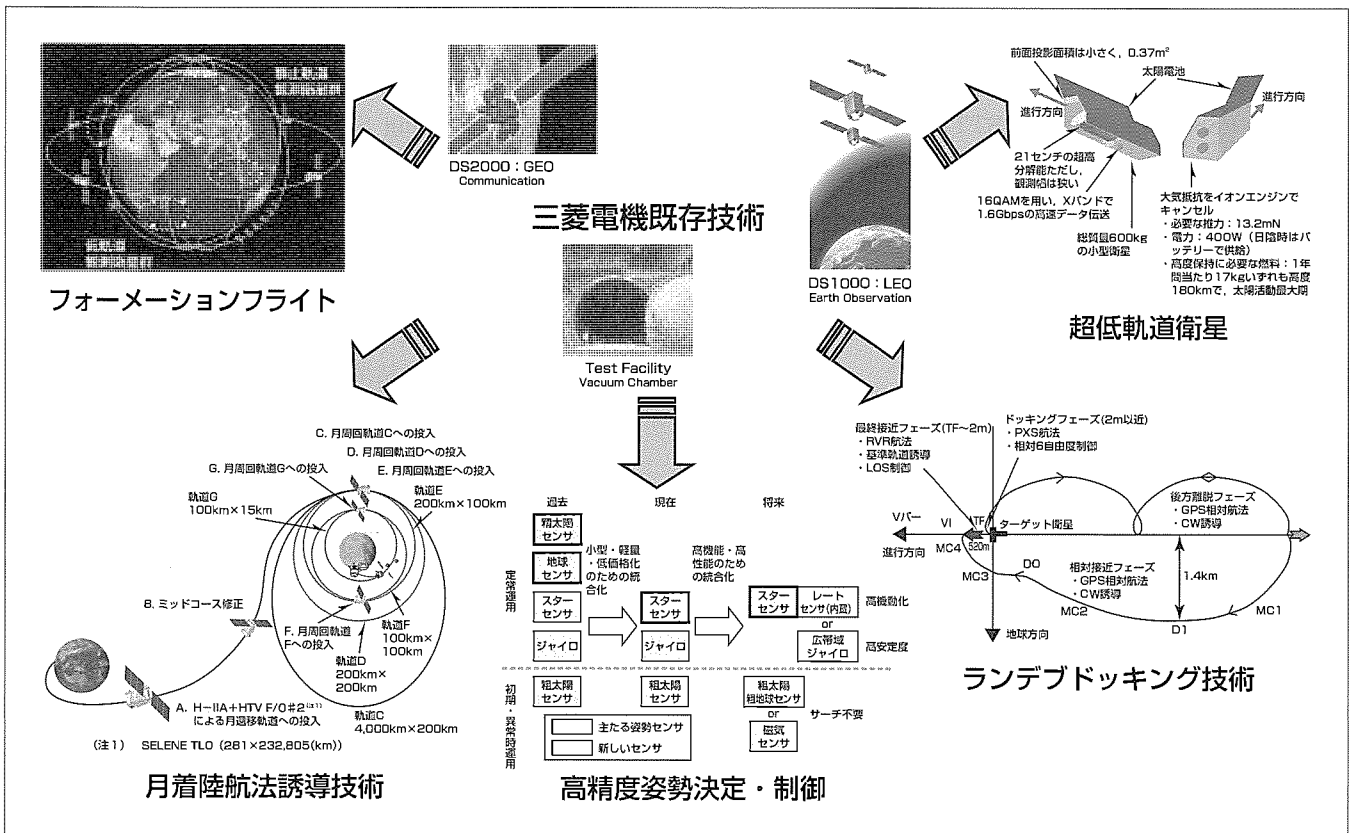
Makoto Kunugi, Shoji Yoshikawa, Takeya Shima, Katsuhiko Yamada

要 旨

現在、三菱電機が保有する宇宙関連の制御技術は多岐にわたっており、現在までのヘリテージをもとに更に技術を伸ばすため、官需衛星及び商用衛星の分野で研究開発を進めている。

宇宙における制御といった場合、大きく二つの分野に分かれる。一つは、いわゆる衛星の姿勢を所望の要求方向に向ける、又は動かすといった姿勢制御に関する分野である。もう一つは、軌道制御である。以前の衛星の軌道は、静止衛星が特徴的な軌道である以外は、地球周回衛星ではほとんど衛星軌道に関しては、大きくずれた場合に元に戻すと

いった程度の間欠的な制御が中心であった。それに対して近年では、正確に所望の場所の上空を通過し、地上の画像を取得するといったミッションが要求されるようになるとともに、ランデブドッキングのように複数の宇宙機が接近・離脱を行うようなものや、フォーメーションフライトのように一定の間隔をおいて決まった形を衛星群で作るといったミッションに対応するために、連続的で精度の高い軌道制御が要求されるようになってきた。本稿では、これらの制御に関して、現状の技術と今後の研究開発の動向について述べる。



宇宙制御技術における既存技術とその展開

制御技術の動向としては、二つの分野に大別できる。これらのなかで、衛星の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。近年の傾向としては、高精度姿勢決定・姿勢制御技術、高姿勢安定化技術、高精度軌道制御技術といった分野が、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いる。

1. ま え が き

人工衛星は、その初期には開発要素が多く、衛星自体がミッションであるような衛星開発がなされてきた。その後、商用の通信衛星、放送衛星、気象衛星など実用的なミッションを持つ衛星が作られるようになり、さらに現在では、詳細な地球観測、科学観測、月・惑星探査、衛星の編隊飛行を利用したシステムなど、そのミッションを実現するためのプラットフォーム的なものとなってきた。

それによって衛星に要求される機能・性能も昔とはけた違いに高精度、高安定、高機能なものになってきた。

本稿では、現在の宇宙制御技術の概要を述べるとともに、今後要求される機能・性能とその実現性、当社のそれらに対する取り組みなどについて述べる。

2. 最新の制御システム

2.1 高精度姿勢制御系

高精度姿勢制御系を実現するための高精度姿勢決定系、高精度姿勢制御及び高姿勢安定化について述べる。

(1) 高精度姿勢決定系

従来の地球周回衛星は、その多くが地球観測などが目的であり、地球指向の姿勢をとるものが多かった。そのため姿勢制御を行うための姿勢決定系には、地球センサ(ESA)と慣性センサ(IRU等)が用いられていた。科学観測衛星は、太陽観測のための太陽指向姿勢や恒星、X線源などを観測するため慣性指向姿勢をとっており、ESAの代わりに太陽センサ(FSSA)、恒星センサ(STT)を用いていた。

近年、地球観測衛星でも非常に精度良く地球表面を指向する必要が生じてきて、STTとIRUを用いた姿勢決定系が搭載されるようになった⁽¹⁾。また、同様の要求から静止衛星、又は準天頂衛星(静止軌道と同じ周期で軌道傾斜角を持つ衛星)でも使用されるようになってきた⁽²⁾。

(2) 高精度姿勢制御

高精度な姿勢制御系を実現するには、デッドバンド(制御不感帯)を持つスラストではなく、ほぼ連続的に制御ができるリアクションホイール(RWA)が使用される。RWAを用いた制御系では、必要とされる制御トルクで制御するとロストルク(摩擦トルク)などによるオフセットが残ってしまうため、ホイール速度ループと呼ばれるホイールの速度(角運動量)フィードバックを入れて制御を行う。近年、姿勢決定精度の向上に伴い、制御精度も向上させるため、このホイール速度の分解能を向上させる改善とホイールの駆動信号(通常アナログ電流)の分解能を小さくする(ビット数の多いD/A変換)ことを行っている。

また、衛星によっては地球観測時にいろいろな地点の画像をたくさん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ことが要求されている。これに対しては、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を用いた制御系を使用している。

(3) 高姿勢安定化

同様に、最近の地球観測衛星では非常に細かい分解能での画像を要求されることが多く、撮像時間中の姿勢の変動に対する要求が厳しくなっている。制御系の制御帯域で安定度を確保することはもちろんのこと、それを超える周波数帯に対しても、低擾乱(じょうらん)化による高安定度が要求されている。これに対しては、回転部分を持つコンポーネント(RWA, IRU, 太陽電池パドル, 衛星間通信アンテナ駆動装置)などに関して低擾乱化(共振周波数の分離, ベアリングの低擾乱化, ステップモータの駆動分解能の微小化, 取付け位置の工夫, 擾乱アイソレータの挿入, 等)を施すことで、高安定度を実現している。

2.2 高精度軌道制御

最近の地球観測衛星で要求される精密な回帰精度(数日後に同じ地球上空に戻ってくる)を実現するための高精度軌道決定、それを用いた高精度軌道制御及び超低高度衛星の制御について述べる。

(1) 高精度軌道決定

従来の軌道決定は、衛星と地上との間で通信を行い、通信にかかる時間と周波数のドップラーシフトから、距離と速度を推定するR&RR(Range and Range Rate)と呼ばれる方法で計測し、重力モデル、月・太陽・惑星などの摂動の影響を考慮して繰り返し計算を行うことで軌道決定を行っていた。最近では、地上の測位システムとして確立したGPS(Global Positioning System)を衛星でも用いることで、R&RRよりも高精度に位置決定ができるようになった⁽³⁾。R&RRでは、視線方向が100m程度、視線方向と直交する方向では1km程度の計測精度しかなかったものが、軌道上の大部分で数10mの精度を実現できるようになった。

(2) 高精度軌道制御(自律軌道制御)

高精度の軌道決定の結果を用いて高精度の軌道制御を行う。しかし、高精度で軌道制御を行うには、そのタイミングが問題で、軌道制御の頻度又は軌道制御を行う軌道位置が制約を受けると、高精度での軌道制御又は高精度の回帰精度は実現できなくなる。したがって、地上からの可視に制約を受けるリアルタイムコマンド運用や時間を指定したストアードコマンド運用では、精度良く軌道制御が行えない。そのため最近では、軌道制御をオンボードで自動的に行う自律軌道制御が必要となっている。自動で必要なときに必要な制御を行うことで、ごく狭い領域(実力200m ϕ)に回帰させることが可能になる。

(3) 超低高度衛星の制御

地上を高解像度で撮影するには、衛星に口径の大きい光学系(レンズ)を搭載するか、又は高度を低くし等価的に地表面の解像度を上げるかのいずれかの方法となる。そのた

め最近では、高度をできるだけ下げて高分解能で撮影する衛星の研究が進められている。技術的な課題は、高度が低いことによって大気の抵抗を大きく受けるため、軌道が落ちていってしまう点である。頻りに軌道制御を行って軌道を上げる必要があり、電気推進による制御を行って軌道を維持している。

2.3 フォーメーションフライト技術

(1) ランデブドッキング技術

ランデブドッキングとは、ターゲット衛星に対して、チェイサー衛星が接近・結合する技術であり、相対的な距離に応じてセンサを使い分け接近・離脱を行う。運動が、ターゲット衛星周りのHillの方程式と呼ばれる運動方程式に従うため、それを考慮した設計を行う必要がある。

(2) フォーメーションフライト技術

フォーメーションフライトは、複数の衛星を編隊飛行させる技術で、衛星間の相対位置計測、相対位置制御を行うものである⁽⁴⁾⁽⁵⁾。図1にフォーメーションフライトを用いたミッション運用の全体像を示す。初期投入から観測軌道投入を経て観測軌道を維持、又は要求に応じて編隊形状の変更を行う一連のシーケンスは、まさにランデブドッキング技術の発展形態の一つである。

最近のX線天文観測では、望遠鏡の長焦点距離化が必要となっており、望遠鏡と検出器とを異なる衛星に搭載する宇宙望遠鏡が研究されている。この場合、相対的な位置関係ばかりでなく相対的な姿勢もあわせる必要があり、そのような高精度な相対位置・姿勢制御には、2衛星間で適切な制御機能分担が必要となる。1例を図2に、また数値シミュレーションの1例を図3に示す。

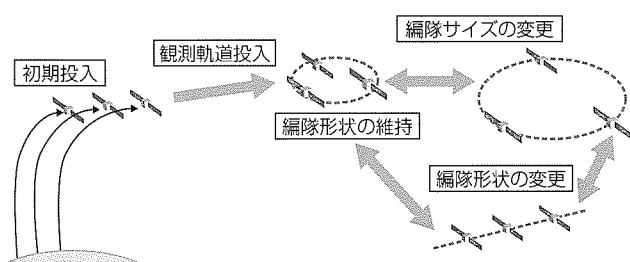


図1. フォーメーションフライト運用の全体像

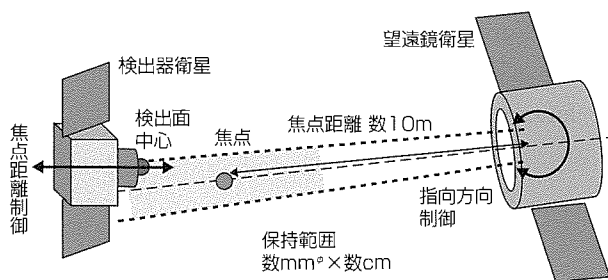


図2. 仮想望遠鏡の2衛星間の制御機能分担例

2.4 月着陸機の制御

世界の動向として、再び月への飛行が注目されている。特に月着陸機の検討がなされており、日本でも月周回機の次プログラムとして、着陸機が検討されている。月周回軌道からの着陸概要を図4に示す。

3. 将来の制御技術

3.1 モデル同定

柔軟構造物や可動物の存在下で高機動・高精度な指向を実現するために、衛星のパラメータを同定する機能や、柔軟モードを極力励起しないような駆動経路を計画する機能、さらにミッション部の情報を制御に取り込む機能といった新しい機能が求められるようになってきている。姿勢制御ロジック構成の変化を図5に示す。

まず衛星のパラメータを同定する機能では、衛星姿勢角や角速度のテレメトリ情報を用いた可動物の状況の推定が行われている⁽⁶⁾。また、可動物の運動による衛星姿勢角の変動を用いて可動物のパラメータをオンラインで推定し、その情報を姿勢角変動に対するフィードフォワード補償に適用する適応制御の試みもある⁽⁷⁾。さらに、ジャイロのアライメントのような微量量を拡張カルマンフィルタの状態変数に取り込み、大次元のフィルタによってより高精度の

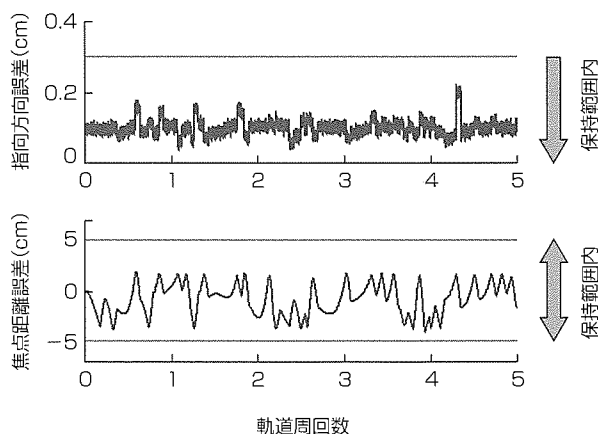


図3. 仮想望遠鏡の相対位置制御誤差の時間履歴例

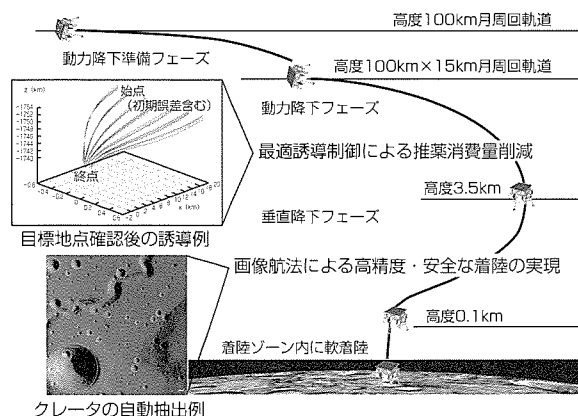


図4. 月着陸の概要

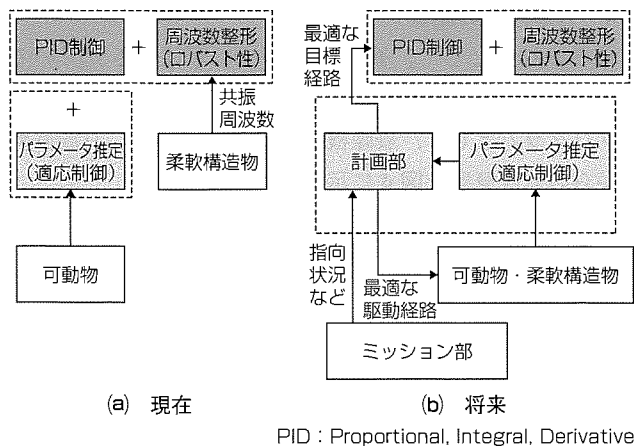


図 5. 姿勢制御ロジック構成の変化

姿勢情報を得ようとする試みもみられる⁽⁸⁾。

3.2 最適経路計画

衛星の軌道・姿勢変更の計画や、衛星上の可動物の駆動計画では、時間多項式などを用いて計画される場合があったが、より高機能を目指すために、ある種の拘束のもとに評価関数の最適化を図るような計画も用いられつつある。そのような場合に一般的に用いられるのが直交関数系を用いた関数近似による方法で、PS(PseudoSpectral)法と呼ばれている⁽⁹⁾。直交関数系にはルジャンドル多項式やチェビシェフ多項式などが用いられる。また、PS法以外に時間的な三角波を用いた方法もあり、制御入力を三角波の重ね合わせで表現することで、経路計画問題が線形計画問題に帰着できる場合には、より自然な解が得られるというメリットがある⁽¹⁰⁾。

3.3 モデル予測制御

近年、実時間最適化手法として注目を集めている手法にモデル予測制御があるが、これの衛星への適用も試みられつつある。モデル予測制御は最終状態に至るまでを計画する経路最適化とは異なり、ある時間範囲で最適となる解を実時間で求めて1ステップ分を実行し、その過程を次のステップでも繰り返すという制御手法で、制御周期の比較的長い軌道制御などに有効と考えられる⁽¹¹⁾。

4. む す び

宇宙における制御技術は、姿勢制御と軌道制御に大別できる。本稿では、現在の姿勢・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た。それぞれの制御技術の中で、衛星の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。近年の傾向としては、高精度姿勢決

定、姿勢制御技術、高姿勢安定化技術、高精度軌道制御技術といった分野が、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いる。紙面の都合で、詳細な記述や図表は割愛してある。興味のある方は、参考文献を参照していただきたい。

参考文献

- (1) Hosokawa, N., et al.: Design of Attitude and Orbit Control System for GOSAT, #26 ISTS, 2008-d-46 (2008)
- (2) 鶴川晋一, ほか: 準天頂測位衛星初号機の姿勢決定系設計, 第52回 宇宙科学連合講演会, 1C06 (2008)
- (3) 小山 浩, ほか: 将来宇宙機における高精度GPS活用, 計測と制御, **44**, No.4, 263~265 (2005)
- (4) 山田克彦, ほか: 宇宙機間の相対位置の制御について, 日本機械学会論文集(C編), **70**, No.697, 76~83 (2004)
- (5) 中須賀真一: 宇宙機のフォーメーションフライト, システム/制御/情報, **45**, No.10, 1~6 (2001)
- (6) Shima, T., et al.: Boom Deployment Angle Estimation and On-orbit Operation Results of ETS-VIII Large Deployable Reflectors, Preprints of the 26th ISTS, 2008-d-24 (2008)
- (7) 山田克彦, ほか: データ中継技術衛星DRTSの適応型姿勢制御系の機能確認試験, 日本機械学会論文集(C編), **70**, No.689, 97~104 (2004)
- (8) Pittelkau, M.E.: Kalman Filtering for Spacecraft System Alignment Calibration, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, **24**, No.6, 1187~1195 (2001)
- (9) Bollino, K.P., et al.: Pseudospectral Optimal Control: A Clear Road for Autonomous Intelligent Path Planning, Proceedings of the AIAA-Infotech @Aerospace Conference and Exhibit, AIAA-2007-2831 (2007)
- (10) Nishiyama, T., et al.: A New Method of Rotating Bodies under Multiple Constraints, Preprints of the 26th ISTS, 2008-d-17 (2008)
- (11) Breger, L., et al.: J2-Modified GVE-Based MPC for Formation Flying Spacecraft, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA2005-5833 (2005)

宇宙機械系技術

瀬川忠一* 齊藤光伯**
尾崎毅志** 田中直也***
小出来一秀**

Mechanical Engineering for Space Satellites

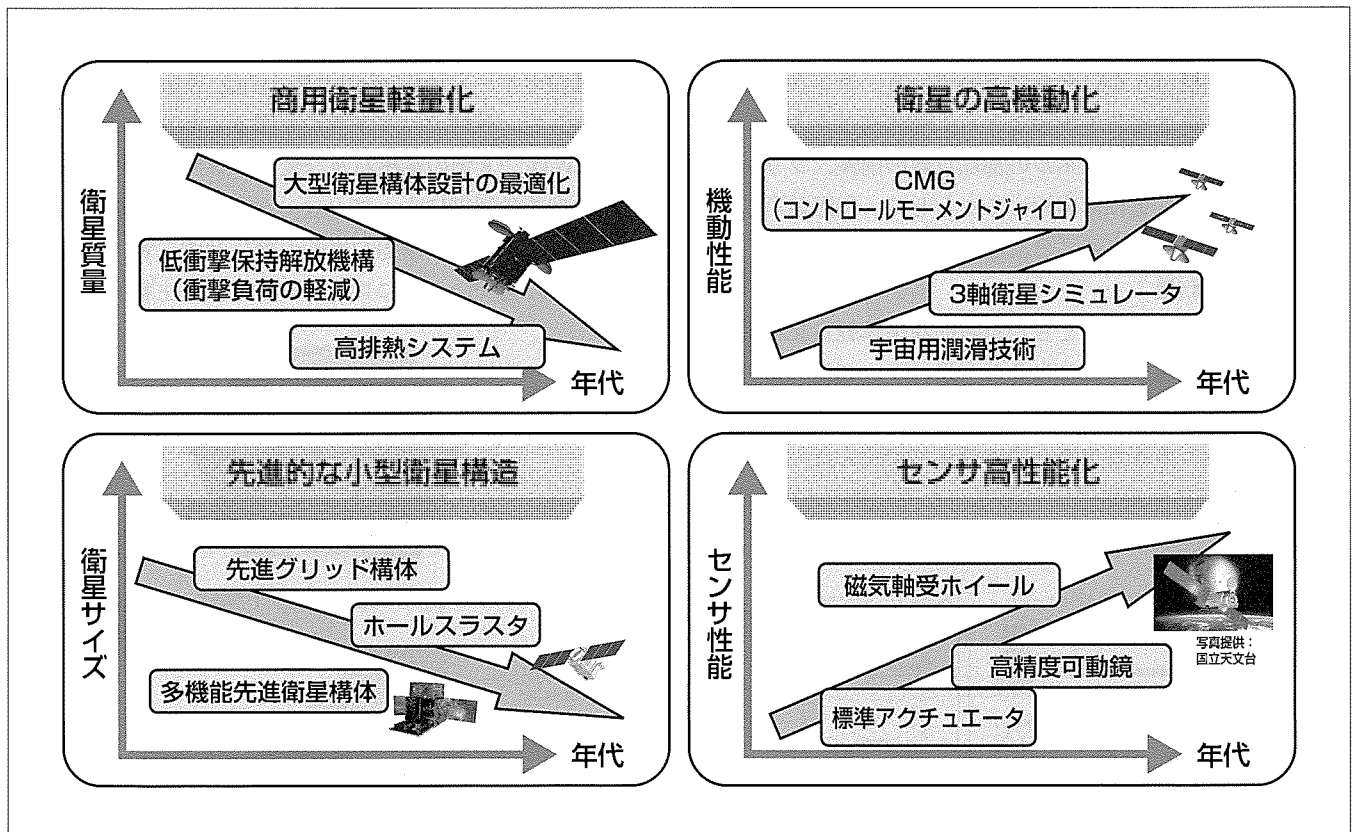
Tadakazu Segawa, Tsuyoshi Ozaki, Kazuhide Kodeki, Mitsunori Saito, Naoya Tanaka

要旨

1976年のISS(電離層観測衛星)の打上げ成功以来、三菱電機は数多くの人工衛星の開発に携わってきている。衛星打上げ時の環境、打上げ後の宇宙空間の環境ともに非常に厳しく、また人工衛星は1グラムでも軽いことが要求される。これらの要求に対する機械系技術は成熟期に入りつつあるが、更なる展開に向けて必要とされる機械系技術について述べる。

商用衛星市場では通信衛星が多くを占め、長期的には大型化の傾向にあり、また中小型の軽い衛星にも安定した需要がある。通信機器を多く搭載するため、衛星を大型化する一方で構造物は軽量化が求められるとともに、増加した通信機器の発熱量に対応した排熱システムが求められる。また人工衛星には太陽電池パネル等の展開構造物が搭載されており、展開機構からの衝撃力が大きいと耐衝撃性の低

い電子機器の搭載位置自由度が狭められ、小型・軽量化の妨げとなることから、低衝撃な展開機構が求められている。これらのニーズに対応していく機械系技術について述べる。地球観測用衛星では、小型化、高機動化(衛星姿勢を要求に応じて迅速に変える)、搭載センサの高性能化が要求されている。小型化へ向けての、先進的構造技術への取り組みや電気推進系(ホールスラスタ)について、また高機動化に向けてのコントロールモーメントジャイロ及びその開発を支える技術となる3軸衛星シミュレータ、宇宙用潤滑技術について述べる。さらに、衛星搭載用センサの高精度化に寄与していく機械系技術として、センサ駆動系等に用いる標準アクチュエータ、センサ指向精度の要(かなめ)となる可動鏡、センサへの擾乱(じょうらん)を少なくする磁気軸受ホイールについても述べる。



宇宙機械系技術の今後の展開

今後の人工衛星、特に機械系技術に求められる、①商用衛星軽量化、②先進的な小型衛星構造、③衛星の高機動化、④センサ高性能化について、技術ロードマップの全体像を示す。

1. ま え が き

宇宙機械系技術で、軽量化と耐環境性は永遠の課題である。40年間の実績を通して成熟期に入りつつあるが、本稿では次の時代に向けて、衛星システム機械系技術、衛星搭載機器用機械技術、機械系基盤技術の3つの観点で、新しい宇宙機械系技術の課題と開発成果について述べる。

2. 衛星システム機械系技術

2.1 商用衛星

当社は、標準衛星バス“DS2000(Diamond Star 2000)”を用いて商用衛星の分野に進出している。現在のDS2000は、ロケットで打上げの際の質量が約5～6トンと大型の衛星である。電子機器類を搭載した衛星の箱形構造物(衛星構体)に対しては、打上げ時に大荷重が加わるものの、軽量で高剛性/高強度、加えて軌道上熱変形が小さいことが要求される。これらの要求をすべて満足させるため、箱型構造物の中央に炭素繊維強化プラスチック(CFRP)製の円筒構造物(セントラルシリンダ)を配し、周囲をハニカムサンドイッチパネル構造で囲む基本構成を採用して、商用衛星市場での打上げ実績を積み重ねている。

一方、現在の商用衛星の市場を分析すると、DS2000より少し小型軽量の中規模衛星に安定した需要があることから、構体系をダウンサイジングさせた新たなDS2000シリーズを開発して、衛星の高性能化を行う研究開発を宇宙航空研究開発機構(JAXA)と共に進めている。タンクの縮小化等による高密度実装の実現とともに構体高さを大幅に低減し、構体を構成するパネルの部品点数の削減、シリンダシールの表皮厚を更に薄肉化するなどして、国際競争力を一層強化した構体を実現する計画としている(図1)。

2.2 小型衛星

小型衛星をターゲットとした革新的な構体軽量化技術に取り組んできており、ここにその一端について述べる。

2.2.1 先進グリッド構体

超軽量のハニカムコアを2枚の表皮材で挟んだハニカムサンドイッチパネル構造は、質量当たりの剛性(比剛性)を稼ぐためには最も有利な構造体の一つであり、現在の商

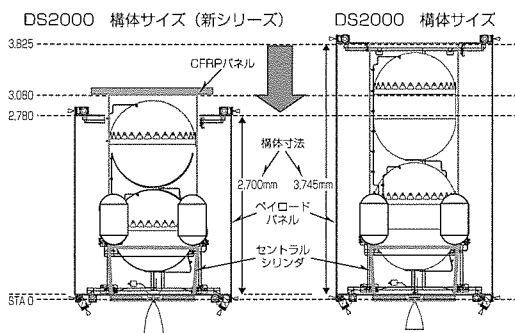


図1. DS2000の構体

用衛星の基本構造とも言える。この商用衛星の機能を凝縮して小型化すれば、剛性は幾何学的に賦与されることになるため、むしろ比強度の高い構造が軽量化に有利に働く。軽量・高強度のCFRPの繰り返し格子構造からなる先進グリッド構体は、比強度の観点ではサンドイッチパネルをしのぐものであり、小型衛星構造の更なる軽量化に貢献する(図2)。

2.2.2 多機能先進衛星構体

構体の軽量・省スペース化を更に推し進めるためには、構体の機能を拡張し、荷重パス、熱パスといった従来の役割に加え、エレクトロニクスのパス、あるいはエレクトロニクスとしての機能を統合する多機能先進衛星構体のコンセプトが有効である。図3に示す例では、パネルの中に2つの電源ユニットと2つのインターフェースユニットが組み込まれるとともに、これらを結ぶワイヤハーネスもモジュール化されて組み込まれており、相当するミッションベースで単純比較すれば、従来比で70%以上の軽量化を実現している。

3. 衛星搭載機器用機械技術

3.1 磁気軸受ホイール

人工衛星の姿勢制御に用いられる従来のリアクションホイールでは、ホイールを玉軸受けで支持しているため、長寿命化や低擾乱化の点で限界があった。これらの問題を解決するために、磁力を用いてホイールを非接触で保持する磁気軸受ホイール(Magnetic Bearing Wheel: MBW)⁽¹⁾を開発した。外観及び基本構造を図4に示す。

MBWは、6個の電磁石及び変位センサを組み合わせた5自由度能動制御によって、ロータを完全非接触で支持する。これによって、摩擦や磨耗が発生せずに軸受部の長寿命化をもたらす。さらにロータが常に慣性主軸回りに回転

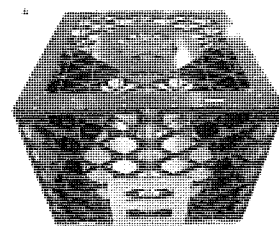


図2. 先進グリッド構体

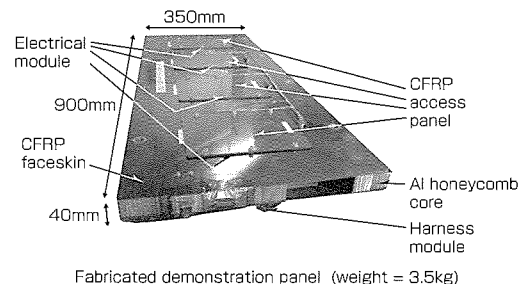


図3. 多機能先進衛星構体

するような制御系を構成することで、全回転数域におけるホイールの低擾乱化を実現できる。

当社はこの磁気軸受技術を三菱プレジジョン(株)(MPC)に提供し、2009年打上げの人工衛星SERVIS-2に実験機器として搭載するMBWを、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)／無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)の委託業務に基づいてMPCが製作した。

3.2 可動鏡

当社は、太陽観測衛星“ひので”に搭載した可動鏡⁽²⁾を開発した。ひのでは2006年に打上げられ、鮮明な太陽表面の撮像に成功し現在も運用を継続中である。

図5に可動鏡を望遠鏡に組み込んだ構成を示す。可動鏡は、小型の反射鏡を2軸まわりに微小に回転させることで、擾乱による望遠鏡の指向方向の乱れを補正する。開発した可動鏡は、図6に示すように3個の圧電素子の先端に鏡を取り付けた構造で、圧電素子を制御することによって鏡の2軸回転駆動を実現する。摩擦のない当社独自の弾性支持機構の採用等によって、帯域14Hz、ストローク±12秒角(指向角)を指向安定度10秒間で0.01秒角(rms)以下で実現した。

3.3 コントロールモーメントジャイロ

コントロールモーメントジャイロ(CMG)は、角運動量を持つロータをジンバル軸回りに回転させることで、従来のリアクションホイールに比べて1～2けた高いトルクを

発生させるアクチュエータであり、高機動衛星への適用が期待されている。

図7に示す試作機を開発し技術検証を進め、CMGの動作特性、ハードウェア構成の要求仕様、ジンバル制御系設計、及び擾乱特性の改善手法等を明らかにした。

3.4 3軸衛星シミュレータ

CMGを姿勢制御アクチュエータとして適用する場合、新たな姿勢制御則を構築する必要がある。CMGを用いた姿勢制御則の地上検証を目的として、CMG出力トルクに応じた姿勢運動を忠実に模擬する3軸衛星シミュレータを開発した(図8)。

このシミュレータは、図8の模式図に示すような球面気体静圧軸受によって、衛星模擬構体を摩擦ゼロの状態では非接触浮上させる。さらに衛星模擬構体の重心を球面気体静圧軸受の回転中心に一致させて重力の影響を排除することで、軌道上における人工衛星の3軸姿勢運動を地上で模擬できる。

3.5 標準アクチュエータ

構成部品のすべてに国産部品を使用した標準のロータリアクチュエータを、2002年度に開発した。出力トルク/電力比率の大きなステップモータ、ハーモニックギヤ、薄肉軸受、ポテンシオメータ、合成炭化水素系グリース潤滑から構成された標準アクチュエータは、それまで使用していた海外同等品に比べ、精度、消費電力等の性能に優れ、製造コストも約半分である。この標準アクチュエータ(図9)を核として、静止商用衛星や周回観測衛星のアンテナ用2軸ジンバル機構、光学系の焦点調整機構など、様々な機構に適用している。機構構成例として、静止商用衛星搭載のアンテナ用2軸ジンバル機構を図9に示す。

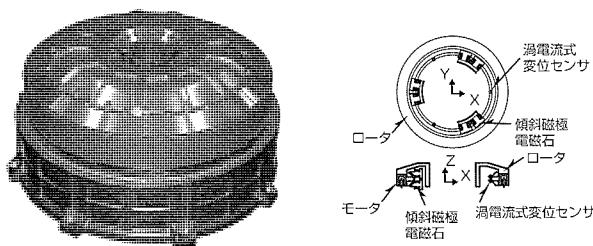


図4. MBWの外観と基本構造

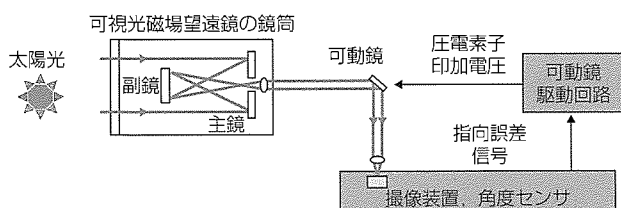


図5. 可視光磁場望遠鏡と可動鏡の構成

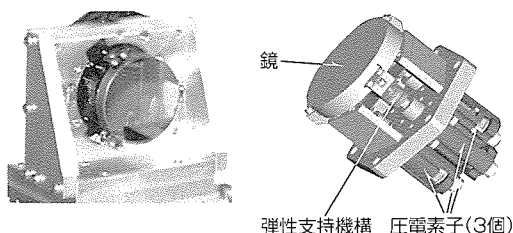


図6. 可動鏡の外観と構造

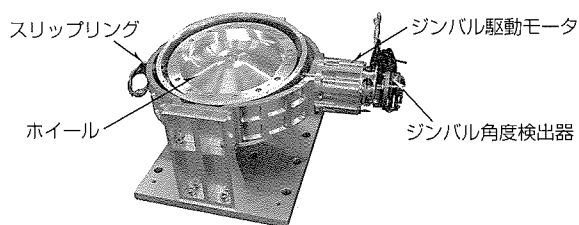


図7. CMGコンポーネント

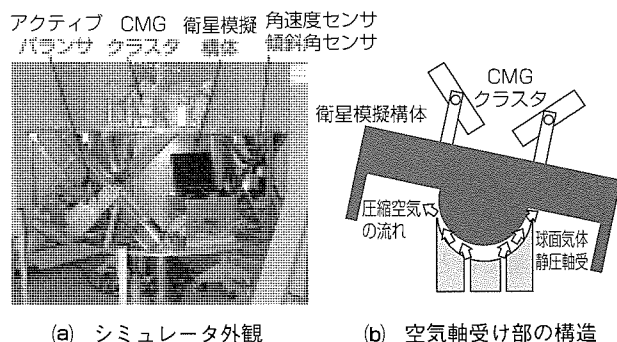


図8. 3軸衛星シミュレータ

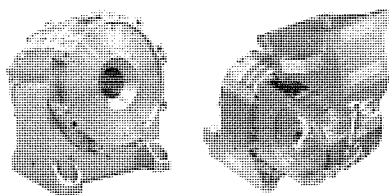


図9. 標準アクチュエータ(右側がアンテナ用2軸ジンバル機構)

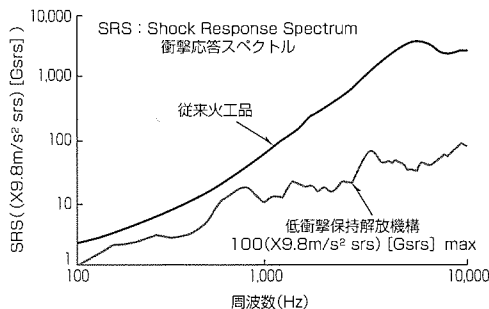


図10. 動作時発生衝撃の比較

3.6 低衝撃保持解放機構

現在、JAXAの登録部品として低衝撃保持解放機構を開発中であり、2008年度中に認定試験を完了する予定である。低衝撃保持解放機構は動作時発生衝撃が大きい従来の火工品方式の解放機構に替わるものであり、太陽電池パドルや光学系カバー、アンテナ等の軌道上展開に使用される。動作時発生衝撃の比較を図10に示す。低衝撃化策としてバックドライブボールねじを採用して再使用が可能となり、地上試験を含めたトータルコストの低減が期待できる。

3.7 ホールスラスタシステム

ホールスラスタはプラズマを利用して推力を発生する電気推進装置であり、人工衛星の軌道投入、軌道制御に使用される。従来のイオンエンジンの動作原理と異なり、加速部での電気的中性が保たれ空間電荷制限による電流密度の制約がないことから、イオンエンジンより推力密度及び推力電力比が高く、小型・低電力化を図ることができる。これまでの開発によって、消費電力1.6~4.7kWで推力90~250mN、比推力(推進剤単位質量当たりの推力)1,000~1,900秒、起動時等の過渡的な電荷変動に対しても問題なく動作することを確認している。現在は、軌道上運用を模擬した寿命試験を実施中である(図11)。

4. 機械系基盤技術

4.1 宇宙用潤滑技術

標準アクチュエータや展開機構などの可動機構が、地上と比較して真空や広範な温度といった過酷な宇宙環境で動作するために、潤滑技術は重要である。宇宙用潤滑剤には軌道上環境でほとんど蒸発しないことが求められるが、二硫化モリブデンなどの固体潤滑剤と合成炭化水素系やフッ素系のオイル・グリースがあり、それぞれの特長を生かし、動作仕様による使い分けを行っている。

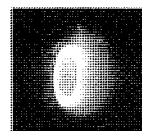


図11. ホールスラスタ(ビーム噴射状態)

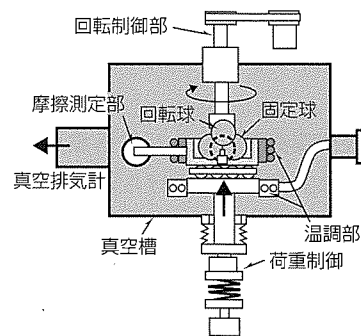


図12. 真空雰囲気四球摩擦試験装置

また、潤滑剤の性能については、図12に示すような真空雰囲気四球摩擦試験機などによる潤滑剤レベル⁽³⁾、ベアリングやポテンショメータを用いた部品レベル⁽⁴⁾、さらにアクチュエータなどのコンポーネントレベルの評価を組み合わせることで実施し高い信頼性を確保するとともに、更なる高信頼性化、高性能化を目指した取り組みを進めている。

4.2 熱制御技術

近年の大型静止衛星における熱制御要求は増大傾向にあり、これらに対応する有効な手段として、①三次元ヒートパイプネットワーク、②ループ形ヒートパイプの開発を進め、従来の衛星の2倍以上の排熱量である5kW以上が実現できる高排熱システムを開発した。

5. むすび

今後の衛星へのニーズに向けての、宇宙機械系技術の最新の開発成果について全体像を述べた。引き続き、当社の総力を結集して、開発を進めていく所存である。

参考文献

- (1) 齊藤光伯, ほか: 傾斜磁極磁気軸受ホイールの開発(第一報, 磁気軸受制御系設計とセンサ・磁極面ひずみの補正), 日本機械学会論文集C編, 71, No.705, 1429~1437 (2005)
- (2) 小出来一秀, ほか: SOLAR-B衛星搭載画像安定化追尾装置の開発, 日本航空宇宙学会論文集, 55, No.637, 57~64 (2007)
- (3) 田中直也, ほか: 振動試験に曝した固体潤滑玉軸受の摩擦特性, 第46回宇宙科学技術連合講演会予稿集, 1217 (2002)
- (4) 田中直也, ほか: 宇宙機器用グリースのトライボロジー特性, 第47回宇宙科学技術連合講演会予稿集, 48 (2003)

宇宙用電子回路技術

中川雅博* 下地治彦**
吉田 誠* 中村 稔**
石井昭彦*

Electronic Circuit Technology for Satellites

Masahiro Nakagawa, Makoto Yoshida, Akihiko Ishii, Haruhiko Shimoji, Minoru Nakamura

要 旨

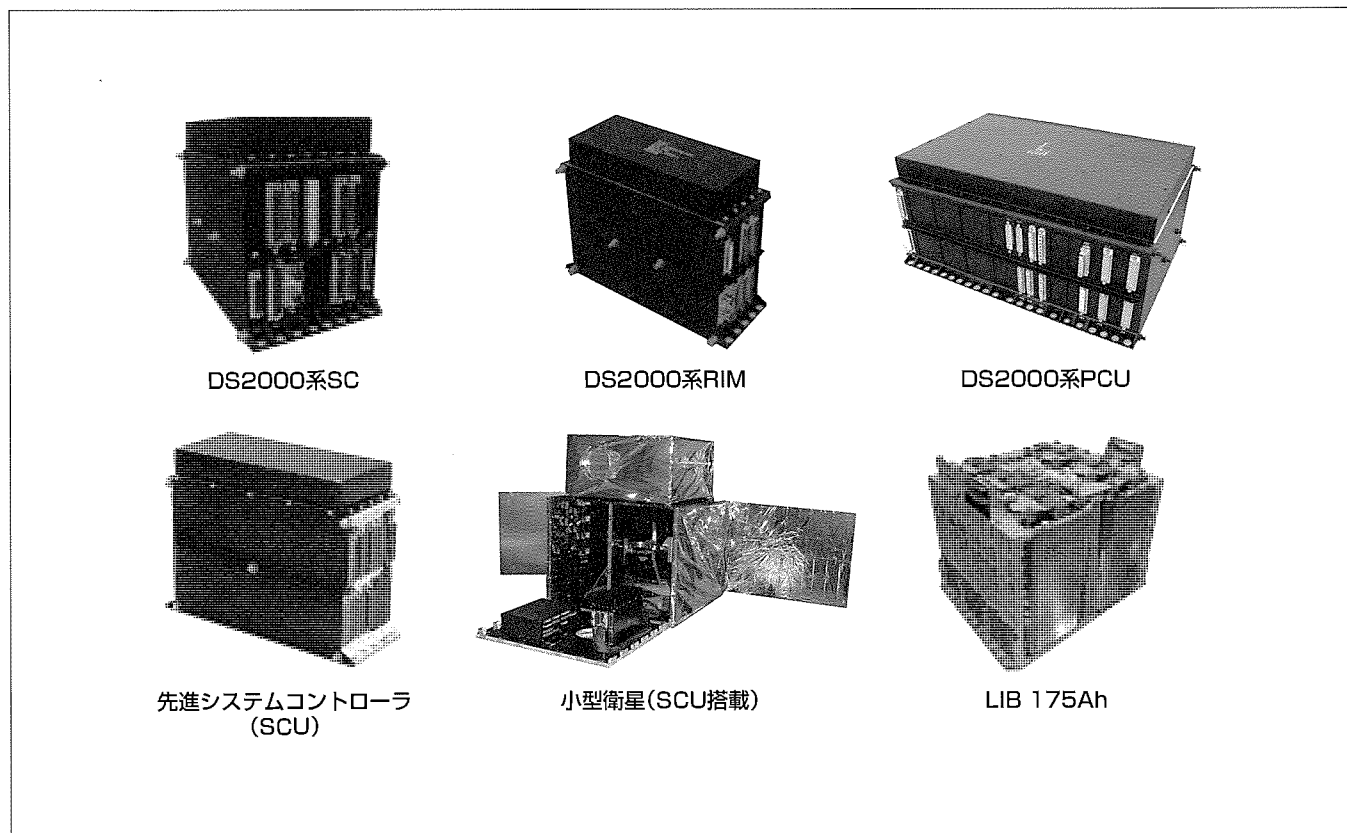
三菱電機では、宇宙航空研究開発機構(JAXA)をはじめとする種々の衛星開発プログラムや国内外の商用衛星開発を通じて、宇宙用電子機器の国産開発を進めてきた。

本稿では宇宙用電子回路技術の一例として、静止衛星用標準バス“DS2000系バス”を構成する国産コンポーネントの開発事例について述べる。DS2000系バス用のコンポーネントはJAXAの技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)で開発した機器をベースとした設計となっており、宇宙用電子回路としての特長に加えて、標準衛星バスを志向するためにいくつかの標準化のための特長も持っている。ここではその主な特長と、それを実現している電子回路技術について述べる。

また近年の衛星開発では、次の3点が衛星事業の拡大に向けての重要な課題となっている。

- (1) 衛星本体の小型軽量化
- (2) 衛星単価の低コスト化
- (3) 衛星開発・製造の短工期化

次世代の衛星搭載用コンポーネント開発でも、これらの要件を満足していくことが課題となっている。電子回路技術分野ではこれらの課題解決の手段として、進歩の著しい民生用の技術を適用しつつ、衛星搭載用機器固有の品質技術と融合させていく手法がとられる。本稿では当社先端技術総合研究所で自主開発したコンポーネントに適用されている技術と、当社鎌倉製作所とJAXAで推進している電源系の小型化技術について述べる。



DS2000系コンポーネントと宇宙用電子機器開発例

上段左からDS2000系のSC外觀、RIM外觀、PCU外觀、下段左から先進システムコントローラ(SCU)、当社先端技術総合研究所開発の小型衛星(SCU搭載)、リチウムイオンバッテリー(LIB 175Ah)外觀である。

1. ま え が き

本稿では当社のDS2000系バスを構成する代表的な標準電子機器について述べるとともに、今後の事業拡大に向けての宇宙用電子機器開発の取り組みについて述べる。

2. 宇宙用電子機器の開発例

DS2000系バスは、2007年に打上げた技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)向けに開発した電子機器をベースとしたもので、これまで商用静止衛星で軌道上での実績も持っており、今後の商用静止衛星にも採用を予定されている。ここではDS2000系バスに搭載される主な電子機器として、衛星制御系(Satellite Control Subsystem:SCS)機器、電源系機器について述べる。

2.1 SCS系

DS2000系バスのSCS系は、SC(Satellite Controller)とRIM(Remote Interface Module)から構成される。SCS系のコンポーネントの特長を次に示す。

(1) 統合化

データハンドリング系のDHU(Data Handling Unit)と姿勢制御系のACE(Attitude Control Electronics)を共通MPUで統合した構成である。

(2) 高性能MPUの採用

JAXAが開発した高性能64ビットMPU(NASDA 64ビットCPU(Central Processing Unit))を採用している。

(3) 標準衛星内データバス

MIL-STD 1553Bバスを採用し、テレメトリコマンドパケットを中継する機能を持つ。

(4) ASIC/FPGA化による機能の高集積化

デジタル回路でASIC(Application Specific Integrated Circuit)/FPGA(Field Programmable Gate Array)を採用し、機能の高集積化を実施している。CCSDS(Consultative Committee for Space Data Systems)勧告に適合したテレメトリコマンドの符号化処理用ASICはJAXAと共同で開発し、DS2000系以外の衛星でも多く採用している。

宇宙用デジタル回路の設計にあたっては、特に放射線に対する耐性を考慮した設計が必要である。そのため、放射線耐性の高い部品選定、回路の多数決化、誤り訂正機能の付加などの対策をとっている。

2.1.1 SC

SCは、2.1節(2)で述べた高性能64ビットMPUに搭載する3種類のソフトウェアと、各系専用のハードウェアによって、データハンドリング機能、姿勢制御機能、衛星管理機能を持つ。

データハンドリング機能は、データハンドリング系ソフトウェアDHFS(Data Handling Flight Software)とDHUハードウェアによってテレメトリコマンドパケットを処理し、

地上と衛星との通信を行う。姿勢制御機能は、姿勢制御系ソフトウェアACFS(Attitude Control Flight Software)とACEハードウェアによって、姿勢制御系のセンサ・アクチュエータと接続し姿勢制御処理を行う。衛星管理機能は、衛星管理ソフトウェアSMFS(Satellite Management Flight Software)によって、ヒーター制御、バッテリー制御、異常検出&リカバリー制御等の衛星全体の管理を行う。図1にSCの機能ブロック図を示す。

2.1.2 RIM

RIMは、パッケージインタフェースを持たない搭載機器とのコマンド送信/状態テレメトリの収集を行うためのコンポーネントで、MIL-STD 1553Bに対応するRT(Remote Terminal)機能によって、SCと通信する。

DS2000系コンポーネントは、フレームと基板を一体としたモジュールを複数枚並べて結合したスライス構造を採用している。RIMでは、ユーザー機器や他のバスサブシステムとのテレメトリ/コマンドのチャンネル数は衛星システムによって異なるが、モジュールを適切に組み合わせることで対応できるスケラブルな構成をとっている。図2にRIMの機能ブロック図を示す。

2.2 電源系

DS2000系バスに搭載される電源系は、国内初の100V安定化電源を採用しており、電源系は、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(BAT)から構成される。図3に電源系の構成を示す。

DS2000系バス電源系の主な特長を次に示す。

(1) 100Vバスの採用

この開発以前の国内静止衛星は50V非安定バスが主流で

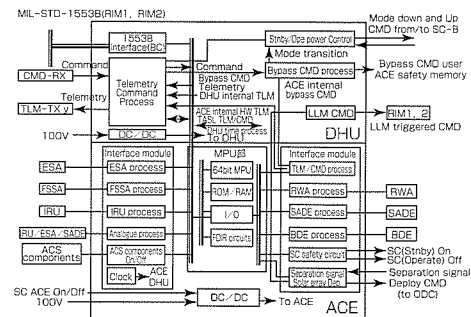


図1. SCの機能ブロック図

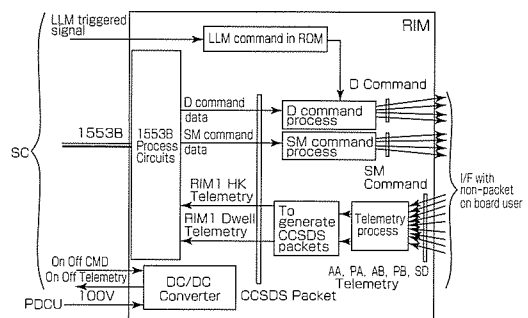


図2. RIMの機能ブロック図

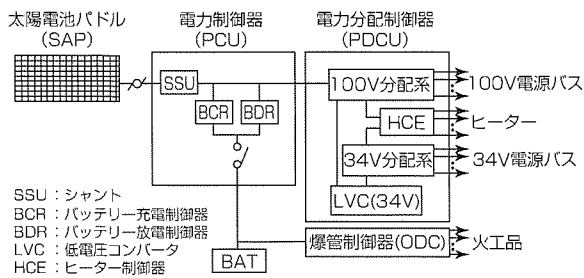


図3. 電源系の構成

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、世界の主流である100V安定化バスを採用した。

(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である。

(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、信号ラインハーネスの削減に伴う信頼性の向上、EMC(Electro Magnetic Compatibility)特性の改善、試験の効率化を実現した。

(4) 運用性の向上

従来、バッテリー管理機能、ヒーター制御機能は電源系ハードウェアによる固定運用であったが、前に述べたSCS系と連携し、任意の指令値をソフトウェアによって選択できるフレキシブルな運用を可能とした。

3. 今後の宇宙用電子機器開発

今後の衛星事業で競争力を強化するポイントとして、小型軽量化、低コスト化、短工期化の3点が挙げられる。ここではそのための取り組みとして、当社先端技術総合研究所で自主開発した先進システムコントローラ(Satellite Control Unit: SCU), 電源系で主として小型軽量化を目指した種々の取り組みについて述べる。

3.1 先進システムコントローラ

SCUは、次に示す新しいハードウェアとソフトウェアのアーキテクチャや、次世代の標準的な通信規格SpaceWireの導入によって、多様な機器との接続を可能とする柔軟性を実現した。この性質を活用して、SCUを中心とした周辺の機器はメニューから選択する標準のバス規格を定め、各種の衛星に適用することで、衛星のコスト1/5、製作期間1/2を実現することを目標としている。

3.1.1 IOプロセッサを用いたアーキテクチャ

ハードウェアを小型化するためには、高性能なプロセッサを用いて複数の処理を1個に統合することが有効であるが、一方では一部の仕様変更でも全体システムに与えるイ

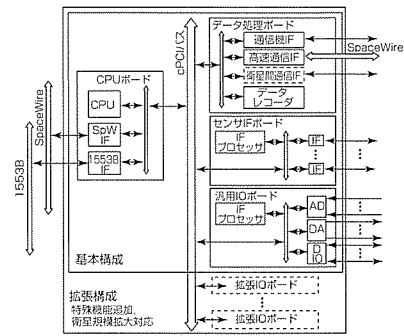


図4. SCUのシステムブロック図

ンパクトが大きくなる。これを解決する手段として、図4に示すように、独自に開発した小型のIOプロセッサと、JAXA開発の次世代搭載用MPU HR5000プロセッサを階層的に配置した構成を採用した。この構成では、外部機器とのインタフェースにかかわるローカルな処理はIOプロセッサで実行し、外部機器が変更になった場合はIOプロセッサのソフトウェアの変更で対応する。これによって、ハードウェアの小型化と、仕様変更に対する柔軟性を同時に実現した。このほか、SCUではハードウェア処理のソフトウェア化も進め、単系のコントローラを約5kgで実現している。

3.1.2 ソフトウェアフレームワークの導入

ハードウェアの統合やソフトウェア処理への置き換えを進めると、必然的にソフトウェアの重要性が高くなり、信頼性と開発効率の向上が課題となる。一般に民生機器では、ソフトウェアフレームワークを導入してこの課題に対処する。ソフトウェアフレームワークは、ソフトウェアを独立したモジュールに分割し要求に応じて適切なモジュールを選択して全体を構成することで、ソフトウェアの再利用性を高め、結果として信頼性と開発効率の向上を図る。SCUに搭載するソフトウェアにもこの考え方を適用し、図5に示す共通インタフェースを定義し、従来のソフトウェアをこの共通インタフェースに合うように独立したモジュールとして整理している。

3.1.3 SpaceWireへの取り組み

バスと接続するミッション機器によっては、一度に大量のデータを転送する必要が生じる。SCUでは、高速なミッションデータインタフェースとしてSpaceWireを採用した。SpaceWireは主として宇宙機での利用を目的に規格化が進められている高速シリアル伝送インタフェースで、次のような特長を持つ。

- ①最大で200Mbps程度の高速な伝送速度
 - ②単純なプロトコルの採用により、FPGAに実装可能
 - ③ルータを用いて機器をネットワーク的に接続可能
 - ④プロトコルの規格化により機器間の相互接続性を向上
- SCUではSpaceWireインタフェースを2系統搭載しており、ミッション機器との高速データ転送のほかに主従系間の通信

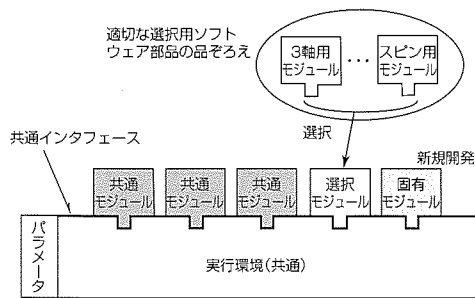


図5. 個別衛星用搭載ソフトウェアの開発イメージ

に使用する。今後搭載機器のSpaceWire対応が進めば、機器間をSpaceWireで接続することによって外部コネクタとワイヤハーネスの削減、試験装置や試験手順の共通化、ソフトウェアの流用率向上等の効果が期待できる。

3.1.4 成果と今後の見通し

SCUはこれまでに単体での評価試験を終え、姿勢制御試験を進めている。SCUは小型衛星をターゲットとして開発したものであるが、今後小型衛星として軌道上実証を進めるほか、中大型衛星への適用も検討していく。

3.2 電源系小型軽量化

100V安定化電源の小型軽量化は、2004年度から社内先行開発を開始し、2006年度からはJAXAの支援を受け、電子機器総質量の従来比半減を目標に次の施策によって開発を進めている。

- ①厚銅箔(どうはく)基板(メタルフォイルコア基板)の採用
- ②磁性部品の平面化(低背化)
- ③表面実装部品の全面適用
- ④リチウムイオンバッテリー(LIB)の開発

3.2.1 厚銅箔基板の採用

厚銅箔基板は、従来の基板の残銅率を大きくし熱伝導性の向上を図った基板で、基板としての新規開発要素を伴うことなく適用できる点が特長である。これによって、電力部品が直接基板に実装できるようになり、機器の小型化が実現可能となった。

3.2.2 平面トランスの採用

これまで、シャーシ(スライス)の厚みはほぼ磁性部品の高さに制約されることが多く、空間的な無駄に加え質量増加の要因となっていた。磁性部品の低背化が実現できたことでシャーシ設計が最適化され、質量軽減に大きな効果が得られている。トランス単体の質量、高さともに従来比半減が達成できたことで、モジュール全体としてのスライスの厚みもおおむね半減が可能になった。メタルフォイルコア基板で平面トランスを構成した一例を図6に示す。

3.2.3 表面実装部品の全面採用

近年、電力用途の表面実装部品SMD(Surface Mount Device)の調達が可能になっており、SMDの適用によって小型軽量化を図ることができる。ただし、電力用途の

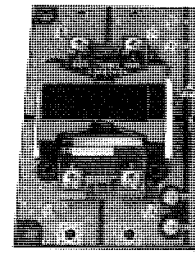


図6. 平面トランスの例

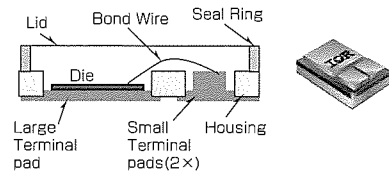


図7. 電力用SMDパッケージの構造と外観

SMDパッケージを実装するには、基板材質との線膨張率の差を克服する必要がある。基材として低線膨張を実現するCIC(銅/インバー/銅)基板を採用して解決を図っている(図7)。

3.2.4 リチウムイオンバッテリーの開発

バッテリーについては、軌道上実績の多いNiH₂タイプを優先して採用してきたが、パイロード搭載比率の向上には、電子機器同様バッテリーの小型軽量化も必達事項であり、従来比半減が期待できるリチウムイオンバッテリー(LIB)の開発を進めている。2010年度にはLIBを搭載した衛星の打上げが計画されており、今後はLIBの採用を前提に軽量化(従来比50%以下)された電源系が搭載できる見通しである。

3.2.5 成果と今後の見通し

これらの構想設計の結果、バッテリーを除く電源系機器の総質量を50%以下に低減できる見通しが得られており、2009年度に製作予定のエンジニアリングモデルで開発成果の検証を行う計画である。また、表面実装部品を全面適用することで、組立て時間の短縮が図れ、コスト低減にも寄与できる見込みである。

4. む す び

DS2000系バスは当社の標準衛星バスとして着実に実績を積みつつあり、当社の技術力・品質力を明示しつつある。また、次世代に向けた開発も着実に進めており、今後はこれらの開発成果を提案し、軌道上で実証していく予定である。

参考文献

- (1) 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)
- (2) 森田直哉, ほか: 衛星搭載用機器, 三菱電機技報, 79, No.8, 533~536 (2005)

衛星の品質力向上施策

稲川美之*

Quality Improvement Program for Space Satellites

Yoshiyuki Inagawa

要 旨

三菱電機は、2002年9月から2008年8月までに、衛星17機を引き渡し、15機の打上げ並びに軌道配置に成功するという大きな業績を上げた。

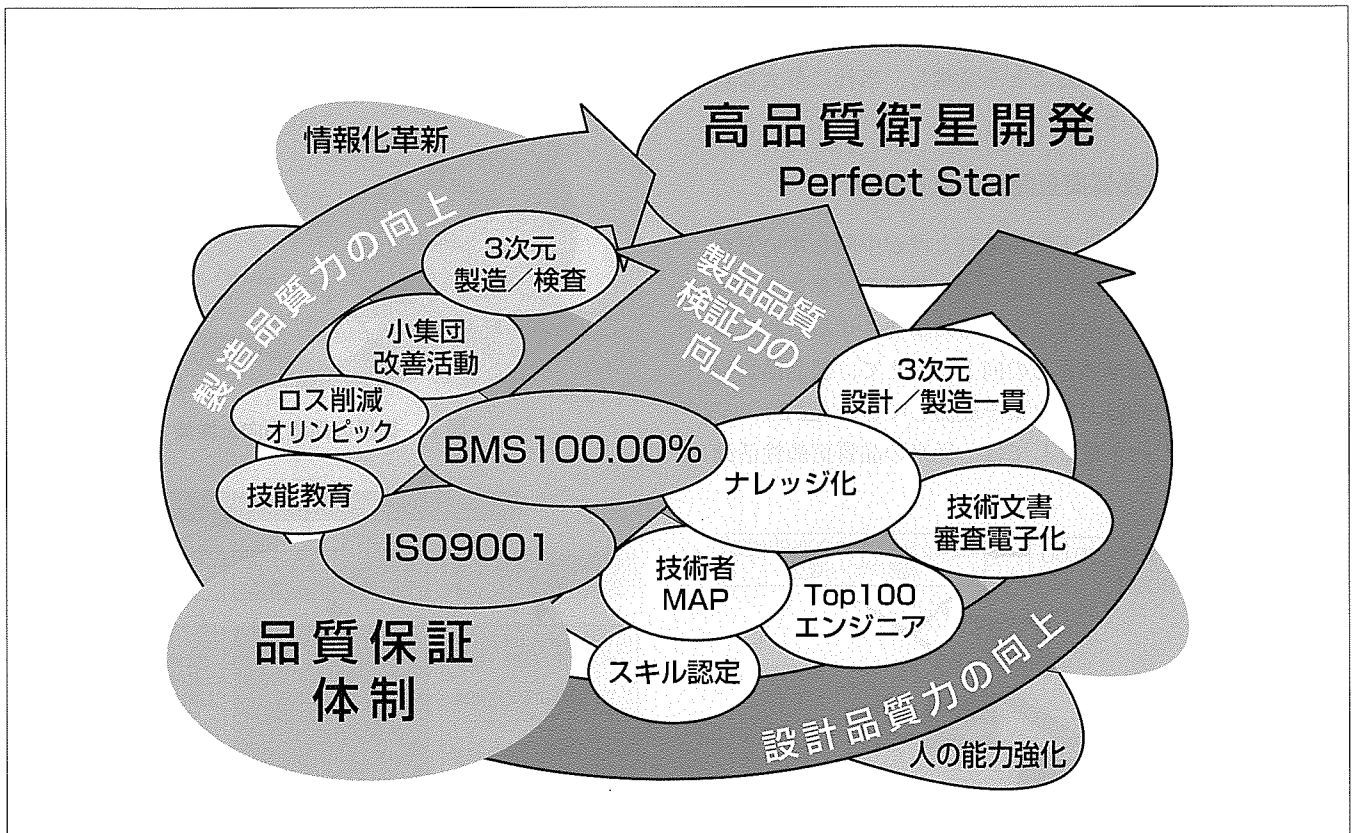
本誌の2005年8月号で衛星7機打上げ連続成功の報告をしたが、その後も記録を更新し、2008年8月にはフランス領ギアナにあるクールー発射場からスーパーバード^(注1)7号機(SB-7)が打上げられ、その後の運用も順調に推移して15機の衛星打上げ成功を達成した。

この連続打上げ成功の裏には、当社宇宙開発・製作の核である鎌倉製作所の全従業員が一丸となった、製品の高い品質と信頼性を確保するための着実に現実的な活動がある。

(注1) スーパーバードは、スカパーJSAT株の登録商標である。

当社は、高品質という企業イメージを確立するために、設計品質力の向上、製造品質力の向上とともに製品品質検証力の向上という3つの競争力向上の施策を展開してきた。

製品品質検証力の向上の中心的な役割を担う組織としてBMS(Brand of Mission Success)推進センターを設立し、第三者が、いわゆる“独立した確認と検証”といった活動に従事し、各種審査及び不具合予防活動を展開してきた。BMS100.00%活動の詳細は本誌の2005年8月号で報告した。ここでは、その後の主要な活動内容であるヒューマンエラー撲滅に向けた取り組み、システム安全強化の取り組みについて述べる。



衛星の品質力向上施策

図は、従来の品質保証体制の上にBMS100.00%活動によって第三者検証機能を強化し、製品品質検証力を向上させるとともに品質を作り込む設計品質力及び製造品質力の向上施策を展開して、高品質衛星開発を達成するための品質力向上施策を示す。

*鎌倉製作所

1. ま え が き

当社は、2002年9月から2008年8月までに、衛星17機を引き渡し、15機の打上げ並びに軌道配置に成功するという大きな業績を上げた。

本誌の2005年8月号で衛星7機打上げ連続成功の報告をしたが、その後も記録を更新し、2008年8月にはフランス領ギアナにあるクーラー発射場からスーパーバード7号機(SB-7)が打上げられ、その後の運用も順調に推移して15機の衛星打上げ成功を達成した。

SB-7は当社の標準衛星バスDS2000によって構築した衛星であり、日本初の本格的商用通信衛星である。当社の商用衛星への取り組みは、2003年6月11日にフランス領ギアナから打上げられたOPTUS社のOPTUS-C1衛星に始まるが、このオーストラリアの衛星では、当社は主契約者としてバスを製造した米国メーカーと組んで、通信ペイロードを製作した。その後、国土交通省から運輸多目的衛星2号機(MTSAT-2)を受注し、当社が独自に開発したDS2000バスをベースに製作を進め、2006年2月20日に種子島宇宙センターから打上げ、DS2000バスのフライト品質を内外に示した。

SB-7は、そのMTSAT-2の成果を引き継いで衛星開発を進めるとともに、国内メーカーとしては初めてとなるロケット調達、海外射場での管理、軌道上初期運用を当社主体で実施した。SB-7での成功と経験は、欧米の衛星システムメーカーと肩を並べることを意味し、当社に多大な自信と経験をもたらした(図1)。

2. 高品質衛星開発の取り組み

1996年以降、国内の人工衛星の打上げが中断していたが、2002年以降に打上げ再開が決まり、6年間のブランクを乗り越えてすべての人工衛星を100.00%成功させるため、設計品質力の向上と製造品質力の向上に加えて、製品品質検証力向上の3本の品質力向上策を展開してきた(図2)。

製品品質検証力向上策としては、従来の品質信頼性活動

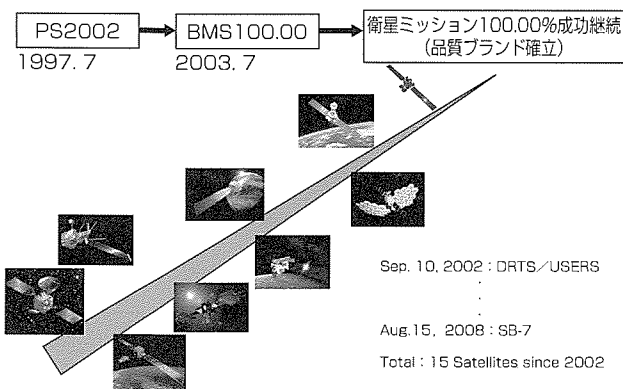


図1. 人工衛星15機連続打上成功

に加えて、特別組織であるPS2002推進センターを1997年7月に発足し、当社宇宙開発・製作の核である鎌倉製作所の全従業員が一丸となった、製品の高い品質と信頼性を確保するための着実で現実的な活動に取り組んだ。この活動の結果が、2002年と2003年の2年間で上げた7機の人工衛星すべてを100.00%成功に導いた。

当社は、高品質という企業イメージを確立するために、この活動を衛星の開発・製造のみならず衛星運用を含む総合的なシステムの品質向上にも広げている。そのため2003年7月からは、PS2002推進センターを発展させ、BMS推進センターとして再設立した。

顧客の要求仕様を100%満足させる取り組みは当然のことであるが、鎌倉製作所では顧客満足のための絶対的な信頼獲得のためには、100%に加えて2ランク上の品質レベル100.00%を目指すこととし、製品品質検証力向上の柱としてBMS100.00%活動を展開することとした。

第三者が、いわゆる“独立した確認と検証”といった活動に従事し、各種審査及び不具合予防活動を展開する。

BMS推進センターは宇宙関連部門が行うすべての活動を監視し、品質に関する問題が生じると報告、追跡調査に取り掛かる。こうした活動は週1回鎌倉製作所長に報告された上で実行される。主なBMS100.00%活動を図3に示す。

図3に示したBMS100.00%活動の詳細は、本誌の2005年

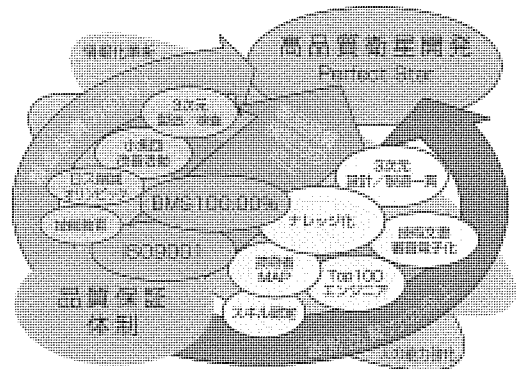


図2. 衛星の品質力向上施策

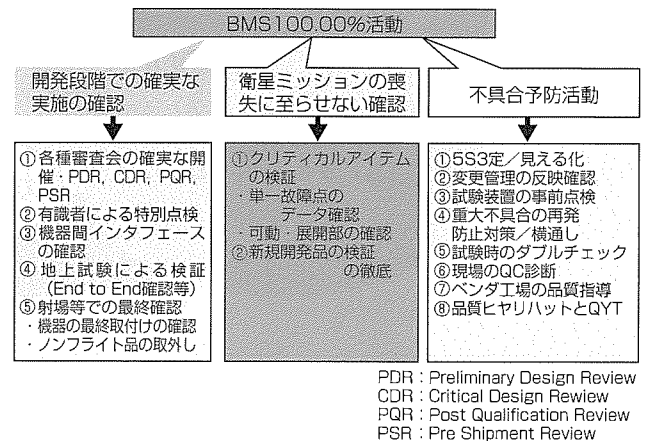


図3. BMS100.00%の主な活動

8月号で報告した。ここではその後の主要な活動内容について述べる。

(1) ヒューマンエラー撲滅に向けた取り組み

不具合予防活動として、①5S3定、見える化活動、②変更管理の反映確認、③試験装置の事前点検、④重大不具合の再発防止対策／横通し、⑤試験時のダブルチェック、⑥品質昼礼と現場QC(Quality Control)診断、⑦ベンダー工場の品質指導、⑧品質ヒヤリと品質予知訓練(QYT)などの活動を展開してきたが、2006年の衛星5機連続打上げを目指したシステム組立て／試験で、過電圧印加というヒューマンエラーが発生し、打上げに向けた品質確保に黄信号が灯った。

そこでヒューマンエラーに対する背後要因の分析結果に基づきその不具合を整理し、“組織レベルの問題”“個人レベルの問題”，及び“人為ミスを犯しやすい設計”に区分して、各問題点に対する品質強化策を立案実行した(図4)。

(2) 仕組み／体制強化

仕組み／体制強化策としては、試験作業者の実行を指揮するチームリーダー(TL)とは別にテストコンダクタ(TC)を配置し、試験作業の確認を行う。従来システム試験で実施していた試験前準備確認会(TB：タスクブリーフィング)、試験後確認会(TR：タスクレビュー)をサブシステム以下の試験にも適用して、試験要領書の正当性確認、試験準備状況確認、試験結果の確認を行うなどの仕組み／体制強化を図るとともに、図5に示すヒューマンエラー確認表を導入した。

ヒューマンエラー確認表は、衛星システムの組立て／試験作業のタスクごとのヒューマンエラー防止にあたっての留意事項をまとめるとともに、各作業開始直前にヒューマ

ンエラー確認表記載の留意事項を読み合わせ、作業員全員が理解したことを確認するサイン欄を設けたもので、作業員自身の意識高揚を図り、ヒューマンエラー撲滅を図ったものである。

(3) 人への意識付け

管理職による作業員全員に対する面談を実施し、取り扱っている製品の重要性を直接指導するとともに、基本作業のチェックポイント、作業の禁則事項をまとめた手持ちカードを作成し、作業員全員に配布、毎朝作業着手前に作業員全員でカードに記載された“基本作業のチェックポイント”“作業禁則項目”を唱和させることで、作業基本の刷り込みを実施した(図6)。

また、すべての試験要領書にも基本ルール、禁止事項を明記し、作業前、作業中にも注意喚起を徹底した。

(4) 試験組立て作業のリスク管理

ヒューマンエラー確認表に示した作業の致命性分析に基づいて作業リスクを点数化し、リスク低減状況をモニタし、問題があれば改善策を講じてリスクの計画どおりの低減管理を実施した。

また、リスク管理状況は、毎週トップマネジメントに報告し、トップダウンによる指示、迅速な改善フォローを実施した。リスクトレンドの事例を図7に示す。

3. システム安全強化の取り組み

衛星システムの高い信頼性を確保していても、安全が損なわれ、地上作業で人身事故等が発生したとしたら、衛星ミッションを成功に導けないどころか、プロジェクト自体が存続し得ない。

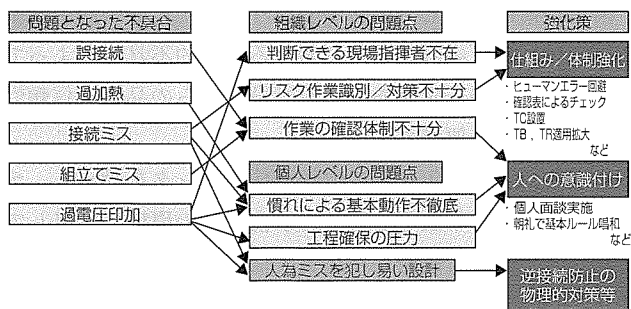


図4. ヒューマンエラー問題の品質強化策

作業内容	作業員	確認項目	確認結果	確認日時	確認場所	確認者
衛星5機組立	木村	過電圧印加防止	確認済	2006.10.10	試験室	木村
衛星5機組立	小林	過電圧印加防止	確認済	2006.10.10	試験室	小林
衛星5機組立	山本	過電圧印加防止	確認済	2006.10.10	試験室	山本

図5. ヒューマンエラー確認表の事例

<システム組立て作業 禁則11項目>

1. 脚立作業は一人ではない
2. 無資格者は高所作業車での作業をしない
3. ヘルメット・安全帯なしで高所作業をしない

<基本作業のチェックポイント>

1. 作業指示の確認 (図面, ECO, MR, 鎌シキ)
2. 作業前製品損傷の有無確認 (責任の明確化)
3. 共同作業に入る前のミーティングの実施
4. 期限統制品の確認 (副資材, 計測器, 工具)
5. ねじ締め作業 (1つ締めたら1つチェック)
 - ・課内規定に従ったチェックの実施
 - ・ねじ締め前, ねじ取り外し後の員数確認
6. マーカベンによる自主チェックの遵守 (作業した部分の注記, 接続図の消し込み)
7. コネクタ抜き差し時のチェック (ピン曲がり, 異物混入)
8. 組立て工程単位の確認 (不具合発生工程の明確化)
9. 作業記録の記入 (接着, 圧着, ねじ締め, 配線)
10. 改修作業のトリプルチェック (本人, リーダー, 検査員)
11. 射場作業注意事項の遵守
12. 作業終了時の製品損傷の有無確認 (製品保護実施)
13. 共同作業リーダーによる当日の作業のまとめ, 翌日の作業内容の明確化 (模造紙への記入)
14. 整理整頓 (製品養生も含む) (製品/人の安全確保, 異物混入対策)

図6. 基本ルール唱和カードの事例

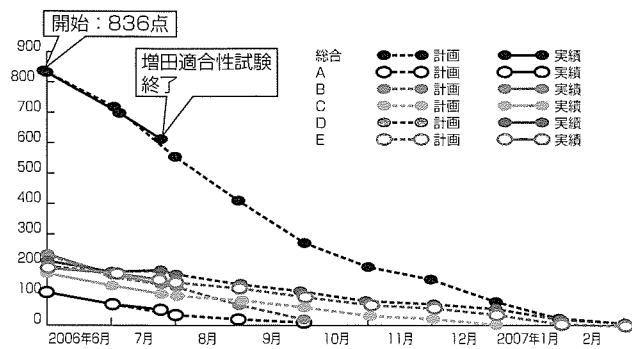


図7. リスクトレンドの事例

そのため、製品の高い品質と信頼性を確保するための着実に現実的な活動の中に、衛星自体と作業現場の“安全”を確保するためのシステム安全管理活動も強化してきた。

衛星開発におけるシステム安全管理活動は、開発の初期段階から実施される。ここで述べている“システム安全”という用語は、“システムの安全”という意味ではなく、ISO14620-1 Space Systems-Safety Requirements Part 1で規定する“システムティックな安全管理の手法を指す固有名詞”として用いている。

日本国内でのシステム安全管理活動は、宇宙航空研究開発機構(JAXA)のリーダーシップのもと、衛星システム開発を通して展開されてきた。活動の具体的な各フェーズ(作業時期)及び目的を表1に示す。各作業フェーズではハザード識別を実施し、識別されたハザードに対してリスク評価を行い、図8に示す許容可能な範囲にまでリスクの低減を図り、各設計フェーズの進捗(しんちよく)に伴って決定した事項を確実に実施・管理することに活用している。

当社では、衛星システムの安全管理活動を基本に、衛星搭載機器のシステム安全管理活動も展開している。例えば、衛星バスシステムの重要機器の一つであり、近年実プログラムでの搭載例が増えつつあるリチウムイオンバッテリーが挙げられる。

リチウムイオンバッテリーを構成するセル自体には、安全性を確保するSafety Featureとして、過大電流に対応したセパレータシャットダウン機能及びセルヒューズ機能、セル内部圧力上昇を抑制するラプチャ機能を付与しているが、次の安全性評価を実施し、特有の危険事象を回避するためにセル保護回路等を追加して、2フォールトトレラントを持つバッテリー設計とした。

- ①ハザード識別
- ②識別されたハザードの定性的リスク分析
- ③被害大と想定されるハザードに対するFTA (Fault Tree Analysis)分析
- ④FTA分析に基づくFault Tolerant設計の確認、改善処置検討、等

表1. システム安全管理活動のフェーズ区分(例)

名称	実施時期	目的
フェーズ0	開始～ 概念設計審査	・ハザード及びハザード原因の確認 ・適用すべき基本的な安全要求の確認
フェーズI	概念設計審査～ 基本設計審査	・ハザード及びハザード原因の確認 ・ハザード制御方法の確認 ・検証方法の確認 ・適用すべき詳細な安全要求の確認
フェーズII	基本設計審査～ 詳細設計審査	・ハザードの制御方法が、設計上実現されていることの確認 ・検証方法の詳細が設定されていることの確認
フェーズIII	詳細設計審査～ 開発試験後審査	・検証が完了していることの確認 ・アクションアイテムがすべてクローズしていることの確認

		発生の可能性				
		A	B	C	D	E
被害の度合い	I					
	II					
	III					
	IV					

- : 許容できない
- : 許容可否判断要(注)
- : 許容範囲

図8. リスク許容判定基準(例)

また、設計どおりの安全性を備えているか検証するために、国連勧告等で規定された通常の過充電、過放電、外部/内部短絡試験等に加えて、FTAの結果に基づき潜在危険洗い出し試験(満充電状態での過充電試験及び内部短絡(釘(くぎ)差し)試験)を追加実施し、安全性の確認を徹底した。

4. む す び

衛星技術は成熟しているかのようだが、世界の商用衛星市場では、まだ設計や製造における致命的不具合によって失敗する衛星が一定数あり、設計段階からの品質・信頼性の作り込みが必要である。

当社では、2008年10月に信頼性技術センタを設立し、デブリ、放射線、帯放電といった宇宙独特の環境に対処して衛星システム設計段階から品質・信頼性を作り込む体制を強化した。

当社の近年の成功実績は、ひとえにBMS100.00の継続的な活動の効果と、衛星の組み立て・試験の全工程を行うことができる設備の強みによるものとも言えるが、信頼性技術センタを加えることでBMS100.00活動を始めとする品質確保プログラムは、当社製品の安全、信頼性と品質を更に一段高いレベルに引き上げ、衛星ミッション100.00%成功の品質ブランドを確立し、継続する。



特許と新案***

三菱電機は特許及び新案を有償開放しております

有償開放についてのお問合せは
三菱電機株式会社 知的財産渉外部
電話(03)3218-9192(ダイヤルイン)

アンテナ初期値設定装置及び初期値設定方法及び衛星通信システム 特許第3212854号(特開平9-153853)

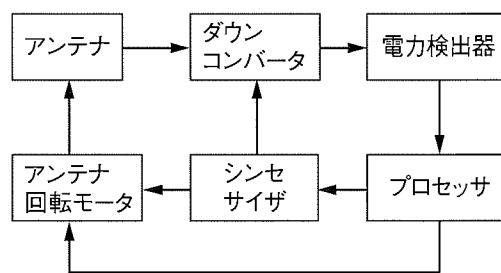
発明者 富士 剛

この発明は、移動体衛星通信において使用する追尾型アンテナの初期捕捉に関するものである。

従来の追尾型アンテナの初期捕捉装置は、アンテナを360度回転して受信電力を検出し、受信電力が最大となる方向にアンテナが固定されるものであったが、周波数偏差が生じて電力検出器の帯域外に受信信号の周波数帯域があると、電力最大値を検出することができず、初期捕捉が完了しないという問題があった。

この発明では、アンテナからの受信信号をダウンコンバータによって変換して得られる中間周波数帯の信号の電力又はレベルを電力検出器で検出し、アンテナの方向制御を行い、所定回転位置で電力検出器の出力変化が得られない場合は、ローカル信号の発振周波数を指示するプロセッサから、シンセサイザに対してあらかじめ設定した周波数帯だけ偏移させてローカル信号を発振するよう指示し、改めて電力検出を行うようにしたものである。

この発明によって、移動体通信装置で受信する受信信号に周波数偏差が生じている場合や、シンセサイザの安定度が良好でない場合にも、確実にアンテナ初期捕捉を行うことができる。



太陽電池 特許第4039949号(国際公開 WO2002/054501)

発明者 大久保 充

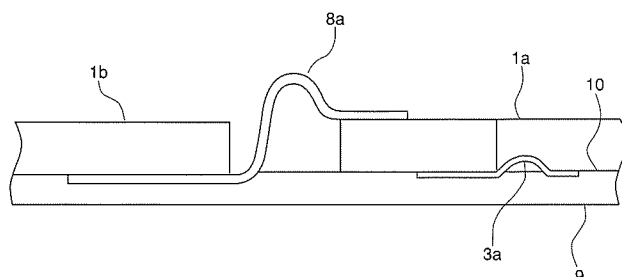
この発明は、ダイオードが組み込まれた太陽電池の接続電極構造に関するものである。

従来の装置は、太陽電池セルとダイオードを、接続機能のみを持ったダイオード接続金具で接続していたため、接合点数が増えて組立て時間が増加するとともに接続信頼性が低下する、という問題があった。

この発明は、熱膨張緩衝用の屈曲部を持つ太陽電池同士を直列に接続する接続金具に、太陽電池セルの裏面電極とダイオードの表面電極とを接続する機能を追加したことを特長とするものである。

これによって、太陽電池セルとダイオードの接続に際し、組立て時間を削減するとともに、太陽電池の受光面積の無駄なく、ダイオードを配置することができる。

また、広い温度範囲において太陽電池回路を使用した場合に、太陽電池セル及びダイオードの上の接合点に加わる熱荷重を低減して、接続の信頼性を向上することができる、という優れた効果を得られる。





特許と新案 * * *

三菱電機は特許及び新案を有償開放しております

有償開放についてのお問合せは
三菱電機株式会社 知的財産渉外部
電話(03)3218-9192(ダイヤルイン)

展開構造物の保持解放機構 特許第4183074号(特開2004-284527)

発明者 中川 潤, 森 康, 堀江 琢

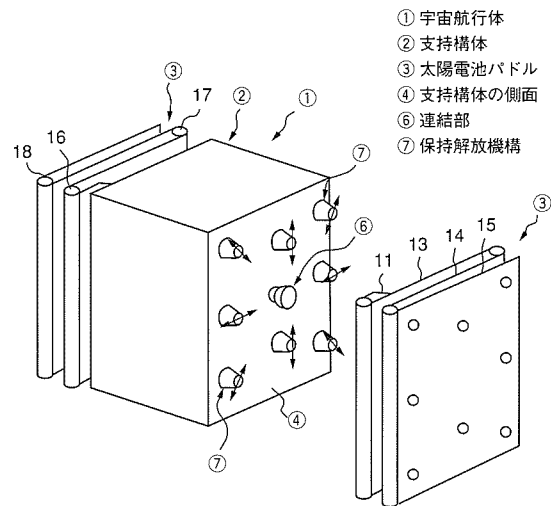
この発明は、人工衛星の太陽電池パドル、展開アンテナなどの展開構造物を折り畳んだ際に、機械的に拘束する保持解放機構に関するものである。

従来の装置は、衛星構体と太陽電池パドルとの機械的インタフェース部をブッシュ対で構成し、ブッシュ対のキーとキー溝が上下方向と左右方向にのみ設けられ、それ以外は面当たりのみであることから、質量の大きな太陽電池パドルの面内保持が難しくなる、という問題があった。

この発明は、展開構造物が折り畳まれた際に、第1のブッシュ対は、キーとキー溝によって係合し、第1のブッシュ対以外は、環状凸部と環状凹部によって係合し、かつ、第1のブッシュ対のキー又はキー溝とブッシュ中心とを結ぶ線が、駆動機構に対する放射方向に向いていることを特長とするものである。

これによって、ブッシュ対1つ当たりの保持荷重を増大させることなく、展開構造物に対する面内方向の機械的な拘束力を増強することができるので、重い展開構造物を保

持することができるとともに、線膨張係数の差に基づく熱応力を緩和することができる、という優れた効果を得られる。



- ① 宇宙航行体
- ② 支持構体
- ③ 太陽電池パドル
- ④ 支持構体の側面
- ⑤ 連結部
- ⑥ 保持解放機構

<次号予定> 三菱電機技報 Vol.83 No.4 特集「最新のFA機器・産業加工機」

三菱電機技報編集委員 委員長 杉山 武史 委員 小林智里 増田正幸 滝田英徳 岩崎慎司 糸田 敬 世木逸雄 江頭 誠 河合清司 種子島一史 安井公治 石川哲史 光永一正 河内浩明 橋高大造 事務局 園田克己 本号取りまとめ委員 和田克良 五百木 誠	三菱電機技報 83巻3号 (無断転載・複製を禁ず) 編集人 杉山 武史 発行人 園田 克己 発行所 三菱電機エンジニアリング株式会社 e-ソリューション&サービス事業部 〒102-0073 東京都千代田区九段北一丁目13番5号 日本地所第一ビル 電話 (03)3288局1847 印刷所 株式会社 三菱電機ドキュメンテクス 発売元 株式会社 オーム社 〒101-0054 東京都千代田区神田錦町三丁目1番地 電話 (03)3233局0641 定 価 1部945円(本体900円) 送料別	2009年3月22日 印刷 2009年3月25日 発行
三菱電機技報 URL 三菱電機技報に関するお問い合わせ先	URL http://www.mitsubishielectric.co.jp/corporate/giho/ URL http://www.mitsubishielectric.co.jp/support/corporate/giho.html	
英文季刊誌「MITSUBISHI ELECTRIC ADVANCE」をご覧いただけます	URL http://global.mitsubishielectric.com/company/rd/advance/	