

MITSUBISHI

三菱電機技報 Vol.68 No.7

特集 “飛躍する宇宙開発”

'94 **7**



特集 “飛躍する宇宙開発”

目 次

特集論文

宇宙開発の夢	1
立野 敏	
21世紀に向けての宇宙開発	2
藤田康毅	
地球観測衛星	16
表野正樹・井村信義・江角 清・笠波孝幸	
リモートセンシングシステム	22
岩橋 努・上杉利明・門脇 隆	
衛星搭載大型展開アンテナ	28
高野 忠・名取通弘・三好一雄・井上登志夫・野口龍宏	
衛星間通信機器	33
堀田成章・市野裕行・沢田 久・長瀬勝照	
商用衛星搭載機器	38
風神 裕・広瀬晴三	
宇宙機システム系の現状と展望	42
山口哲郎・中村太一・小山 浩・功刀 信・塚原克己・松英稔久	
宇宙用次世代のデータハンドリングシステム	47
姉川 弘・古島重幸	
宇宙ステーション取付け型実験モジュール用無容器イメージ炉	55
吉沢憲治・築島千尋・依田真一・山脇敏彦	
宇宙開発事業団納め小笠原精測レーダ設備測距装置	62
森永幸平・佐藤長未・広瀬健一・佐藤 巧・村瀬文義・北野勝巳	
郵政省通信総合研究所納め ETS-VI 用フィーダリンク地球局	67
木村 繁・若菜弘充・鈴木良昭・藤原知博・永岡正志	
普通論文	
中部電力榑松ヶ枝変電所納め超高压地下変電所用変圧器設備	72
竹本和雄・宮本憲繁・工藤 淳・中塚昭治・近藤克三	
三菱高速データ検索システム	78
松本利夫・小川 晃・吉田 学・川口正高・瀬川泰生	
フラッシュメモリ内蔵16ビットマイクロコンピュータ	84
植木 浩・黒田幸枝・樋口光誠・池口浩之・安木信行	
I ² Cバスインタフェース対応16ビットマイクロコンピュータ	90
“M37709M4L×××HP”	
大西賢治・小浦正人・古田幸司	
インテリジェント監視装置 “MELSIM”	95
江上憲位・一枝圭祐・中原敏明	

特許と新案

「両極性短絡移行アーク溶接機」「熱伝達装置」	101
「回転式キャビネット」	102

スポットライト

リモコン漏電ブレーカ BC-V03	100
FUZZYを新たに組み込んだ“エキスパートシステムATO”	103
中部電力榑愛知変電所納め	
500kV 1,000MVA 分解輸送方式変圧器 “CGPA 変圧器”	104
「快適サポート」 エアフロー環気システム	105
大容量IGBTアクティブフィルタ “MELACT-1100L”	106
三菱ビル遠隔管理サービスシステム “メルセントリー SA30”	(表 3)

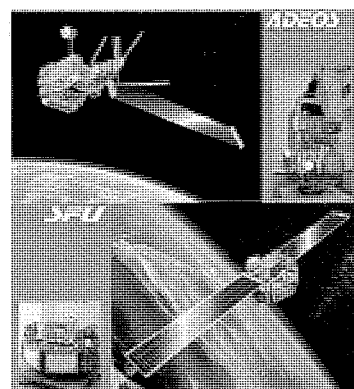
表紙

地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS)

地球温暖化、異常気象の発生等、環境変化に対応した全地球規模の観測データを取得し、地球環境監視に役立てるとともに、次世代衛星に必要なプラットフォーム技術及び衛星間通信の実験運用を行う地球観測衛星である。高度約800kmの上空から8mの地表分解能で観測する高性能可視近赤外放射計(AVNIR)等8種類の地球観測センサを搭載している。打上げは平成8年2月に予定されている。

宇宙実験・観測フリーフライヤー(SFU)

微小重力環境下で各種実験・観測する無人の再使用型多目的宇宙実験機である。基本構成は八角形で、8個のモジュールで構成されている。第一回目は平成7年2月にH-IIロケットで打上げ高度約300kmに投入され、その後、高度約500kmの軌道で運用される。この軌道で各種実験・観測を行い、打上げから約6か月後にスペースシャトルにより回収され、地上へ帰還する。



9月12日は『宇宙の日』です。

『宇宙の日』は、1992年の「国際宇宙年」を記念して、一般公募により「毛利宇宙飛行士が、スペースシャトルで飛び立った日」が設定されました。

三菱電機㈱は、宇宙の日の趣旨に賛同し、各種行事に協力しています。

三菱電機技報に掲載の技術論文では、国際単位“SI”[SI第2段階(換算値方式)を基本]を使用しています。ただし、保安上、安全上等の理由で、従来単位を使用している場合があります。

アブストラクト

21世紀に向けての宇宙開発

藤田康毅

三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.2～15 (1994)

H-II ロケットの成功によって日本も新しい宇宙開発の時代を迎えた。新しい時代は通信、観測分野のほかに環境利用、エネルギー利用、有人宇宙活動の各分野への発展が期待されている。

ここでは各分野の技術現況を述べ、最近の動向を基に将来の主要な技術課題として低コスト衛星システム、有人宇宙活動、宇宙発電、月惑星基地の4項目を取り上げ、各々についての関連技術内容と将来の見通しについての展望を与えている。

商用衛星搭載機器

風神 裕・広瀬晴三

三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.38～41 (1994)

商用衛星は低コスト化が必要不可欠であり、この前提条件下で要求される性能を達成することが開発の焦点となっている。商用衛星の一つであるN-STAR衛星で、当社は10種類の機器を担当し、技術開発として非線形ひずみの補償機能を付加したSSPAの高性能化、周波数変換器の不要波抑圧の向上、HEMT(高電子移動度トランジスタ)素子を用いた低雑音増幅器の高性能化、サテライトスイッチの実用化に取り組んだので、その概要について紹介する。

地球観測衛星

表野正樹・井村信義・江角 清・笠波孝幸

三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.16～21 (1994)

近年地球温暖化、オゾン層の破壊、熱帯雨林の減少、異常気象の発生等、地球環境問題が大きくクローズアップされてきている。これらの地球環境変化に対応した全地球規模の観測データを取得し、国際協力による地球環境監視に役立てるとともに、次世代地球観測に必要なプラットフォーム技術及び地球観測データ等の中継に必要な技術の開発を目的とし、当社がシステムインテグレータとして開発を担当している地球観測プラットフォーム技術衛星の概要を紹介する。

宇宙機システム系の現状と展望

山口哲郎・中村太一・小山 浩・功刀 信・塚原克己・松英稔久

三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.42～46 (1994)

今後の宇宙活動においては、自動化技術／無人化技術がキー技術となる。当社はこの観点に立ち1980年代初めからこれら技術の先行開発に着手し、現在SFU、ETS-VII等のプロジェクトにおいてその一部を実現しつつある。本稿では、ランデブ・ドッキングとロボティクスを中核とする宇宙機システム開発に対する当社の取組みを紹介するとともに、併せて自動化技術をベースとした宇宙インフラストラクチャ構築のシナリオについての提案を行う。

リモートセンシングシステム

岩橋 努・上杉利明・門脇 隆

三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.22～27 (1994)

衛星からのリモートセンシングは、地球全体を短期的に観測できるので、地球環境の解明や大規模災害の監視の有効な手段として注目されている。

本稿では、当社が開発を担当してきた地球資源衛星(JERS-1)や地球観測プラットフォーム技術衛星(AEOS)などの衛星搭載観測センサや地上の画像処理システムを中心に、衛星リモートセンシングシステムについて述べる。

宇宙用次世代のデータハンドリングシステム

姉川 弘・古島重幸

三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.47～54 (1994)

宇宙インフラストラクチャ、本格的な地球観測、宇宙環境利用の時代を迎えつつある。これに対応し、新しいデータハンドリングシステムの開発が必要であり、また同システムは全体のシステムを決定する上で重要なシステムになっている。本稿では、次世代のデータハンドリングシステムに対する構成概念案を示すとともに、現在ETS-VIIで開発している将来の宇宙活動(ランデブ・ドッキング及び宇宙ロボット)を支援するに適した新しいデータハンドリングシステムの開発概要を紹介する。

衛星搭載大型展開アンテナ

高野 忠・名取通弘・三好一雄・井上登志夫・野口龍宏

三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.28～32 (1994)

科学衛星MUSES-Bに搭載する大型展開アンテナは、金属メッシュとケーブルテンショントラスを伸展マストによって展張して有効径約8mのアンテナ鏡面を形成する斬新な構造のアンテナである。

各種の制約条件に対し最適化電気設計を行い、展開機構と鏡面精度を重点に開発を進めた結果、衛星用展開アンテナとして実現できる見通しが得られ、フライトモデルの製作段階となったので、その開発概要について述べる。

宇宙ステーション取付け型

実験モジュール用無容器イメージ炉

吉沢憲治・築島千尋・依田真一・山脇敏彦

三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.55～61 (1994)

宇宙ステーション取付け型実験モジュール用無容器イメージ炉に対し、マイクロ波放電ランプを用いた試料の均一な加熱と、静電位置制御方式による試料の受ける外乱の少ない炉を目指して開発を進めている。

これまでにファジー制御を用いた新たな静電位置制御の手法を実験によって検証し、また、MDランプを光源とするイメージ炉が加熱炉としての能力を持つことを実証した。論文ではこれら結果につき報告する。

衛星間通信機器

堀田成章・市野裕行・沢田 久・長瀬勝照

三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.33～37 (1994)

1996年2月及び1997年2月にそれぞれ打ち上げを予定されている地球観測プラットフォーム技術衛星(AEOS)及び通信放送技術衛星(COMETS)に搭載される軌道間通信系(IOCS)と衛星間通信機器(ICE)は、実際の衛星運用支援を含め日本初の衛星間通信ネットワークシステムの検証を目的としたミッション機器である。本稿では、このAEOS IOCS及びCOMETS ICEの構成、捕捉追尾系、衛星間通信データ通信系を中心に設計検討の概要と現在の開発状況について紹介する。

宇宙開発事業団納め小笠原精測レーダ設備測距装置

森永幸平・佐藤長未・広瀬健一・佐藤 巧・村瀬文義・北野勝巳

三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.62～66 (1994)

H-IIロケットでは、ロケット-レーダ間の電波リンク状態の劣化が想定され、データ取得の信頼性向上のため測距装置を1台増設した。また、アップレンジ局との位相同期運用が複雑になるため、新たな同期制御機能を付加した。高速A/Dコンバータ、DSP等の採用、全デジタル化の結果、性能向上及び自動化による操作性向上を実現し、かつ小型化ができた。測距精度を約3.5m rmsから約1.2m rmsに改善した。H-II・1F打上げで運用し、要求を満足していることが確認された。

Abstracts

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 38~41 (1994)

Components for Commercial Communications Satellites

by Yutaka Kazekami & Haruzou Hirose

With strong demand for lower cost satellites for business use, the corporation is developing cost-competitive equipment capable of providing the required high performance. The Kamakura Works is developing ten components for the N-STAR, a communications satellite owned by Nippon Telegraph and Telephone Corporation (NTT). The article reports on major technical development items, including a high-performance solid-state power amplifier that compensates for non-linearity, a frequency converter with better spurious suppression performance, an improved low-noise amplifier using high-electron-mobility transistors (HEMTs), and a controller for a satellite switching system.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 2~15 (1994)

Space Activities into the 21st Century

by Yasuki Fujita

With the successful launching of the H-II rocket, Japan is entering a new era in its space development activities. New advances are expected in the fields of space environment utilization, energy use, manned space flight, telecommunications and earth observation. The article reports on the latest advances in these various fields, especially as relates to the four areas of low-cost satellite systems, manned space flight, extraterrestrial power generation and colonization of the moon and other planets.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 42~46 (1994)

Present Status and Future Vision of Spacecraft System Development

by Tetsuo Yamaguchi, Taichi Nakamura, Hiroshi Koyama, Makoto Kunugi, Katsumi Tsukahara & Toshihisa Matsue

Automated systems capable of operating with minimum human supervision will be a mainstay of future space development activities. The corporation has been developing these technologies since the early 1980s, and has been contracted for several related projects in the Space Flyer Unit (SFU) and Engineering Test Satellite VII (ETS-VII). The article reports on the corporation's work in rendezvous-and-docking and robotics technologies, and other spacecraft systems development. The article also presents the corporation's scenario for a space infrastructure that will support future development in automation technology.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 16~21 (1994)

Earth Observing Satellite

by Masaki Hyono, Nobuyoshi Imura, Kiyoshi Esumi & Takayuki Kasanami

The environmental changes associated with global warming, ozone-layer depletion and abnormal meteorological events require detailed monitoring. The article introduces the Advanced Earth Observing Satellite (ADEOS) for which the corporation is the system integrator. The satellite will collect data to support global environmental monitoring efforts, and serve as a platform for developing future technologies.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 47~54 (1994)

A Next-Generation Data-Handling System for Use in Space

by Hiroshi Anegawa & Shigeyuki Furushima

A space-based infrastructure, extensive earth-observation network, and space utilization industry are rapidly developing. The structure of the new data-handling systems that will comprise this infrastructure will influence the design of the many systems to which it will interface. The article describes the conceptual design of a next-generation data-handling system, and introduces one such system being developed to support rendezvous-and-docking and space robotics technology for Engineering Test Satellite VII (ETS-VII).

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 22~27 (1994)

A Remote-Sensing System

by Tsutomu Iwahashi, Toshiaki Uesugi & Takashi Kadowaki

Remote-sensing technology is highly useful for understanding environmental processes and observing catastrophic environmental changes because satellites using this technology can observe short-lived events around the globe. The article introduces remote-sensing technology developed for use aboard the Japanese Earth Resources Satellite 1 (JERS-1) and Advanced Earth Observing Satellite (ADEOS), and terrestrial image-processing technology employed to process data collected.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 55~61 (1994)

Containerless Image Furnace for the Space Station

by Kenji Yoshizawa, Chihiro Tsukishima, Shin'ichi Yoda & Toshihiko Yamawaki

Mitsubishi Electric is developing a containerless image furnace for the Japanese Experiment Module of the space station Freedom. A microwave-discharge lamp will heat specimens uniformly, and electrostatic position control will maintain specimens in place with minimal disturbance. The corporation has developed and qualified a fuzzy-logic algorithm for position control. An image furnace using a microwave-discharge lamp as a light source has been verified as providing suitable capacity for a heating oven. The article reports on these results.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 28~32 (1994)

A Large Deployable Antenna for Satellites

by Tadashi Takano, Michihiro C. Natori, Kazuo Miyoshi, Toshio Inoue & Tatsuhiro Noguchi

The large deployable antenna that will be carried aboard the MUSES-B science satellite has an innovative structure consisting of wire mesh over a cable tension truss. The truss is supported by six extendible masts that deploy to form a reflector dish with an 8m effective diameter. The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) and Mitsubishi Electric have optimized the antenna electrical parameters, and resolved problems in the deployment mechanism and reflector accuracy. The feasibility for the antenna's use in space has been proven by results derived from development tests and accompanying studies. The corporation is now producing the flight model.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 62~66 (1994)

A Ranging Instrument for Precise Radar Tracking at NASDA's Ogasawara Down-Range Station

by Kohei Morinaga, Osami Sato, Ken'ichi Hirose, Takumi Sato, Fumiyoshi Murase & Katsumi Kitano

The extremely large size of the H-II rocket body led to difficulty in radar tracking due to a poor radio link between the rocket and tracking stations. In order to improve the reliability of data acquisition during tracking, an extra ranging instrument was developed for the existing radar system. As the timing operation of radar transmission became more complex, new automated timing control equipment was installed in the Ogasawara precision radar tracking system. Employing a high-speed analogue-to-digital converter (ADC) and digital signal processors (DSPs), stable and excellent tracking performance, as well as suitable operation were achieved. As a result, ranging accuracy was reduced to approximately 1.2m rms. The flight operations of the H-II 1 F (Feb. 4, 1994) were very successful.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 33~37 (1994)

Intersatellite Communications Technology

by Noritoshi Hotta, Hiroyuki Ichino, Hisashi Sawada & Masateru Nagase

The Advanced Earth Observing Satellite (ADEOS), scheduled for launch in February 1996, will carry an inter-orbit communications system (IOCS). The Communications and Broadcasting Engineering Test Satellite (COMETS), scheduled for launch in February 1997, will carry inter-orbit communications equipment (ICE). The IOCS and ICE will be used for the first space test of Japan's planned intersatellite communications network, which will transmit actual satellite control commands. The tests will include a Ka-band link with the capacity to relay data at the high rate of 120Mbps. The article reports on the design studies and current development status of IOCS, ICE, the auxiliary system, and the intersatellite communications protocol.

アブストラクト

<p>郵政省通信総合研究所納め ETS-VI用フィーダリンク地球局</p> <p>木村 繁・若菜弘充・鈴木良昭・藤原知博・永岡正志 三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.67～71 (1994)</p> <p>郵政省通信総合研究所(Communication Research Laboratory, Ministry of Post and Telecommunication : CRL)では、1994年度夏期に打ち上げ予定の技術試験衛星VI型(ETS-VI)を用いた衛星間通信実験を行うため、Kaバンドフィーダリンク地球局のアンテナ装置、送受信装置、テレメトリコマンド運用のための管制端末装置、及び実験運用のためのユーザーパソコンを整備した。</p>	<p>フラッシュメモリ内蔵16ビットマイクロコンピュータ 植木 浩・黒田幸枝・樋口光誠・池口浩之・安本信行 三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.84～89 (1994)</p> <p>1.0 μm マイコンプロセスと1Mビットフラッシュメモリプロセスを統合したプロセスによって、フラッシュメモリ内蔵16ビットマイコンM37710F4BFPを開発した。</p> <p>M37710F4BFPでは、フラッシュメモリ書換え用シリアル入出力機能を備えることによりROM書換えの容易性を高め、かつ、従来のマスクROMやEPROM内蔵のマイコンと同等の性能を維持した。</p>
<p>中部電力(株)松ヶ枝変電所納め 超高圧地下変電所用変圧器設備</p> <p>竹本和雄・宮本憲繁・工藤 淳・中塚昭治・近藤克三 三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.72～77 (1994)</p> <p>都市部の地下式変電所用として、超高圧変圧器設備を納入し、平成5年12月に運転を開始した。外鉄形の特長を利用し、変圧器とリアクトルの鉄心の一部を共用した“分路リアクトル内蔵変圧器”、二相鉄心・横置構造としたルームフィット形“位相調整器”の完成で大幅なコンパクト化を達成。変圧器設備と地中線ケーブルを一括冷却する“総合冷却システム”で冷却器設備の簡素化と効率的運用を実現した。</p>	<p>I²Cバスインタフェース対応16ビットマイクロコンピュータ “M37709M4L×××HP”</p> <p>大西賢治・小浦正人・古田幸司 三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.90～94 (1994)</p> <p>TV、VTR等のAV機器を中心として、I²Cバスを採用する製品が増加している。そのため、使用されるマイクロコンピュータにもハードウェアの内蔵が望まれている。今回、I²Cバスインタフェースを内蔵し、さらにクロック同期パラレル通信機能、FIFO付きシリアルI/Oを内蔵して、情報通信機能を強化した16ビットマイクロコンピュータM37709M4L×××HPを開発したので紹介する。</p>
<p>三菱高速データ検索システム</p> <p>松本利夫・小川 晃・吉田 学・川口正高・瀬川泰生 三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.78～83 (1994)</p> <p>多様化・大容量化するデータの高速検索に対するユーザーニーズ、とりわけ非定型データの高速全件検索は、現在の汎用的なソフトウェアデータベース製品では不得手な分野である。三菱電機(株)では、このニーズを満たすため、情報システム研究所で開発された技術を基に、高速検索サーバを開発し、数十万件規模のデータからの検索でも1分以内で実行可能な検索システムを製品化した。検索サーバへはLAN接続されたパソコン/ワークステーションからのアクセスを可能とした。</p>	<p>インテリジェント監視装置“MELSIM”</p> <p>江上憲位・一枝圭祐・中原敏明 三菱電機技報 Vol.68・No.7・p.95～99 (1994)</p> <p>プロセスオートメーション分野における小規模システムでは、DCS(分散制御システム)だけでなく、パソコンとシーケンサを使ったシステムが目ざされつつある。これに対応すべく、当社シーケンサ“MELSEC-Aシリーズ”に直結できる監視・操作用マンマシンインタフェース装置“MELSIM”を開発・製品化した。</p> <p>リアルタイム性とオープン性を併せ持った経済的な監視・制御システムが構築可能となった。</p>

Abstracts

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 84~89 (1994)

The Development of a 16-Bit Microcomputer with Flash EEPROM

by Hiroshi Ueki, Sachie Kuroda, Kosei Higuchi, Hiroyuki Ikeguchi & Nobuyuki Yasuki

The corporation has integrated fabrication processes for 1.0 μ m micro-processors and 1Mbit flash memory devices, and developed a 16-bit microcomputer with built-in flash EEPROM. The MELPS 7700 Series M37710F4BFP has a serial I/O function especially for flash memory re-programming that simplifies ROM updates while maintaining the performance of previous microprocessors fitted with mask ROM or EPROM devices.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 67~71 (1994)

A Feeder Link Earth Station for ETS-VI

by Shigeru Kimura, Hiromitsu Wakana, Yoshiaki Suzuki, Tomohiro Fujiwara & Masashi Nagaoka

Mitsubishi Electric has delivered a Ka-band antenna, transceiver equipment, telemetry command terminal and personal computers for the Engineering Test Satellite VI (ETS-VI) earth station feeder link operated by Communications Research Laboratory of the Ministry of Posts and Telecommunications. ETS-VI is scheduled for launch in summer, 1994. The personal computers will be used for operating satellite experiments.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 90~94 (1994)

A 16-Bit Microcomputer with an IIC Bus Interface

by Kenji Oonishi, Masato Koura & Kouji Furuta

Now that the IIC bus standard for control of TV, VCR and other AV equipment has been widely accepted, a market has developed for micro-computers with an internal IIC interface. The article introduces the M37709 M4L xxxHP 16-bit microprocessor with a built-in IIC bus interface, clock synchronous parallel interface, serial I/O port with FIFO buffer and other telecommunications support functions.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 72~77 (1994)

275kV Underground Substation Equipment for the Matsugae Substation of the Chubu Electric Power Co., Inc.

by Kazuo Takemoto, Norishige Miyamoto, Atsushi Kudo, Shoji Nakatsuka & Katsumi Kondo

Ultrahigh voltage underground substation equipment for use in the center of the city was delivered to the Chubu Electric Power Co., Inc. and entered service in December 1993. Dramatic size reductions were achieved through a transformer and reactor that use a common shell-type core, and a phase shifter with a two-phase shell-type core and transverse construction to fit the room dimensions. The cooling system to be integrated for both the substation equipment and underground cables has been simplified and its efficiency boosted.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 95~99 (1994)

MELSIM Intelligent Monitoring System

by Noritaka Egami, Keisuke Ichieda & Toshiaki Nakahara

Personal computers and sequencers are coming into notice in addition to distributed control systems in small-scale process automation. The corporation has developed and commercialized the MELSIM man-machine interface for monitoring and control of MELSEC Series A sequencers. MELSIM offers realtime performance and open design, and can be used to assemble cost-effective monitoring and control systems.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 68, No. 7, pp. 78~83 (1994)

The Mitsubishi High-Speed Data Access System

by Toshio Matsumoto, Akira Ogawa, Manabu Yoshida, Masataka Kawaguchi & Yasuo Segawa

Most conventional database software products lack the ability to perform non-indexed queries in large databases. The corporation has developed a commercial high-speed data access server and referencing software that can retrieve desired records from among hundreds of thousands within one minute. The server software can be accessed from a personal computer or workstation via LAN.

宇宙開発の夢

宇宙開発事業団

理事 立野 敏



去る2月4日午前7時20分。H-IIロケットの初号機は轟音とともに、予定の飛翔経路を辿って宇宙の彼方に羽ばたいていった。多くの国民の夢と希望に見事こたえて。苦節10年にして迎えた歴史的瞬間でもあった。私は性能確認用ペイロード(VEP)の追跡管制実施責任者として筑波の中央追跡管制センターにいた。そして、大スクリーンに釘付けになって、この記念すべきイベントに参画し得た幸せを噛み締めていた。

ところで、1969年7月31日、「宇宙開発に関する日本と米国との間の協力に関する交換公文」の調印がなされた。日本が米国からの技術導入を基礎に宇宙開発を推進すると、の枠組みの設定であった。月着陸を果たした米国をはるか後ろから追いかけようというのだから、技術導入の選択は致し方なかったと思う。

そして、同年10月1日、我が宇宙開発事業団の発足。日本の技術陣は、移転された技術を巧みに消化し、75年のNロケット1号機以来、92年のH-Iロケット9号機に至るまで24回の打ち上げをすべて成功させた。H-IのLE5エンジンなど、先生の米国が称賛する技術も生んだ。しかし、H-IIの1段であるLE7エンジンの開発には泣かされた。開発の過程で優秀な若いエンジニアの人身事故にも遭遇したのは、慚愧に堪えないことであった。そして迎えた、100パーセント自主技術ロケットの打ち上げなるが故に感激も一入。満25歳を迎える年における当事業団の快挙のひとつ。

ロケット無くして宇宙開発を語ることはできない。来る8月17日には、これまた自主技術を誇る静止軌道2トン級バスの技術試験衛星ETS-VIをこのH-IIで打ち上げる。各

種通信技術実験用大型衛星の軌道上での運用成功をもって、ロケット共々我が国は技術的にこの分野で先進国入りしたことになるのではないかと。とは言っても、それはあくまでも技術的にであって商業的にはないところが次なる課題。商業的に世界水準到達には、打ち上げ機会を増やす等格段の努力が今後とも求められる。しかしながら、基本的には関係メーカー間で、今日まで蓄積した技術の集大成を図るなどの連携のもと、実用衛星市場でオールジャパンとしてのチャレンジが必要ではないかと思う。

先進国入りを目指す過程で、先生たる米国から例のスーパー301条を盾にしてきついお灸もすえられた。平和目的に限定して宇宙開発を推進している我が国にとって、「実用と開発の相乗り方式」で通信・放送等の衛星開発を図ったのは極めて優れた知恵であったと今でも思っている。しかし、ここで愚痴を言ってみたところで仕方がない。昔どこかで読んだ文言に「宇宙開発とは現代における伽藍の建立である」というのがあった。いまになって納得できるような気がする。

今後も今様伽藍の建立のために、ETSシリーズ、地球観測衛星シリーズ等の充実発展に、タックスペイヤーたる国民の皆様のご理解を得たい。冷戦終焉後における地球環境保全への我が国の積極的対応が求められてもいる。開発途上国も参加する形での知的インフラの構築も必須。その場合の有力ツールが観測衛星技術(特にセンサ技術)、画像の処理・解析技術、情報へアクセスするためのネットワーク技術等。関係各位のご協力ご支援を願いたい。妄言多謝。

21世紀に向けての宇宙開発

藤田康毅*

1. ま え が き

1994年2月のH-IIロケット打上げ成功のニュースは、我が国宇宙開発の未来を開くものとして、宇宙開発の関係者はもちろん、一般の人たちにも宇宙開発の将来について考える機会を与えることになった。

1957年のスプートニク成功以来、宇宙開発は米ソ競合時代の国威をかけた開発競争によるボストーク2号での人類初の宇宙飛行(1961)、アポロ11号の月面着陸(1969)、スペースシャトルの運航(1981)、ミール宇宙ステーション開発(1986)と輝かしい成果を収めてきた。

一方、人工衛星を使った宇宙利用の分野では、初期の研究開発衛星の成果を受けて国際衛星通信機構、インテルサットによる国際衛星通信サービスの開始(1964)、カナダのアニークによる国内衛星通信サービスの開始(1972)、米ソ欧日参加の4機の静止気象衛星と4機の極軌道気象衛星による世界気象観測網の構築(1974～1977)、ランドサット1号による地球資源探査の開始(1972)、エクスペローラによるバンアレン帯の発見(1958)に始まる各種科学観測衛星による地球磁気圏の解明、OAO、白鳥でのX線星観測によるX線天文学の創設、ボイジャーによる惑星大航海等の宇宙科学における成果、GPSによる移動体測位システムの創設等々、1993年末までに4,184機の人工衛星が打ち上げられ、社会のニーズにこたえとともに人類の文化の発展に寄与してきた。

今日では、衛星通信事業、リモートセンシングデータ配布事業、衛星放送事業、移動体測位データ通信事業等の新しい事業体が形成されて社会のニーズにこたえ、一方では宇宙物理学、X線天文学等の新しい学問の世界が生まれてきた。

ここでは、これらの宇宙開発の成果の上に立って21世紀に向けて各々の分野における宇宙開発の発展について述べている。

2. 通信分野の展望

過去の人工衛星の12.8%、534機が通信衛星である。このうち327機が静止通信衛星で、非静止通信衛星207機はソ連のモルニア衛星等155機、世界のアマチュア無線衛星(日本2機)等が含まれている。前者は高緯度地域のために静止軌道の仰角が小さく視野が取れないことから高傾斜角の中高度軌道(12時間周期、モルニア軌道)を使用している。後者は、グローバルな通信が必要ということから極軌道に近い軌

道を使用している。

衛星通信は宇宙利用の中で最も実用化が進んだ分野で、国内通信では、現在、米国8、日本3、カナダ、インドネシア、オーストラリア、インド、ブラジル、イギリス、中国、イタリア、アラブ諸国、スウェーデン、ルクセンブルグ等で通信事業者(システムオペレータ)又は国が衛星通信網を持ってサービスを提供している。

各通信事業者には数十社ないし100余社の第2種通信事業者(リセーラ)が参画してエンドユーザーへのサービスを行っている。

国際通信は、インテルサットによって実施されており、現在15機の通信衛星を用いて世界60余か国にサービスを提供している。これに対しソ連、東欧圏ではインタースプートニクが20余か国にサービスを行い、欧州ではユーテルサットが20数か国に通信サービスを行っている。

以上の固定通信に対して最近では移動体衛星通信が衛星利用の有力な分野として脚光を浴び、国際移動体通信機構、インマルサットが航空機、船舶へのサービスを開始して急速な成長を示している。一方、国内移動体通信については北欧諸国のTele-X、日本のETS-V等での移動体衛星通信実験が進められ、オーストラリアがAUSSAT-Bを打ち上げて商用サービスを開始し、現在、米国/カナダのAMSC、M-SAT、日本のETS-VI、N-STAR等の移動体ミッションを持った衛星の開発が進められている。

直接衛星放送に関しては、1978年に日本のゆり1号BSが打ち上げられてその有効性が確認され、その後、ゆり2号から実放送が開始され、次いでフランスTDF、ドイツTV-SAT、英国DBS等が開発され実用化されてきた。現在、米国のDBS等の開発が進められている。

これら通信分野の衛星の発展の状況を図1に、世界の衛星通信の現状を図2に示す。

衛星通信の将来展望を考える場合、光通信との競合を考慮する必要があり、光と衛星通信の比較を表1に示す。

21世紀の高度情報化社会に対応できる通信網の整備に向けて、国内でもNTTはVI&P(Visible, Intelligent and Personal)通信網の建設を進めている。その基幹となるものは光通信網である。この動きは米国でも同様で、いずれも国内基幹通信網の中心に光通信を位置付け、高度情報通信網の整備を進めている。

国際通信分野においても大西洋、太平洋への光ケーブルの

埋設が行われ、従来のワイヤケーブル、衛星通信に光通信も加わるようになった。

光通信の利点は、伝送容量の大きさにある。すなわち、衛星通信での伝送の100 Mbps に対し光では数 Gbps と1けた

以上高い点が大きな利点である。しかし一面、一般のユーザーの所要伝送容量は、数 k ~ 数十 kbps で、最近では 64 kbps の電話回線を TV 電話に使用するまでに符号化技術も進んでいる。大容量回線は、表 1 にも示しているように、公

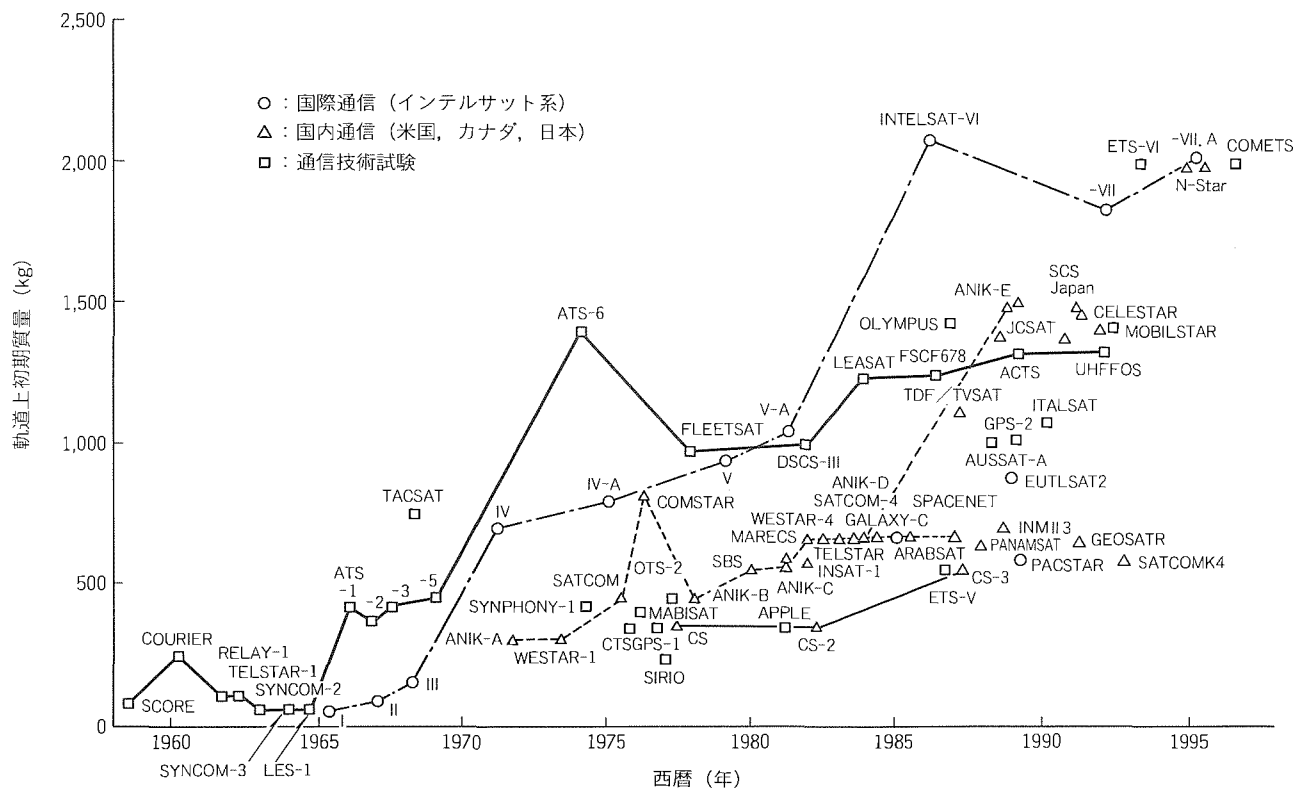


図 1. 世界の通信衛星

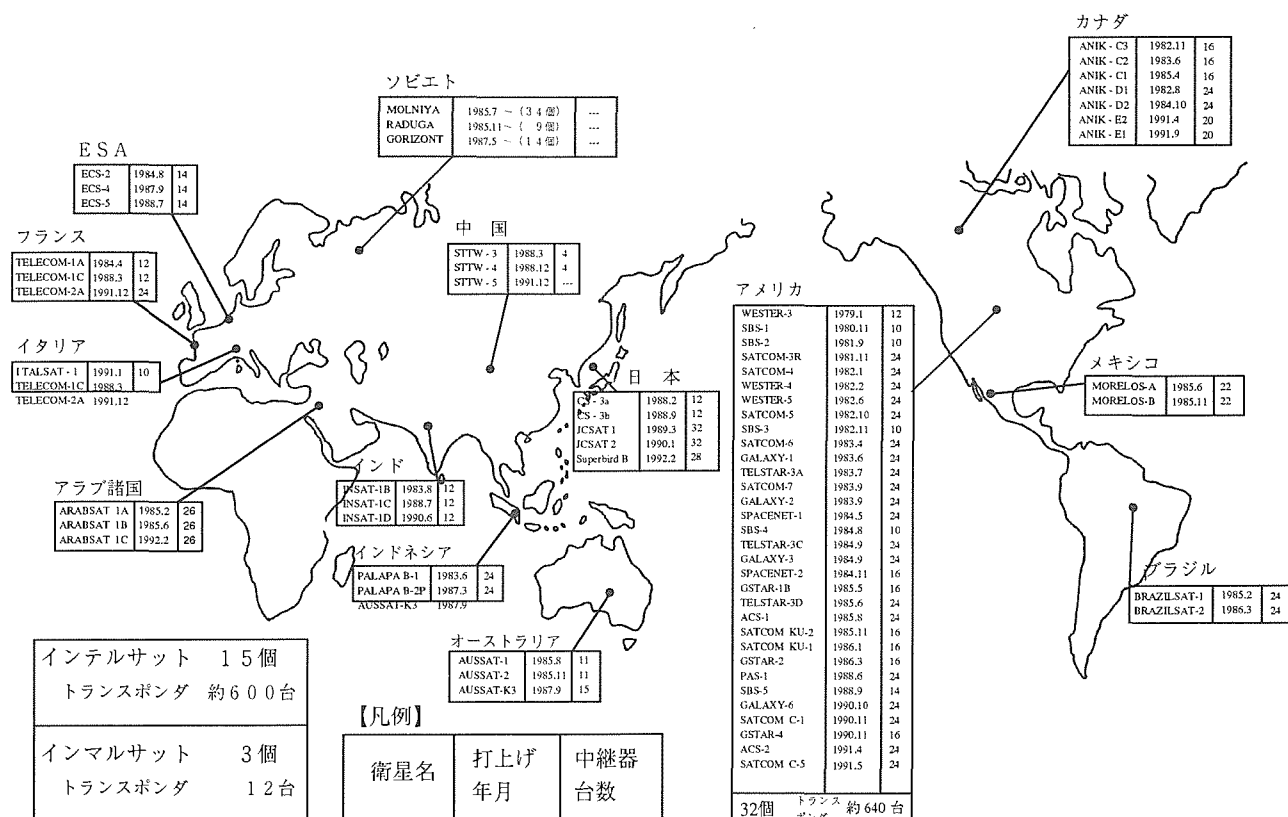


図 2. 世界の衛星通信の現状 (1991.12現在)

衆通信基幹回線、銀行オンラインシステム等伝送量の大きいシステムには向くが多数小ユーザーへのサービスという意味では欠点にもなる。この意味で光通信と衛星通信とのハイブリッドシステムが将来の高度情報化社会の通信インフラストラクチャであろうといわれている。

衛星通信の将来を考える場合、以上の点から光と衛星との共存に適した衛星の在り方を考えたシステムでなければならない。このことは、既にインテルサットVIIのミッションの選択において大束伝送か、多数小ユーザーサービスかの論議からインテルサットですら多数小ユーザーサービスの選択を行い、インテルサットVIに比べて軽量、大電力のVIIの選択を行った。すなわち、多数トランスポンダよりも大出力トランスポンダの採用を選定した。

この動きは国内衛星通信では当然であり、小型 VSAT 局にアクセス可能な高出力トランスポンダを搭載した衛星が開発されている。

以上の点から 21 世紀に向けて衛星通信は、光通信とともにこれを補完する形で市場は拡大されていくと予測されている。すなわち、既存システムのフォローアップ及び拡大に加えてアジア、アフリカ、南米等の諸国での採用が予測されている。

移動体衛星通信システムは、上述の固定通信以上に大きな発展が期待されている分野であり、現在はインマルサット、オーサット (豪) でサービスが開始されているが、これからの事業である。すなわち現在開発中の衛星として AMSC (米)、MSAT (加)、ETS-VI (日)、N-STAR (日) 等の静止移動体通信衛星があり、計画されているものとしては米国で申請されている移動体衛星通信システムだけで 14 システム、欧州、日本等で各種システムの検討が進められている。ただし、移動体通信は同一周波数で同一地域へのサービスは一つに限られることから、今後統合整理されるものと考えている。米国で申請されている移動体衛星通信システムを表 2

表 1. 光通信と衛星通信の用途別比較

用 途	光／衛星の比較	用 途	光／衛星の比較
公衆通信	光 (低コスト／ビット) 衛星, VSAT (小容量伝送)	TV電話	衛星 (小容量伝送)
基幹通信		SNG	衛星 (アクセスの容易性)
光端末／ユーザー局		ディジタル通信	衛星 (アクセスの容易性)
専用通信		パソコン通信	
放送TV中継		高速ファイル転送	
放送番組中継		遠隔検針データ収集	
TV会議		紙面伝送	
TVオークション	衛星 (アクセスの容易性)	銀行オンラインシステム	衛星 (小容量伝送)
			光 (大容量固定伝送網)

表 2. 米国で申請されている移動体衛星通信システム

システム名	企 業 名	開始予定	地 域	軌 道 (km)	周波数	衛星数	回線容量	移動局価格
ARIES	Constellation Comm.	—	全米／世界可	550	L/S C	48 (4)	50	\$ 1,500
ELLIPSO	Ellipsat Corp.	—	全米／加／カリブ海	426× 2,903	L/S C	18 (2)	200	\$ 300～ 1,000
GLOBAL STAR	Loral Cellular	1997	全米／世界	LEO	L/S C	24	5,000～ 10,000	—
IRIDIUM	Motrola Satellite	1995	全米／世界	413	L Ka	77 (7)	6,960	\$ 1,000～ 3,000
LEOSAT	Leosat Corp.	1994	全米／世界	1,000	VHF	18 (3)	少数	\$ 100～ 200
ODYSSEY	TRW Inc.	1994	北米／カリブ／ メキシコ	5,600	L/S Ka	12 (3)	4,600	\$ 250～ 350
ORBCOMM	Orbital Comm.	—	全米／カリブ／加	975	VHF／ UHF	20 (4)	20	\$ 150～ 400
STARNET	Starays Inc.	—	全米／世界可	1,300	VHF	24	10	—
VITA	Volunteer Tech. Assi.	—	開発途上国	796× 815	VHF／ UHF	3	2	—
AMSC	American Mobile Sat.	1993	全米／加／カリブ／ メキシコ	GEO	L Ku	3	—	—
AFRISTAR	World/Afri space	1993	アフリカ	GEO	L Ka	1	9	—
Radio Satellite	Radio Sat. Corp.	1993	全米／加	GEO	L	3	10	—
Satellite CD Radio	Sat.CD Radio	1995	全米	GEO	L	3	66	—
Radiosat Internatio.	Inter' Radiosat	—	全世界	GEO	L	3	200	—

に示す。これらの衛星システムのうち9システムは、非静止移動体衛星通信システムで、この点が従来の通信衛星とは大きく違っている。

非静止移動体衛星通信システムは、地域サービスのみでなくグローバルなサービスが可能であること、陸域移動体通信の難点である静止軌道の仰角が取れない市街地、山峡等に対してサービスエリアの天頂近傍を通過する高傾斜角軌道を選ぶことによって高仰角でのサービスが可能で、低中軌道を利用することからサービスエリアの視野角が大きく小口径のアンテナでもマルチビーム化が可能である。

移動体通信の大きな用途は、自動車電話、自動車無線、長距離トラックのターミナルとの連絡等である。これらの用途は、市街地走行中の場合が非常に多く、特に日本の場合道路が狭く、両側に家並みが続くことから道路上からの視野は限られて、静止軌道衛星の可視は非常に難しい。この点、非静止軌道衛星通信システムは、将来移動体衛星通信の主流となってくる可能性が高い。

これらの非静止移動体衛星通信システムは、システムを構成するのに数個から数十個の衛星を必要とすることから衛星製造業者にとっても重要なプロジェクトであり、今後の発展を期待するアイテムである。

直接衛星放送システムに関しては、TV放送は現在実験放送が行われているハイビジョン放送が本格化することと、PCMの音楽放送の実用化である。

現在、日本に割り当てられているKu帯衛星放送は、東経110°8周波数帯のみであり、日本本土全域直径45cm受信アンテナに対応した200W出力トランスポンダ、高度成形ビームアンテナも既に開発され、次期放送衛星に搭載されることから将来的にも大きな技術革新はない。ただし、ハイビジョンの商用放送に関しては広帯域の取れるKaバンドの使用が検討されており、COMETSで宇宙実験も行われることから将来の一つのテーマである。

PCM音声衛星放送は、WARC'92でSバンドの使用が認められ、今後本格的に研究開発が進められる項目である。これは、ポータブルラジオに衛星からPCM音楽放送を行うもので、次期通信・放送技術試験衛星で実験放送を行う予定である。

現在、低コスト小型衛星の開発が米国、欧州、日本で進められている。その主要な目的は、衛星システムの巨大化・高コスト化によって宇宙実験、宇宙科学観測、小型の実用システム等の機会が失われ、研究者、科学者の宇宙への参画機会が限られて宇宙技術自体の進歩も阻害されてきたことの反省から、宇宙をより身近にすることを目的とした開発である。通信分野でも、上述の固定・移動体衛星通信、TV・音声衛星放送以外に、遠隔検針モニタ、遭難捜索救助、データ検索、緊急医療、広域動物生態調査、VIP追跡監視、ダム遠隔監視等の衛星システムが検討されている。これらの各項目は、

従来から衛星利用の有用な用途と目されながら実現し得なかったシステムであるが、小型衛星システムはシステムコストの低減化によって実施の機会を提供することを目指している。21世紀に向けての一つの大きな課題である。

3. 観測分野の展望

観測分野の衛星には気象、地球観測、宇宙科学観測があるが、一般には宇宙科学観測は別個の項目として取り扱っている。気象、地球観測衛星としては現在までにそれぞれ128機及び39機が打ち上げられている。

気象観測については1974年以来世界気象観測網として、静止気象衛星：米国2機、欧州、日本各1機、極軌道衛星：米国2機、ソ連2機と観測網を継続して維持してきた。この間この観測網にインドの多目的衛星INSATが参加(1982)、中国も周回型の観測機を打ち上げて観測網の充実を図ってきた。特に最近では米国のGOESシリーズに見られるように、大気圏構造要素の垂直分布の測定によって大気ダイナミックスのデータを取得し、長期予報の源泉を得るところまできている。将来的にはこれら源泉データの積重ねを基にグローバル、各地域の長期予報が可能になってくるものと期待されている。

この観測網は、将来的にも継続して維持され定常的な気象観測に供されていくと考えており、観測技術が向上されるに従って搭載機器が改善され、観測の精度の向上と観測対象が変わっていくものと思われる。

地球観測は、1972年のランドサット1号以来2号、3号と継続して可視近赤外TVカメラでの観測が行われ、4号、5号では能動型可視近赤外センサを搭載して地球資源探査に要求される地上分解能が得られるまでに改善され、本格的に地球資源探査が実施されるようになった。この間、米国3、カナダ1受信局で開始されたプログラムは2号以降世界に開放され、世界31か国が参加、15か国(ブラジル、イタリア、スウェーデン、イラン、日本、インド、オーストラリア、アルゼンチン、南アフリカ、インドネシア等)が受信局を準備し、直接データ取得を行うようになった。

1983年衛星運用をNASAからNOAAに移管、1985年EOSAT社が設立され1986年から商業ベースでのデータ配布が実施されるようになった。

6号、7号は、商用ミッションとしての色彩を強め、改良型セマティックマップ、海上広域センサを搭載した観測衛星になっている。6号は1992年10月に打ち上げられたが2日後に通信が途絶した。

このランドサットシリーズの成果を受けて、欧州、日本が自前の衛星の打上げを進め、フランスは1986年に高解像度可視画像観測器を搭載したSPOT-1を打ち上げ、SPOTイメージ社を設立、2号、3号とサービスを続けている。現在、フランス、スウェーデン、ケベック、中国、インド、パキス

タン、サウジアラビア、日本、ブラジル、オーストラリア、南アフリカ、カナリア諸島等で受信されている。一方、ESAはCバンド合成開口レーダ、レーダ高度計を搭載したヨーロッパリモートセンシング衛星(ERS-1)を1991年に打ち上げシリーズ化して観測を続ける予定である。

日本は海洋観測衛星MOS-1を1987年に打ち上げ、1990年にはMOS-1b、1992年にはLバンド合成開口レーダ、光学センサを搭載した地球資源衛星(JERS-1)を打ち上げ、運用中で、さらに地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS)の開発を進めている。

これらの観測衛星シリーズは、地球の資源探査を主ミッションとしたものであり、センサの地表面分解能も資源探査に必要な20～30m程度の衛星である。

将来の地球観測ミッションを考えた場合、地球温暖化、オゾンホールの問題など地球環境監視、保全の問題が世界共通

の大きな課題であり、これにこたえるべく地球環境観測が重要なテーマとなってきた。この環境保全のための観測項目は表3に示すように大気ダイナミクス、水エネルギー循環、海洋ダイナミクス、大気化学等の課題のエレメントの測定が主体となる。この点、従来の資源探査とは違った観測が必要となる。しかしながら、観測センサの観点からすればいずれにしても電磁波帯を利用したもので、電波、遠赤外、中間赤外、近赤外、可視での観測ということであり、基本的には分解能としてどの程度の要求になるかの問題である。資源探査と環境観測での要求分解能の例を表4に示す。表からセンサ分解能要求は、資源探査の場合に比べて1/2以下の値となる。すなわち、従来のセンサの分解能を更に高めることによって対応が可能である。環境観測センサの種類と技術の現状を表5に示す。

地球観測衛星システムの将来の主題である環境観測計画に関しては、日本/米国/欧州/カナダ/その他についてそのシナリオが2010年ごろまで策定されている。これを図3に示す。図・表から各国とも今後の観測の主題を環境観測におき、日本ではADEOSシリーズの継続、米国ではEOSシリーズ、欧州ではPOEMシリーズが将来の地球観測衛星の主流となる。

もう一つ観測衛星システムについての潮流は、米国における観測ミッションの小型衛星の開発である。従来ランドサット等に搭載されてきた機器を小型軽量にすることによってペガサスペイロードとして打ち上げ、大幅なコスト低減を図ることを真剣に検討し、開発を進めている。

4. 宇宙科学分野の展望

宇宙科学分野には科学、月探査、惑星探査の各衛星を含み現時点でソ連を除いて324機打ち上げられ、全衛

表3. 環境保全と開発のための観測項目

目 的		観 測 項 目	
環境保全	オゾン層の破壊	大気ダイナミクス/ 水エネルギー循環	大気温度
	地球の温暖化		風
	酸性雨	海洋ダイナミクス	水蒸気
	大気汚染		雲(雲頂高度、雲厚)
環境保全	海洋汚染		降水量
	熱帯林の減少	大気科学	エネルギー収支
	砂漠化		海面温度
	火山噴火	海洋生物	海面ジオイド
開 発			塩分濃度
	国土調査	雪 氷	温室効果ガス
	資源探査	陸 域	オゾン等
	農業適地の選定		エアロゾル
開 発	防災	雪 氷	海色、海洋生物
			積雪水量、氷床水量、 氷床高度、海水分布
		陸 域	土地被覆(植生等)
			土壌水分、地形、地質 地表面温度

表4. 地球観測でのセンサシステム要求

利 用 分 野		波長域別 センサ	可視・近赤外	中間赤外	熱 赤 外	マイクロ波	
		0.4～1.1 μ m	1.4～2.5 μ m	3 ～14 μ m	X-Band：3.75～2.4cm L-Band：30～15cm		
		分解能	分解能	分解能	分解能	オフナディア角	
資源探査	金属・非金属	10～20m	10～20m	30～50m	10～20m	45°以上	
	石油・天然ガス	10～30m	10～30m	30～50m	10～15m	45°以上	
	地 熱	10～15m	10～15m	数十m	10～15m	45°以上	
	データ取得条件	刈り幅100km以上					
地球環境観測	植生，河口，洪水， 火山等の監視，地図	5 ～10m	5 ～10m	5 ～10m	5 ～10m		
	河川，土地利用， 地表面温度，海洋工事	10～20m	10～20m	10～20m	10～20m		
	赤潮，土壌水分，造成	20～30m	20～30m	20～30m	20～30m		
	海岸線監視等	0.1～0.5km 0.5～1 km	0.1～0.5km 0.5～1 km	0.1～0.5km 0.5～1 km	0.5～1 km 2 ～5 km 10～50km		
	観 測 幅	10km, 100km, 200km, 500km, 1,000km, 1,500km, 3,000km, 5,000km					

星の中の21%を占めている。これは、技術開発衛星に次ぐ第2位の比率である。日本の場合でも58機の中の17機、29%を占めており、宇宙ミッションの中でも最も重要なものの一つである。世界のこの分野の衛星の打上げ実績を図4に示す。

宇宙環境観測衛星は、世界最初の人工衛星スプートニク1号を始め、バンアレン帯を発見したエクスポローラ1号及びそのシリーズ、太陽活動と磁気圏環境の解明を行ったOSOシリーズ等宇宙開発の初期の観測データは宇宙機設計のベースである宇宙環境モデルの形成を可能にした。

表5. 地球環境観測に対するセンサ状況⁽⁵⁾

利用分野	観測センサ	略称	開発課題
大気ダイナミクス ／水エネルギー循環	周縁大気ミリ波放射分光計	MILES	頻度、精度向上
	マイクロ波散乱計	SCAT	頻度向上
	レーザ大気風観測器	JLAW	垂直メッシュ測定
	改良型マイクロ波放射計	AMSR	頻度向上、継続性
	差分吸収ライダ	DIAL	精度向上
	降雨レーダ	PR	継続性
	レーザ大気サウンダ及び高度計	LIDAR	垂直メッシュ測定
海洋ダイナミクス	グローバルイメージャ	GLI	頻度向上、継続性
	改良型マイクロ波放射計	AMSR	頻度向上、全天候
	改良型レーダ高度計	ADLT	継続性
大気化学	チューナブルエタロン大気サウンダ	TERSE	頻度、精度向上、対流圏測定
	温室効果ガス干渉測定装置	IMG	頻度、精度、継続垂直メッシュ
	三次元オゾン分布紫外撮像分光器	TOMUIS	頻度向上
	高分解能周縁大気赤外吸収分光器	HLAS	頻度向上、垂直メッシュ測定
	周縁大気ミリ波放射分光器	MILES	頻度精度向上
	レーザ大気サウンダ及び高度計	LIDAR	垂直メッシュ測定
海洋生物	グローバルイメージャ	GLI	頻度向上(晴天率)継続性
雪 氷	改良型マイクロ波放射計	AMSR	ほぼ満足、更に改善
	グローバルイメージャ	GLI	ほぼ満足、更に改善
	将来型資源探査用センサ	ASTER	頻度向上、継続性
	次世代合成開口レーダ	NSAR	頻度向上、継続性
	レーザ大気サウンダ及び高度	LIDER	頻度向上
	改良型レーダ高度計	ADALT	継続性、全天候
陸 域	将来型資源探査用センサ	ASTER	精度向上、継続性
	高性能可視近赤外放射計	AVNIR	精度向上、継続性
	改良型マイクロ波放射計	AMS	精度向上、全天候
	グローバルイメージャ	GLI	頻度向上
	次世代合成開口レーダ	NSAR	継続性

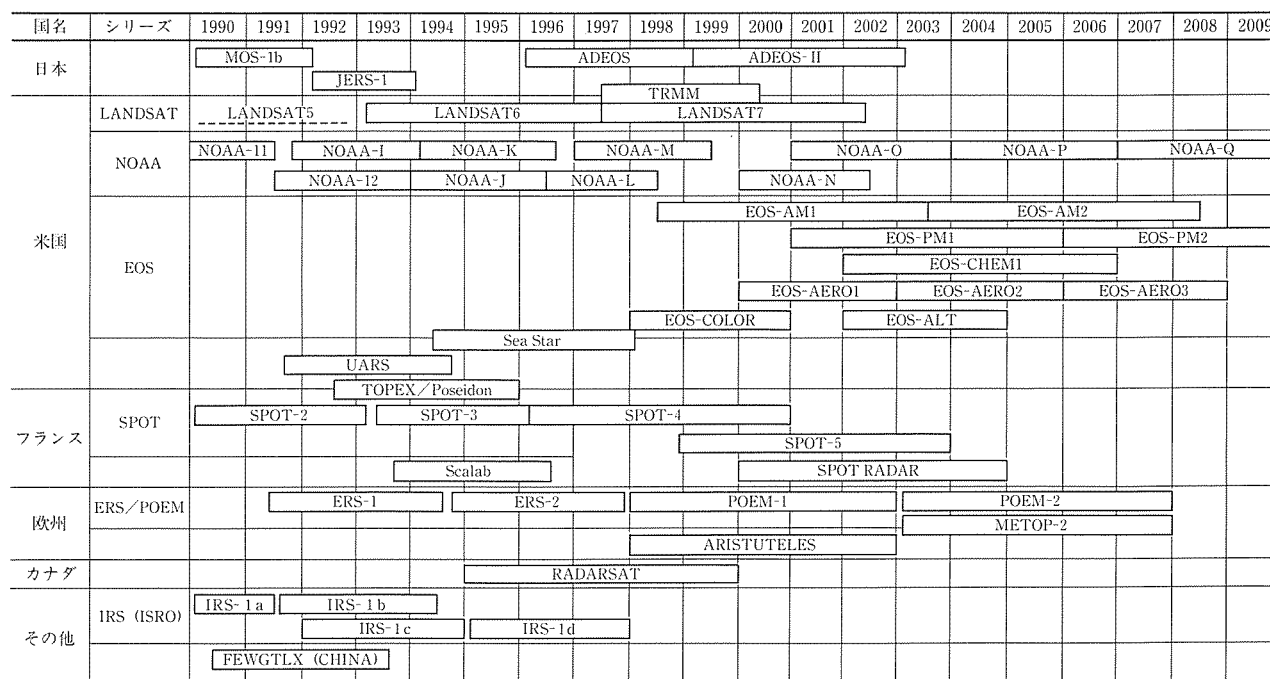


図3. 地球観測衛星の将来計画⁽⁵⁾

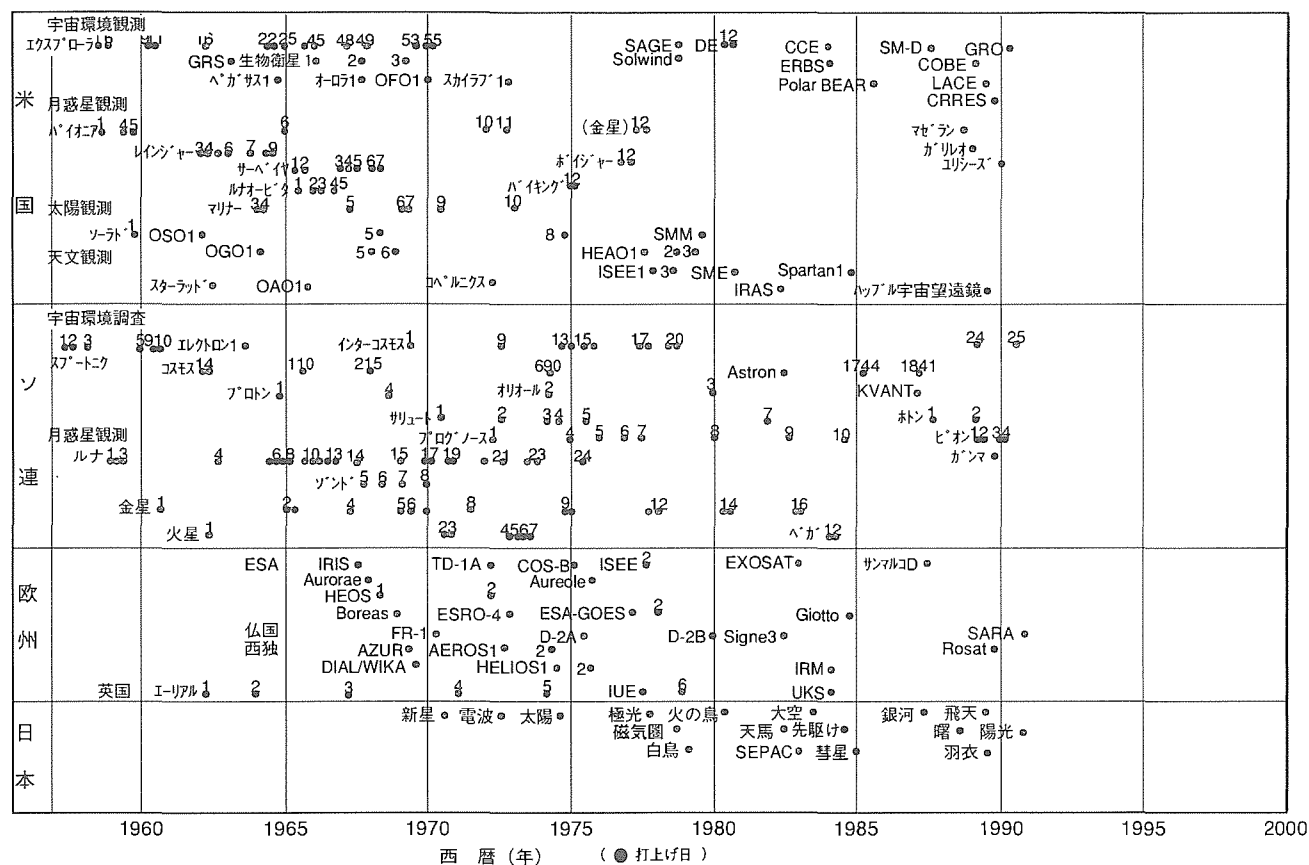


図4. 世界各国の宇宙科学衛星打上げ経緯

月惑星観測は、パイオニア、マリナーシリーズによる金星、火星の探査、ボイジャー外惑星大航海(図5)での四つの惑星(木星、土星、天王星、海王星)、50を超える衛星の観測を実施し、茶の間に惑星系の大パノラマを出現させた。一方、月探査に関しては、アポロ11号の月面着陸を支えたレンジャー、サーベヤー、ルナオービタ等今日の月面基地計画の基礎を築いてきた。

宇宙天文観測は、大気による吸収、ゆらぎの影響がないことから地上の可視、電波観測に加えてγ線、X線、紫外線、赤外線、サブミリ波等で天文観測が可能ということから新しい天文観測の場が与えられることになり、OAO、白鳥等によるX線星の発見、X線星図の作成など多大な成果が上げられてきた。さらに、星間物質の究明に宇宙超長基線干渉計での観測など新しい試みが進められている。

宇宙科学分野は、人類の知見の創造という観点から従来も十分こたえてきた。将来も更に宇宙誕生の痕跡を求めて新しい観測機の開発打上げを続けていく必要がある。この中において現在米国、欧州、日本で検討が進められている月惑星基地建設に対しての宇宙環境、月面環境、火星環境等のデータベースの取得は、近い将来の大きなテーマであり、我が国も本格的に取り組んでいく必要がある。

5. 宇宙環境利用分野の展望

宇宙環境利用分野は、米国のアポロ、スカイラプ、アポロ・

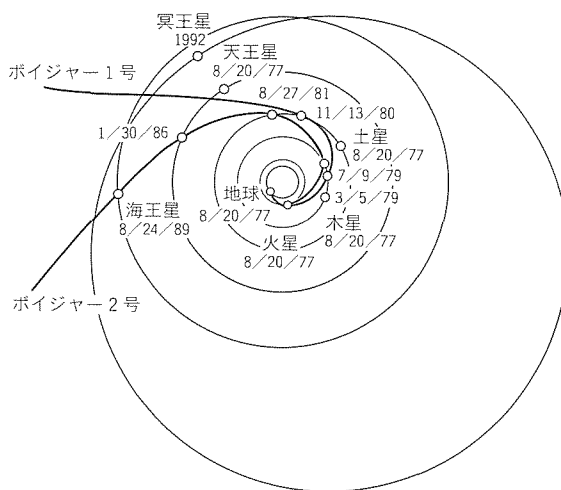


図5. ボイジャー1号機/2号機外惑星大航海軌道

ソユーズの各計画、ソ連のソユーズ実験、サリュート計画、ミール計画等有人宇宙船での宇宙実験テーマとして取り上げられて成果を上げてきた。これには、有人宇宙飛行実験による宇宙医学の研究、宇宙での生物実験、等方性均一材料の溶融生成、結晶成長、金属化合物半導体の生成、金属溶接実験等が含まれている。

宇宙環境は、微小重力、高真空、太陽エネルギーの三つの地上では得難い材料加工の場を持っている。このため、開発当初は新材料等の誕生が期待される面があったが、最近では不純物が混じらないことからの歩留りの大幅な向上が期待さ

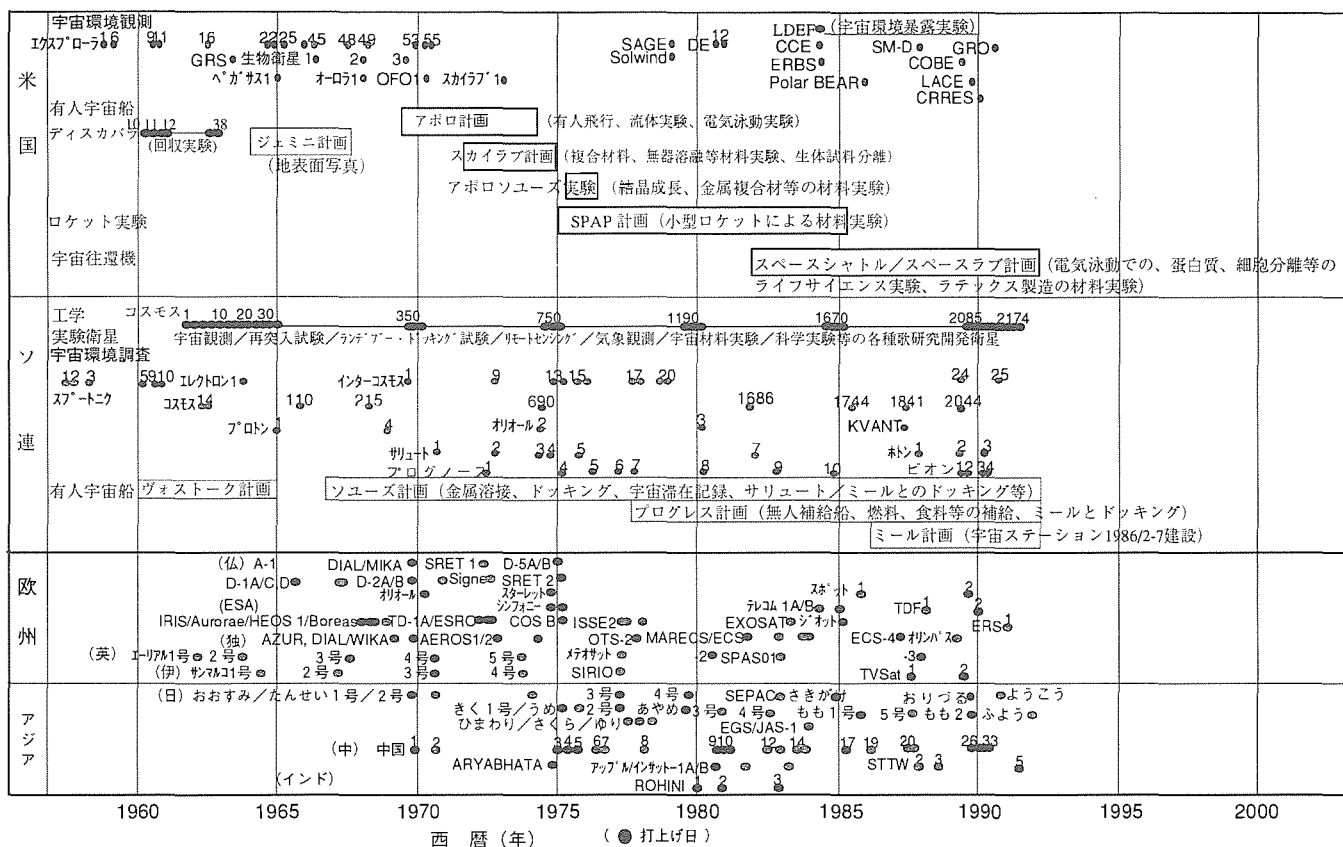


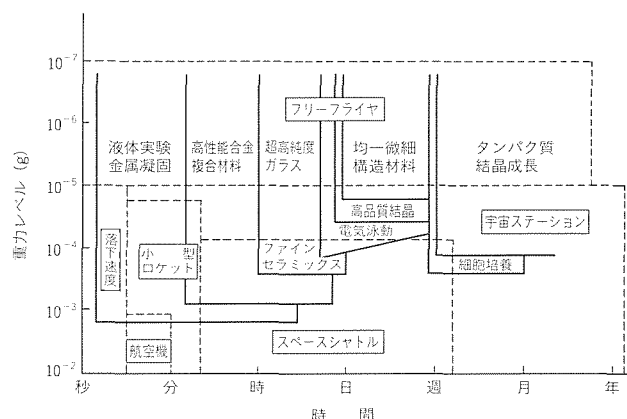
図6. 世界各国の宇宙環境利用実験の開発経緯

れるようになり、地上の工場の宇宙への移転というようになってきた。

過去の宇宙利用実験の開発経緯を図6に示す。図には宇宙環境暴露試験、新規技術開発の工学実験及び技術実証実験等も併せて示している。

無重力実験を行うには、地上での落下試験、航空機の無重力飛行実験、ロケット飛しょう(翔)実験、シャトル等宇宙往還機利用、フリーフライヤー、自己回収カプセル型衛星等が利用できる。これらの利用法の選択は実験に必要なとされる微小重力要求と実験期間によって行う。各方法に対する到達微小重力値と実験可能期間との関係を図7に示す。すなわち、落下実験：秒、航空機実験、小型ロケット：分、シャトル：1週間、フリーフライヤー：数か月等となる。

将来の宇宙利用の形態としては、短期の宇宙往還機利用と長期のフリーフライヤー方式が主流となろう。後者については現在、衛星全体を回収する形が日本のSFU-1、欧州のEURECAに採用されているが、将来的には現在開発中のCOMETのように生成された製品のみを回収する方式が商用化の面では一般化されるものと考えている。この場合、COMETでは母機を軌道に放置することになるが、使用頻度が高くなれば材料だけ輸送して母機にドッキングし、補給する有人宇宙船でのソユーズ/プログレス方式がとられるものと予想される。一方、これによって単一ミッションの小型衛星の利用も可能となり、商用ベースにマッチした宇宙システ



出典：(宇宙開発新時代 科学技術庁 宇宙企画課)

図7. 宇宙環境利用の種々の実験手段の特徴

ムとして21世紀の主要な分野に成長するものと期待されている。

6. 技術開発分野の展望

技術開発衛星は、過去の衛星の中の69%、2,999機を占めている。このうちソ連が2,304機(宇宙科学衛星を含む。)で77%、米国が644機で21%と合わせて98%を米ソで占めている。いかに宇宙開発が米ソの技術開発に支えられて成長してきたかを如実に示している。ちなみに我が国は10機、仏国6、英国2、中国23(科学衛星を含む。), インド3などで、たとえ米ソの軍事衛星がこの中に含まれているとはいえ、

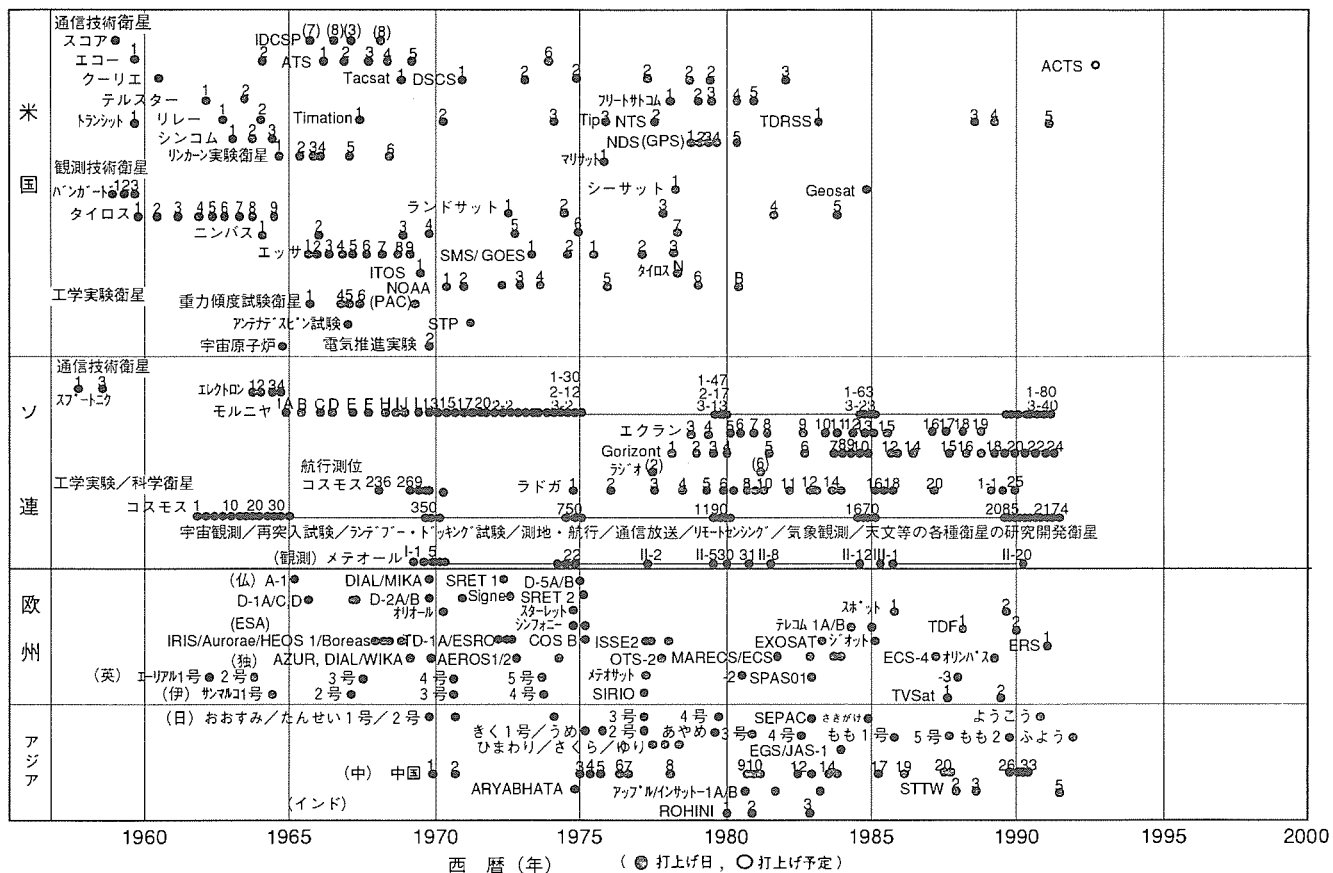


図8. 世界各国の技術開発衛星の経緯

米ソ特に米国の開発した技術の上に立って日欧の宇宙技術は成り立っているといわれても仕方のない状況といえる。

この技術開発衛星の開発経緯を図8に示す。技術開発衛星は、通信技術、観測技術、工学実験に区分され、通信技術ではアイゼンハワー大統領のメッセージを世界に放送したスコア、最初の能動中継器を積んだクーリエ、日米衛星通信の幕開けリレー、最初の静止通信衛星シンコム、通信衛星技術を高めたATSシリーズ等各時代の技術を代表する衛星が並んでいる。

観測技術では、気象観測のバンガード、タイロス、エッサ、地球観測のランドサット、シーサット等過去の代表的な観測衛星が含まれている。

工学実験は重力傾度、アンテナデスピン、電気推進、宇宙用原子炉等の基礎技術の宇宙実験を行っている。

我が国は宇宙科学研究所のおおすみ、たんせい、陽光、N ASDA のきくシリーズが含まれている。

技術開発衛星の将来を考えた場合、米ソの今後の動向が重要な要素を占める。米国は宇宙予算の削減が厳しいが、宇宙ステーション計画は縮小しても継続して進められている。軍用衛星に関しても、予算的に厳しい状況といっても、NASA、DARPA 等が中心になって新規開発を継続して進めている。国の主要な次世代技術開発項目の中には薄膜太陽電池及び軽量パドル、宇宙用原子炉、各種熱機関及びラジオアイ

ソトープ用高効率熱電気変換素子、低コスト小型衛星システム及び主要コンポーネント、空中発射打上げ機、大容量バッテリー等が含まれ、各々国の各研究機関で開発を担当している。これを見る限り予算削減で中には中止された項目もあるが、主要な技術開発に関しては地道な開発が継続して進められている。

ソ連に関しては、経済崩壊の状態といわれながら衛星の打上げは続けられているし、新しいプロジェクトも進められている。しかし、将来の技術開発を考えた場合米ソが従来どおり世界を引張っていき、日欧がこれに続いて開発を進めるといふ図式は成り立たない状況にあることは確かであり、日本としても積極的に先取りした技術開発を進めていく時代になったといえる。このためには、プロジェクトに直接関係を持たないが技術的に見て将来必要になるような技術に関しても研究投資を行っていく覚悟が必要である。これは国/民間企業双方で自ら技術開発を進めねばならないことの認識が必要である。

7. 宇宙エネルギー分野の展望

非地球資源の利用の一つである宇宙エネルギーの活用に関しては、1968年にピータ E クレーザが米国“サイエンス”誌に発表した宇宙太陽発電構想が注目され、1970年代後半に石油ショックの影響でNASA が将来のエネルギー供給源の

表 6. 20,000GW電力システムの候補比較

電力システム	最大エネルギー資源 (GW・年)	年再生率 (GW)	最大有用パワー (GW)	限界要因 (@20,000GWe)	枯渇・消滅 (年)	汚染生成物	長期 コスト	可能性
燃焼パワーシステム								
生物源	$< 2 \times 10^5$	$< 1.5 \times 10^4$	1,000	供給, 処理 飼料, 土地水	< 0.05	CO ₂ 生物汚染, 腐食	上昇	×
石炭	$< 1.5 \times 10^6$	0	$< 2 \times 10^4$	供給, 汚染	< 100	CO ₂ 灰, 酸化物	上昇	×
石油/ガス	$< 10^5$	0	$< 5 \times 10^3$	供給, 遺失価値	< 30	CO ₂ 酸化物	上昇	×
再生型地球資源, 非燃焼パワーシステム								
水力	$< 2 \times 10^4$	$< 2 \times 10^3$	$< 2 \times 10^3$	サイト 降雨	< 0.1	沈殿物 導水, 洪水	上昇	×
潮流	0	< 50	< 50	場所/入力	< 0.003	循環	上昇	×
地熱	$> 5 \times 10^{17}$	$> 5 \times 10^8$	< 100	良好な場所 局所的枯渇	< 0.005	ミネラル 地殻クラック	上昇	×
海洋熱	$< 1 \times 10^6$	$< 1 \times 10^4$	$< 1 \times 10^4$	冷&温水, OTECs建設	$< 0.5 \& < 100$	廃棄熱, CO ₂ 蓄積, 腐食	上昇	×
風力	0	$< 1 \times 10^6$	$< 2 \times 10^4$	普及性, 貯蔵	< 1	土地使用, 障害物	上昇	×
地上 太陽パワー	0	$< 1.8 \times 10^8$	$< 1 \times 10^5$	建設, 保守, 雲, パワー, 貯蔵, 分配	$> 10^8$	廃棄熱, 廃棄物, 誘導気候, 土地使用	上昇	△
原子力システム								
核分裂	$< 1 \times 10^6$	0	< 500 現状維持	受入, ライフサイク ル, 燃料コスト	$< 0.03 \& < 100$	放射能, 燃料, 部品	上昇	×
T核融合	$> 1 \times 10^9$ D-T	0	$> 2 \times 10^4$	可能性, 第1壁寿命, 建設	$> 1,000s$	放射能部品, 廃棄熱	上昇	×
He核融合	$0.001 \sim 1 \times 10^8$	0	$> 2 \times 10^4$	上記及びHe ³ 採鉱	0~100	上記及び月面環境	上昇	×
宇宙発電システム								
静止SPS	0	$< TBD \times 10^4$	$< TBD \times 10^4$	静止位置, 管理, 衛星, シェドウ	$> 10^9$	地球の遮へい, 可視SPS, デブリス	上昇	△
非静止SPS	0	$>> 1 \times 10^6$	$> 1 \times 10^5$	建設及び補修, 地上使用	$> 10^9$	新規目標, 空電マイクロ波	下降	△
月面発電	0	$> 1 \times 10^6$	$> 1 \times 10^5$	月表面積, 地上使用電力	$> 10^9$	空電マイクロ波	下降	△

一つとして概念設計を実施し、国際的に注目されることになった。

この検討は、2,000年代始めに人類の不足する300GWの電気エネルギーを宇宙発電で補うことを目的としたもので、一つの発電基地で5GWの電力を発電するように考えている。システムは、ベースラインとしては太陽電池で光から電気に変換し、これを高出力増幅器でマイクロ波に変換しマイクロ波のアレーアンテナから地上のリクテナに向け送信し、リクテナでは、検波整流して商用の電力として配電する。

米国の宇宙太陽発電衛星計画は、折からの財政緊縮政策の上から中止されたが、これを契機に国際的な宇宙エネルギー利用の検討が進められ、クリーンエネルギーの問題と重なって日本でも研究開発が進められている。

1978年当時1997年エネルギー危機説が唱えられたが、これは先進国の省エネルギー政策の遂行と産油国での石油価格の抑制によって回避されることになったが、最近では地球の環境保全、開発途上国のエネルギー消費の増加等から宇宙エネルギー利用の要望が生じてきた。

地球人口は2050年には100億に達し、しかも人口増加の

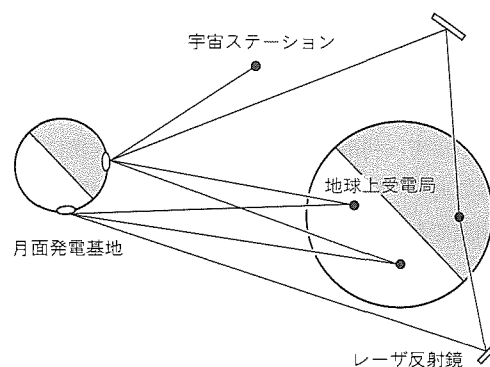


図 9. 月面エネルギー伝送システム

主流はアジア、アフリカ諸国の発展途上国である。現在これらの諸国の電力消費は0.8kW/人で先進諸国の6kWに比較して1/8程度である。2050年に現在の先進国程度に世界の生活水準が向上し、技術革新によって省力化が進むと考え、電力消費を2kW/人と考えれば全世界で20,000GWの電力が必要になる。この電力を賄い得るエネルギー源としては、表6に示したように原子力が宇宙エネルギーかということになる。原子力に関しては、現状ではこれ以上大幅に施設

表7. 月面エネルギー伝送のマイクロ波とレーザーの比較⁽⁶⁾

伝送パラメータ	マイクロ波伝送	レーザー伝送			
		COレーザー	COレーザーアレー	CO ₂ レーザー	エキシマレーザー
波長 λ (μm)	120,000 (2.45GHz)	5.1~5.6	5.1~5.6	10.6	0.35 (XeF)
送電アンテナ径 D (m)	1,500	3	3×19 (アレー)	6	3
受電アンテナ径 d (m)	37,500	878	175	828	56
所要口径 $\sqrt{d \cdot D}$ (m)	7,500	51	51	70	13
受電パワー密度 (W/m^2)	0.36 (<50)	661 (<1,000)	16,632 (>1,000)	742 (<1,000)	162,400 (>1,000)
大気透過率 (晴天時)	1.0	0.4	0.4	0.8	0.9
所要指向精度 (秒(角))	4.0 (ビーム幅×0.2)	0.24 (×0.5)	0.05 (×0.5)	0.22 (×0.5)	0.02 (×0.5)
所要鏡面精度 (μm , rms)	3,750 ($\lambda/32$)	0.35 ($\lambda/16$)	0.35 ($\lambda/16$)	0.7 ($\lambda/16$)	0.02 ($\lambda/16$)
($\lambda/16$: アダプティブオプティクス検出制御精度要求)					
送電電力変換効率 η_t	太陽光/電気 0.2 原子炉熱/電気 0.15 電気/RF 0.45	太陽光EDL (E, E, Binary) 0.05		太陽光EDL (E, E, Binary) 0.05	
受電電力変換効率 η_r	電気/RF 0.45 受電/検波 0.85	太陽光ポンプ0.06 0.47		太陽光ポンプ0.06 0.52	

を増加させることは難しく、地上では核融合の出現を待つ以外に解決策はないのが現状である。

宇宙太陽発電に関しては、集光面積の問題からNASAリファレンスシステムの静止軌道方式は数千kW程度が限度と目されており、地面上に展開可能な月面からの電力伝送が最も可能性が大きい。そのシステムの概念を図9に示す。

月面-地球間は384,000kmと静止軌道の10倍の距離である。このため、マイクロ波伝送を使用した場合、送電アンテナを1.5kmとしても地上のリクテナ口径は37.5km必要ということになる。このため、レーザー伝送を利用する方式が月面発電システムでは一般的である。その場合の結果を表7に示す。レーザーを使用した場合CO₂レーザーで送電アンテナ口径6mとして受電アンテナ口径は約830mということになる。

宇宙エネルギー利用は、将来の用途として非常に重要なプログラムであり、地上のエネルギー枯渇への対策法として避け難い開発である。

8. 有人宇宙船/宇宙基地の展望

有人宇宙船は、宇宙開発の初期の米ソ競争の時代の華として1961年のソ連のヴォストーク、米国のマーキュリから始まった。

ソ連はその後ヴォストーク、ヴォスホート、ソユーズ、ミールの各宇宙船計画を遂行し、ミール宇宙ステーションを中心にソユーズ(有人輸送)、プログレス(物資補給)を用いて恒久的な宇宙ステーションシステムを構成している。

米国はマーキュリ計画後ジェミニ、アポロ、スカイラブ、スペースシャトル計画を進め、現在宇宙ステーション“フリーダム”を開発中である。

欧州は有人宇宙船自体は保有していないが、ソ連、米国の

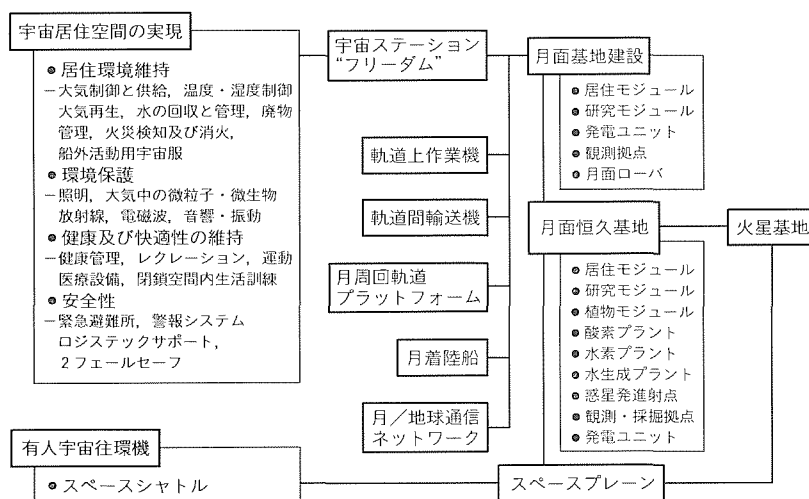


図10. 有人宇宙技術への出発

宇宙船を用いて有人宇宙実験を実施してきた。特にスペースラブ実験に関しては米国と共同して開発を行い継続して宇宙実験を進めている。

日本も有人宇宙輸送機は保有していない。有人宇宙飛行経験そのものがソユーズ/ミールの秋山特派員とシャトルスペースラブに搭乗し、第一次材料実験を実施した毛利宇宙飛行士の2名である。H-IIロケットの成功によって有人宇宙飛行実験は可能となったが、現在は有人飛行計画はなく無人H OPE計画を遂行中である。

有人宇宙船の開発についてはばく大な費用が掛かり、その安全性に関しては従来の宇宙機とは全く違った考え方で臨む必要がある。しかし、将来の月惑星基地等のプロジェクトを進めていく上では越えねばならない障壁である。幸いにも日本は米国の宇宙ステーション計画に参加し、現在日本実験モジュール(JEM)の開発を進めている。この経験は、非常に有意義で日本が自らの有人宇宙船を持つことへの投資といえる。そのシナリオを図10に示す。図には従来の無人宇宙機の開発とは違った有人宇宙技術の主要な事項について併せて示している。

表 8. 月面基地計画ステップ

フェーズ	I	II	III	IV	V
主たる活動	無人事前探査 無人科学観測	初期：昼間滞在 後期：昼夜連続滞在	常時有人基地 月資源利用開始	恒久有人基地 月資源利用拡大	コロニーへの拡大
科学観測	月観測衛星 周回通信衛星 小型可視光望遠鏡 無人探査車 サンプル回収	VLBI, 小型可視光赤外望遠鏡, 宇宙天気予報, 地表実験, レゴリス実験	中型可視赤外望遠鏡, ニュートリノ/サブミリ波, γ 線干渉計, 地表/電磁気/重力/地質調査	大型電波望遠鏡 大型重力波アンテナ 大口径望遠鏡 大型ニュートリノ 地殻観測ネット	大型天文台
有人活動	居住のための 事前調査 電力 20kWe	電力ユニット 1 居住モジュール 1 小型研究モジュール 1 EVA車/トレーラ/クレーン 土砂運搬 30mドリル	電力ユニット 2, 3, 4 居住モジュール 2, 3, 4 長距離車/研究車 ライフサイエンス研究 地質化学研究 300mドリル	電力ユニット 4 居住モジュール 4 植物モジュール 研究モジュール 移動車, 化学施設 前哨基地	自給自足 CELSS確立 火星出発便発着
資源利用	レゴリス分析 現地分析 サンプル回収 資源分布地図作成	液体酸素パイロット プラント 放射線シールド 熱シールド	液体酸素製造プラント 冶金パイロットプラント セラミックパイロットプラント CELSS/食料生産パイロット	液体酸素製造プラント He-3パイロットプラント セラミック製造プラント 冶金製造プラント	ヘリウム-3 製造 プラント 液体酸素大量製造 金属セラミック製造 化学工場, 機械工場
電力	20kWe 太陽光発電	300kWe 太陽光発電, 原子力発電	1,000kWe 原子力発電	10MWe 原子力発電	100MWe He-3核融合発電
輸送	H-II	OTV, 着陸/上昇機 貨物着陸船	月周回ステーション 再使用型貨物着陸船	月-地球定期往還機 (スペースプレーン)	スペースプレーン

従来、日本の宇宙開発は無人機主体で進めてきた。これは大型ロケットを持っていなかったことが第一であるが、日本のロボティクス技術を駆使して無人宇宙システムで宇宙実験を進めていくという基本方針に従って技術開発を行ってきた。しかし、米国の宇宙ステーションが実現し、シャトルによる搭乗員の定期運航が現実化してくる状況において、無人貨物輸送機と無人宇宙ステーション、宇宙プラットフォーム方式で対応できるかは疑問である。さらに、月面基地、火星前しょう(哨)拠点等の建設が無人で実施できるかは非常に疑問である。この意味で21世紀の宇宙開発の基本方針に有人宇宙技術の開発を考えるべきでないかと考えている。

有人宇宙システムの技術開発は、米ソでは宇宙開発の初期から継続して進めてきた。それでもいまだにチャレンジャー事故のように人命を失うようなことが起こり得るということを十分考え、日本も真剣に技術開発に踏み出すべきである(表8)。

米国の宇宙ステーション計画がソ連のミール宇宙ステーションと融合する方向が打ち出され、両国間の技術協力関係が進められようとしている。このような状況の中で日本としても21世紀に向けて宇宙開発をどのような方向に進めていくか、基本的な開発シナリオの作成が現在進められている。

9. 今後の課題

前章までに宇宙開発の各分野に関する将来展望を述べた。その中で、将来の技術動向として従来の技術の拡張、延長とは違った新しい技術動向として注目すべき事項は以下の5点である。

- 低コスト小型衛星システムの開発
- 有人宇宙船システムの開発
- 宇宙発電システムの開発
- 月惑星基地の開発
- 有人宇宙往還機/大型貨物軌道間輸送機の開発

9.1 低コスト小型衛星システムの開発

従来、衛星の開発は通信衛星の場合に顕著のように大型化によって搭載中継器のチャンネル数を増やし、長寿命化を図ることによってチャンネル・年当たりコストを削減する方向が最も有効な方法としてとらえてきた。一方、観測衛星に関しても地表面分解能を上げることとデータ伝送速度を上げることが最大の目標であり、衛星の大型化によって大口径の観測センサを搭載し、データ伝送用の指向性アンテナを搭載するというのが常識化されてきた。

しかし、実際の衛星の開発実績を眺めて見た場合通信衛星のチャンネル/年コストは、1970年以来ほぼ一定で物価指数すら吸収し得ない状況にあり、観測データの最も大きな販路である資源探査については地表面分解能は20m程度で十分で、これ以上の分解能の要求は土地測量、地球環境監視等の政府機関の用途が主体の項目が多く販路も限られる。一方では、衛星の大型化に従ってシステムコストは高騰し、初期投資が大きく、打上げ失敗、衛星故障で生じる損失が非常に大きくなって、調達機関としてはリスク回避の上から保守的になり実績のない機器の採用は避けることになる。このため、新規技術の開発が見送られ、宇宙技術の発展を疎外することになりかねない。特に宇宙科学等に携わる科学者、技術者にとっては宇宙利用の機会を失うような自体となってきた。

このような状況を打破し、宇宙利用の道をもっと広い範囲に広げていこうという試みが米国 NASA, DARPA が中心になって推進している小型衛星システムである。

NASA, DARPA が取り組んでいる小型衛星システムは、観測衛星についてはランドサットのミッション機器に相当する観測機器を搭載して、小型軽量、低コスト化を徹底して進めシステムコストを\$30Mに抑える試作開発を行っている。この開発は、衛星バスをまずミッション質量比率70%目標に設定し、第1ステップでは50%とおき、搭載計算機、誘導制御機器等は航空機搭載用も含めて候補とし、姿勢制御系

はホイール、センサ、制御器が一体のモジュールになった標準品を採用し、電源、TC & R 系についても軍用に使用されているものの中から低コスト化可能なものを選定する方向で進められている。打上げ機は \$ 10M 以下で打上げ可能なシステムとして空中発射型のペガサスを開発している。DA RPA ではこれらの方式によって低高度 180kg の衛星システムをセンサ系 2.0, 衛星バス系 5.7, 打上げ機 8.5, 地上局 1.0, 運用及び保守 1.8, トータル \$ 19.0M で可能であると推定している。ただし、これらのシステムを開発するために DARPA; \$ 30M/年, NASA が 3 衛星プロジェクト各 \$ 50M の研究開発投資を行っている。このコストは、従来のランドサット V \$ 150M, スポット-2 \$ 110M に比べて質量が約 1/10 であるとしても約 1/3 にコストを低減するということである。

これら小型衛星プロジェクトは、従来は ADAK, DSI, Interspace, Orbital Sciences, Spectrum Reserch, Geo Spectra, Space Data 等の小型衛星メーカーで開発されていたが、DARPA が Fairchild, TRW, Martin Marietta, Hughes, Jeager Aerospace 等の衛星メーカーを参加させグループ化して開発を行う方式をとっている。

このような情勢において我が国の宇宙開発計画にも小型衛星の開発の必要性は認められてきたが、実際のプロジェクトとしての開始は現時点では現れていない。

小型衛星の開発は、従来の衛星開発とは全く違ったアプローチが必要で、目標コストに合ったシステム構成、コンポーネントの選択、使用部品材料の選択が実施される。しかも選択範囲は、航空機搭載機器、防衛機器、汎用機器など従来の宇宙開発の考えとは大きく変えた選択肢を考慮していく必要がある。しかも、小型軽量でミッション質量比率を大幅に改善した衛星バスを開発するということになると先行技術開発が非常に問題となる。

米国はこの趣旨から DARPA, NASA が各メーカーを統合してこの課題の解決に取り組んでいる。この流れは、上述の観測衛星分野だけでなくマルチプルアクセス通信衛星 (MACSAT, 1990 年, 68kg, UHF ストア&フォワード), マイクロサット (7 個, 1991 年, 23kg, 自律型デジタル制御器, ミニチャスラスタ, アナログ/デジタル再生中継器等の宇宙実証) 等を DARPA 自体が開発している。

先に示した非静止移動体通信システムについても LEO-STAR, ODYSSEY 等はこれらの開発を通じて現れてきたシステムである。

以上の状況を考えた場合、日本としても国と民間とが一緒になって衛星システムの小型化・低コスト化に早急に取り組んでいく必要がある。また、衛星メーカーとしても真剣に低コストになるシステムを検討し、関連する技術開発項目について提案、開発を進めていかなければならない時期である。

9.2 有人宇宙船システムの開発

有人宇宙船システムに関しては、8 章に述べたように我が国としては FMPT, JEM の経験のみであり、前者はスペースラブの一部に日本のラックを搭載して材料実験を行ったものであり、後者は米国宇宙ステーションに日本実験モジュールを接続するものである。この意味では日本独自の有人宇宙計画は過去にはなく、また有人宇宙船に関する基礎データの蓄積もないのが現在の状況である。

HOPE の開発が決まり無人宇宙往還システムの開発はスターとした。一方、有人宇宙機設計に関しては JEM 開発で貴重な経験が得られる。

これらをベースにスペースプレーンの開発を進めようというのが日本の宇宙開発の長期ビジョンであったが、計画には取り上げられることなく消えた。

しかし、21 世紀を考えた場合、月面基地、火星基地等の計画が進められることは確かで、これに対して日本としてどのように対処するかの問題となる。

月面/火星基地計画はいずれにしても日本独自で進めるというよりも国際協力の形で進められることになる。この中で日本がどのように参画していくかは大きな問題であるが、国としての決定に待たざるを得ない。しかし、メーカーの立場としては有人宇宙技術の開発を真剣に進めていかなければ、特に安全性、信頼性要求の厳しい有人宇宙機器への参画は全く閉ざされたものとなる。この点、日本も有人宇宙プロジェクト計画をぜひ進めてもらいたい。

9.3 宇宙発電システムの開発

21 世紀の電力事情を考えた場合、7 章に述べたように発展途上国の人口増加と生活レベルの向上による電力需要増にどのように対応するかが最大の問題である。化石燃料エネルギーの使用は、資源枯渇の問題以上に大気汚染の問題が大きいことから避けねばならない。このためには代替のエネルギーを確保する必要があり、人類に課された共通の課題である。宇宙太陽発電、原子力発電は、この解決策として最も有望なアイテムの一つである。

宇宙からの電力伝送に関しては、マイクロ波とレーザーが候補に考えられている。いずれを使うかはシステムによって変わってくる。NASA リファレンスモデルのように静止軌道を対象とした場合は、マイクロ波伝送を採用しても宇宙の送電側で直径 1km として、地上のリクテナは 10km × 13km 程度であるが (5GW モデル)、月面からの伝送となれば送電側 1.5km で受電側 37.5km 程度の広さが必要となる。この場合はレーザー伝送を主体にすべきということになる。

いずれにしても 21 世紀の電力事情を考慮した場合、化石燃料の代替としての宇宙発電は真剣に取り組んでいかなければならないアイテムであり、先進国としての我が国の立場からしても技術開発を進めておかなければならないシステムである。その基本的な技術は、太陽光、太陽熱発電システム又は宇宙原子力発電システム、電気/マイクロ波変換システム、レーザー

発振システム、マイクロ波送電システム、レーザ送電システム、マイクロ波受電システム、レーザ受電／電力変換システム等が含まれるとともに環境アセスメントの検討が必要である。

これらの技術に関しては、各々当社の最も得意としてきた技術であり、宇宙発電システムに関しては積極的な対応が必要である。

9.4 月惑星基地と宇宙輸送機の開発

2020年短期月有人拠点の建設、2030年長期月基地の建設及び拡張基地、2050年恒久自律月基地の建設が現在日本が計画しているシナリオの一つである。これを実現させていくためには月探査を始め日本にとってはプログラムをスタートするまでの各種の開発が必要となる。しかし、米国は初めての衛星打上げから12年で月に人間を送り込んでいる。この費用が現在のコスト換算で\$ 70 B程度といわれている。この意味では、日本の現在の技術レベルから見れば十分可能性のあるプロジェクトである。ただし、将来の月面基地は恒久的な基地建設を目指すものとして、打上げ、軌道間輸送、月面往還等の輸送システムと宇宙ステーション、月軌道宇宙ステーションの補給基地を建設していく方法が考えられている。この意味ではアポロ計画とは少し違ったアプローチとなる。

日本の月基地計画は、月資源の開発と核融合燃料としての He^3 の採掘に依っている。

これらのシナリオについてはあくまでも民間ベースの検討を主体としたもので、国としてはまだ月惑星基地計画については明確なビジョンを示していないが、近い将来国の長期ビジョンが示される予定である。

10. む す び

現在の宇宙開発の状況をもとに21世紀に向けての各分野の動向、展望について述べてきた。その内容はあくまでも衛星メーカーの技術者の立場から見たものであって、全般的に見通して将来の動向を示唆するようなものではない。また、情報としても当社が持っている文献等を基にしたもので十分な吟味を行わずに使用している点もある。

ここでの展望はあくまでも以上のような観点から行ったものであるが、宇宙開発についての将来展望が見通せない状況の中において将来の各技術分野で何が問題となるか、何をなすべきかの検討の一助になれば幸いである。

参 考 文 献

- (1) 谷口一郎：宇宙開発の現状と将来、1991年第28回電子工業技術大会、特別講演（1991-10-3）
- (2) 藤田康毅：宇宙開発の現状と展望、三菱電機技報、65, No. 10, 928～935（1991）
- (3) 藤田康毅：地球観測衛星システムの現状と将来、大阪府大“宇宙環境機器シンポジウム”（1993-11-24）
- (4) 未来工学研究所：月面基地と月面資源開発研究会報告書（1990-12）
- (5) 宇宙開発事業団：21世紀へ向けての宇宙からの地球観測長期シナリオ（1994）
- (6) NASA CR-159523, Final Report Laser Power Conversion System Analysis, 1-2（1978-9）
- (7) 小型衛星研究会：小型衛星研究会報告書（1993-2）

地球観測衛星

表野正樹* 笠波孝幸*
井村信義*
江角 清*

1. ま え が き

近年、フロンガスなどによるオゾン層の破壊、酸性雨による森林被害、温室効果ガスによる温暖化現象、砂漠の拡大化等、地球環境問題が大きくクローズアップされてきている。このような地球規模での長期にわたる継続的観察により、システムとしての地球全体の総合的なメカニズムを知ることが必要である。

人工衛星からのリモートセンシングによる地球観測は、短時間に地球全体のデータが得られることや直接的に上層大気を観測できるなどの点で、こうした地球環境の解明の手段として極めて有効である。このように地球規模でかつ短時間又は長期的観測を必要とする現象の把握や、その原因の解明には地球観測衛星による観測が不可欠である。

1992年2月に打ち上げられた“地球資源衛星1号(ふよう)”に引き続き、現在1996年2月の打上げに向けて当社が宇宙開発事業団(NASDA)から受注しシステムインテグレータとして開発を担当している“地球観測プラットフォーム技術衛星(Advanced Earth Observing Satellite: ADEOS)”の衛星システム及び開発状況について概要を紹介する。

2. ADEOSのミッションと開発方針

ADEOSは、地球温暖化、オゾン層の破壊、熱帯雨林の減少、異常気象の発生等の環境変化に対応した全地球規模の観測データを取得し、国際協力による地球環境監視に役立てるとともに、次世代地球観測に必要なプラットフォーム技術及び地球観測データ等の中継に必要な技術の開発等を目的とした地球観測衛星である。

ADEOSは、陸域、海域及び大気を総合的かつ継続的に観測するために、NASDAが開発している高性能可視近赤外放射計(AVNIR)及び海面水温走査放射計(OCTS)の2センサを核に、米国NASAの散乱計(NSCAT)及びオゾン全量分光計(TOMS)、フランス国立宇宙開発センター(CNES)の地表反射光観測装置(POLDER)、通産省の温室効果気体センサ(IMG)、環境庁の改良型大気周縁赤外分光計(ILAS)及び地上-衛星間レーザ長光路吸収測定用リトロリフレクタ(RIS)の6種類の公募センサ及びNASDAが開発している技術データ取得装置(TEDA)を搭載している。

ADEOSは、1996年冬期に種子島宇宙センターからH-IIロケットにより、打ち上げられる予定である。ADEOSの

ミッションは、地球観測ミッションとプラットフォーム技術開発ミッション及びその他のミッションからなる。

2.1 地球観測ミッション

- (1) OCTSを搭載し、主として日照において海洋及び沿岸域の観測を行う。
- (2) 局地ユーザー伝送系(DTL)を搭載し、OCTSの粗画像データをUHFによってローカルユーザー局に直接送信する。
- (3) AVNIRを搭載し、主として日照において海洋及び沿岸域の観測を行う。
- (4) NASA(JPL)が開発するNSCATを搭載し、可能な限り日陰・日照を問わず海洋域の観測を行う。
- (5) NASA(GSFC)が開発するTOMSを搭載し、日照において全地球表面の観測を行う。
- (6) CNESが開発するPOLDERを搭載し、日照において地表面及び大気で反射される太陽光の観測を行う。
- (7) 通産省が開発するIMGを搭載し、観測を行う。
- (8) 環境庁が開発するILASを搭載し、観測を行う。
- (9) 環境庁が開発するRISを搭載する。
- (10) NASDAが開発するTEDAを搭載し、宇宙空間の観測を行う。

2.2 プラットフォーム技術開発ミッション

- (1) 衛星間通信
 - (a) 技術試験衛星VI型(ETS-VI)経由でKaバンドによるOCTS単独又はPOLDERとILASと低速ミッションデータレコード(LMDR)の編集データ(3Mbps)又はそれぞれデータ単独での送信実験を行う。
 - (b) 通信放送技術衛星(COMETS)経由でKaバンドによるミッションデータの送信(120Mbps)実験運用を行う。
 - (c) ETS-VI及びCOMETS経由でSバンドによるTT&Cデータの送受信及び測距を行うとともに、NSCATとTOMSとTEDAの編集データの送信も行う。
- (2) 自動化・自律化
運用時の地球局作業を軽減するため、最大100種の運用パターンをオンボードコンピュータに登録し、自動運用テーブルは地上からのコマンドによって更新できる。
- (3) 太陽電池パドル
フレキシブル太陽電池パドルを搭載する。
- (4) モジュール化・ユニット化

ADEOS は二つのモジュールから構成され、機器類は原則としてサブシステムごとにユニットとしてまとめ、モジュールに搭載する。

3. ADEOS衛星システム

3.1 ADEOS衛星システムの概要

ADEOS システムの主要パラメータを表1に、軌道上の

表1. ADEOSの主要パラメータ

形 状	一翼式太陽電池パドルを持つモジュール方式 本体 約4×4×5 (m) (ミッション、バスモジュール) 太陽電池パドル約3×26(m)	
質 量	打上げ時 約3.5t	
姿勢安定方式	三軸姿勢制御方式 ゼロモーメントム	
設 計 寿 命	3 年	
打上げロケット	H-II ロケット (直径5 mフェアリング)	
打上げ場所	種子島宇宙センター	
打上げ日時	1996年(平成8年)冬期	
軌 道	種 類	太陽同期準回帰軌道
	高 度	約800km
	傾 斜 角	約98.6°
	周 期	約101min
	回 帰 日 数	41日
データ送信	降交点通過地方時	午前10時15分～45分
	直接送信及び衛星間通信 (記録装置搭載)	

外観を図1に示す。ADEOS は図1に示すように、衛星の +X 軸方向 (進行方向) に4本の約3mのNSCAT アンテナ、-Z 軸方向に約3.5mのブームを持つ軌道間通信系 (IOCS) コンパートメント及び-Y 軸方向に伸びる約3.4m×24mのフレキシブル太陽電池パドルと、多数の大型展開構造物を配置した非対称型の衛星である。

ADEOS のシステムブロック図を図2に示す。ミッション系9ユニット、バス系8ユニットで構成しており、ユニットの主要構成部品は冗長構成となっている。

ADEOS の分解図を図3に示す。衛星構体は、トラス構造のバスモジュール構体とフレーム補強パネル構造のミッションモジュール構体の二つのモジュールから構成され、機器は原則としてサブシステムごとにユニットとしてまとめ、モ

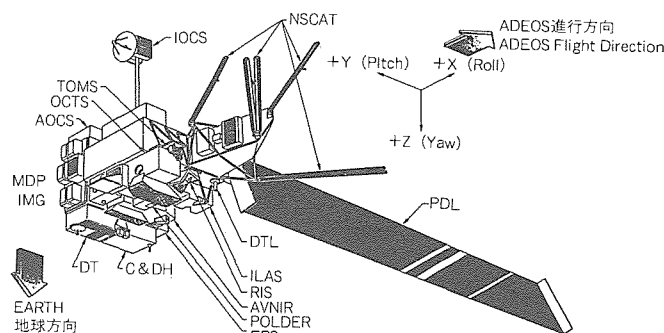


図1. ADEOSの軌道上の外観⁽¹⁾

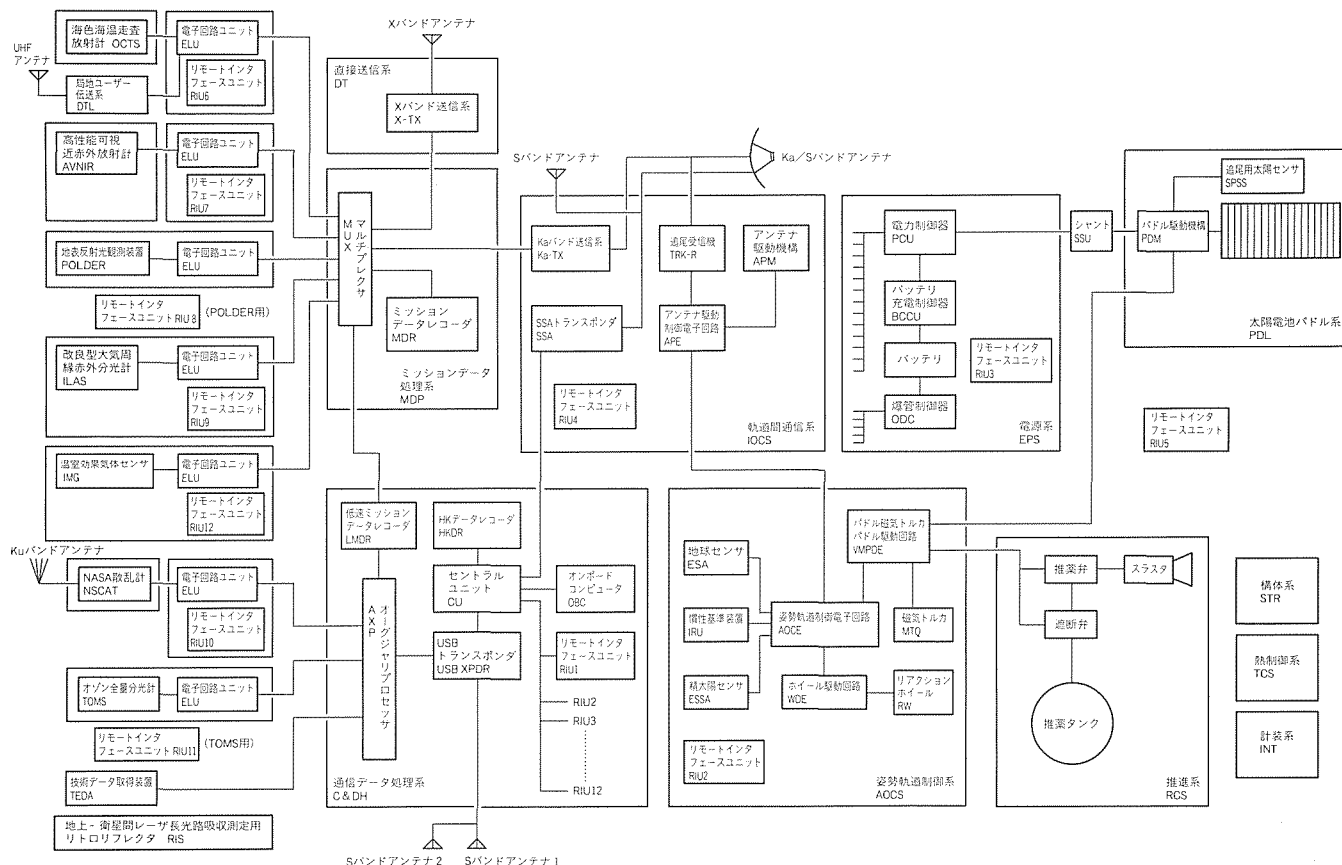


図2. ADEOSのシステムブロック図

ジュールに搭載される。機器配置については、機械環境、熱

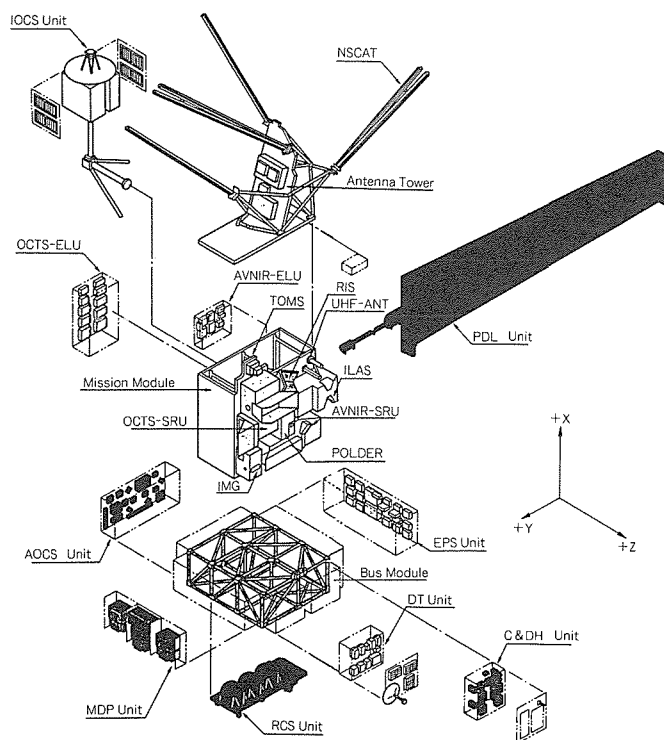


図 3. ADEOSの分解図⁽¹⁾

環境、視野要求・質量特性・EMC 等多くの制約条件下でトレードオフを繰り返し、かつ組立てやインテグレーション試験が容易なように配置されている。

3.2 ミッション系⁽¹⁾

ミッション機器の主要諸元を表 2 に示す。

(1) AVNIR

AVNIR は、陸域及び沿岸域から反射される可視から近赤外域の太陽光を観測する高分解能の光学センサであり、約 16m の空間分解能の 4 バンドと約 8 m の空間分解能の 1 バンドを持ち、衛星から直下の約 80 km の範囲を細かく分割して観測する。

また、観測領域をクロストラック方向に $\pm 40^\circ$ の広範囲で設定できるポインティング機能を持つ。光学部は、広画角で収差が小さく抑えられるシュミット屈折系を採用しており、検出器としては高分解能を達成するために 10,000 及び 5,000 の多画素を持つ CCD を採用している。

(2) OCTS

OCTS は、海洋の水色及び水温データを高頻度にグローバルに反復取得し、クロロフィル濃度、浮遊物、溶存物及び水温の把握を行う。OCTS は、観測波長の範囲が広く、また広い走査角が必要なため、光学系としては反射光学系を、

表 2. ミッション機器の主要諸元

センサ名	開発国	開発機関	観測目的	概略仕様等
高性能可視近赤外放射計 (AVNIR)	日本	宇宙開発事業団	陸域及び沿岸域	<ul style="list-style-type: none"> ●観測幅：約80km ●観測バンド： <ul style="list-style-type: none"> 可視域：3 バンド、近赤外域：1 バンド パンクロマチックバンド(可視域)：1 バンド ●地表面分解能：約 8 m (パンクロマチックバンド) 約16m (マルチバンド)
海色水温走査放射計 (OCTS)	日本	宇宙開発事業団	海色及び海表面温度	<ul style="list-style-type: none"> ●観測幅：約1,400km ●観測バンド： <ul style="list-style-type: none"> 可視域：6 バンド、近赤外域：2 バンド 中間赤外域：1 バンド、熱赤外域：3 バンド ●地表面分解能：約700m
NASA 散乱計 (NSCAT)	米国	米国航空宇宙局／ジェット推進研究所	海上風の風向、風速の測定	<ul style="list-style-type: none"> ●観測幅：1,200km ●観測周波数：14GHz ●風速測定精度：2 m/s ●風向測定精度：20°
オゾン全量分光計 (TOMS)	米国	米国航空宇宙局／ゴダード宇宙飛行センター	オゾン量及びSO ₂ のグローバルな分布	<ul style="list-style-type: none"> ●観測幅：2,565km ●観測波長：308.6~360.0nm (6 バンド)
地表反射光観測装置 (POLDER)	仏国	(仏国) 国立宇宙開発センター	地球表面や大気で反射される太陽光の偏光と方向性の測定	<ul style="list-style-type: none"> ●観測幅：1,825km×2,470km ●観測波長：443~910nm (9 バンド)
温室効果ガス観測装置 (IMG)	日本	通産省立地公害局	大気中のCO ₂ 、CH ₄ 、N ₂ O、その他の温室効果ガスの地域分布の測定	<ul style="list-style-type: none"> ●観測幅：550km ●観測波長：3.3~14 μm
改良型大気周縁赤外分光計 (ILAS)	日本	環境庁企画調整局	極域における大気微量成分 (オゾン、CO ₂ 、CH ₄ 、H ₂ O、エアロゾル) 高度分布の測定	<ul style="list-style-type: none"> ●観測波長：753~784nm, 6.21~11.77 μm ●観測高度：10~60km
地上・衛星間レーザ光路吸収測定用リトロフレクタ (RIS)	日本	環境庁企画調整局	地上局上空のオゾン、フロン、CO 等の濃度測定	<ul style="list-style-type: none"> ●観測波長：0.4~14 μm
技術データ取得装置 (TEDA)	日本	宇宙開発事業団	宇宙環境技術データの取得	<ul style="list-style-type: none"> ●重イオン環境、放射線吸収量、熱制御材汚染、CCD劣化、メモリ誤動作等の観測・モニタ

また走査方式としてミラーを用いた機械式回転走査方式を採用している。

(3) IMG

IMG は、地球の熱放射収支、大気温度の垂直分布、地表温度、雲の物理的特性を監視・研究するセンサである。IMG は、マイケルソン干渉計を用いたフーリエ変換赤外分光計で、測定データはインターフェログラムと呼ばれ、入射光をフーリエ変換したものになっている。移動鏡は、磁気ベアリングで保持され、リニアモータによって 10 cm の距離を 10 秒間で移動し、 0.1cm^{-1} の分解能でスペクトルが得られる。

(4) ILAS

ILAS は、極域成層圏のオゾンを監視・研究する大気センサで、太陽を光源として対流圏上部から成層圏の赤外 ($6.211 \sim 11.765\ \mu\text{m}$) 及び可視 ($753 \sim 784\text{nm}$) の二つのバンドでの大気の周縁方向の吸収スペクトルを測定する分光計である。ILAS は、衛星の軌道上移動に伴って様々な接線高度を通過する大気周縁方向の吸収スペクトルを、太陽光球の重心を追尾して 12 Hz で測定する。

(5) NSCAT

NSCAT は 3 日ごとに、全海域の 90% の風速と風向を天候に左右されることなく観測する。NSCAT は、特殊なマイクロ波レーダであり、アンテナから地球表面の広い海域にわたって 14 GHz 帯のパルス電波を発射し、同じアンテナで海上からの後方散乱波を受信する。6 本ある 3 m の長さのアンテナは、衛星進行方向の両側の海域を 600 km の幅で走査する。二つの観測域の間隔は 350 km である。散乱計は風速に依存して海上の波の高さが変化することにより、後方散乱電力 (σ_0) が変化することを利用して、風速と風向を間接的に測定する観測装置である。なお、 σ_0 セルは 25 km である。

(6) TOMS

TOMS は近紫外線域の 6 バンドを持ち、地球大気のアλベドを測定する。アλベドは地球の反射率と TOMS に内蔵された拡散面の反射率から測定する。オゾンの総量は、地球の日照域の全緯度において機能するよう選択された 3 バンドの相対的なアλベドと、波長の更に長い非吸収波長の反射率から求める。

地上からの光線はチョッパーホイールによって 6 バンドの波長に分解され、光増倍管によって検知される。分光計の波長は内蔵された水銀灯のスペクトラムによって校正する。

(7) POLDER

POLDER は地球表面、エアロゾル、雲、海で反射された太陽光の偏光、方向性及び分光特性を測定する。POLDER はプッシュブルーム型で、広視野、マルチバンド、偏光測定 of センサであり、異なった角度からの観測は 1.14° ごとの広視野で切り取り、擬似正方形のフットプリントが衛星速度で進行方向に移動することによって達成する。このフットプリ

ントは、フォーカルプレーン上の CCD マトリクスに対応して $6\text{km} \times 6\text{km}$ の解像度に対応する 242×274 の要素に分割されると同時に、フィルタ/偏光板が回転することにより、可視から近赤外までの 9 つのバンドを観測する。

(8) TEDA

TEDA は重イオンの測定及び放射線の吸収量、熱制御材の汚染、CCD の劣化、メモリ誤動作をモニタし、衛星軌道上の宇宙空間における技術データを取得する。

(9) RIS

RIS は地上から発射されるレーザ光を地上に反射するためのリトロリフレクタで、往復の光路の大気の吸収スペクトルを測定することによって大気中の微量分子濃度を測定する。RIS は、3 枚の鏡面を直角に組み合わせたコーナキューブである。

3.3 バス系

ADEOS のバス系は、大型でかつ高解像度のミッション機器を多数搭載するために必要な多くの機能を備えている。バス系の主要諸元を表 3 に示す。

(1) 通信及びデータ処理系 (C & DH)

C & DH 系は、テレメトリ、コマンド及びレンジングの機能に加え、低速ミッションデータの記録・再生、送信機能及びミッション機器運用時の地上局作業を軽減するため、オンボードコンピュータによる自動運用機能を持っている。

(2) 軌道間通信系 (IOCS)

IOCS 系は、広角ジンバル駆動追尾 Ka/S バンド共用アンテナをデータ追跡・中継衛星方向に向け追尾させることによって回線を確立し、最大 120 Mbps のデータを通信する機能を持っている。データ追跡・中継衛星として ETS-VI 及び COMETS との通信実験運用が計画されている。

(3) ミッションデータ処理系 (MDP)

MDP 系は、ADEOS のミッションデータの編集・記録・再生を行い、リアルタイム若しくは再生されたミッションデータを DT 系又は IOCS 系に伝送する。ミッションデータの記録用として、記録速度が 3 段階 ($3\text{M}/6\text{M}/60\text{Mbps}$) に変更でき再生速度が 60 Mbps であるデータレコーダ (MDR) を 3 台持っている。

(4) 直接送信系 (DT)

DT 系はミッションデータを地上局上空で 8 GHz 帯の搬送波で直接送信する。搬送波周波数は 3 波持ち、それぞれを 4 相位相変調 (QPSK) し、変調波は固体増幅器 (SSPA) で増幅されアンテナから送信される。

(5) 電源系 (EPS)

大型のミッション機器を搭載する ADEOS は、大電力を必要とし、また電力の負荷変動も大きい。電源方式として、日照時は太陽電池パドルの発生電力をディジタルシーケンシャルシャント方式によって安定化し、日陰時には NiCd バッテリ ($35\text{Ah} \times 5$ 台) から電力を供給するフローティング

方式である。バス電圧は、32.5～52Vのフローティングバスである。

(6) 太陽電池パドル系 (PDL)

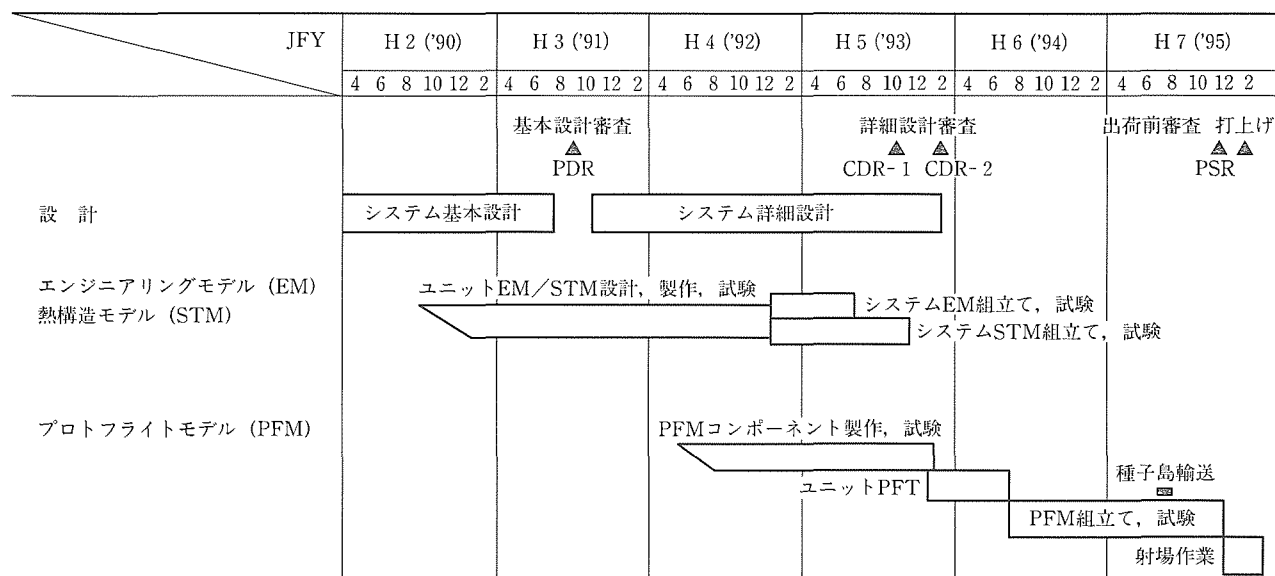
PDL系はフレキシブル太陽電池パドルを使用し、寿命末期 (EOL) でも4.5kWの電力を供給できる。

(7) 姿勢軌道制御系 (AOCS)

表3. バス系の主要諸元

サブシステム	機能・性能	備考
通信データ処理系 (C&DH)	<ul style="list-style-type: none"> SバンドUSBシステム データバス方式 (CU/RIU) OBCによる自動化・自立化機能 AXPによる低速ミッションデータの多重化 ミッション機器にPCDデータ配信 	CU: セントラルユニット RIU: リモートインタフェースユニット OBC: オンボードコンピュータ AXP: オージャリプロセッサ PCD: ペイロードコレクションデータ
軌道間通信系 (IOCS)	<ul style="list-style-type: none"> 追尾方式 (自動及びプログラム追尾) データ通信: Sバンド (TLM/CMD, 低速ミッションデータ) Kaバンド (ミッションデータ: 最大120Mbps) 広角ジナル駆動追尾Ka/S共用アンテナ 	—
ミッションデータ処理系 (MDP)	<ul style="list-style-type: none"> 伝送データの選択, 編集, 記録, 伝送ルート設定 ミッション機器に基準クロックを供給 ミッションデータの記録 (MDR 3台) 	MDR: 3M/6M/60M記録, 60M再生
直接送信系 (DT)	<ul style="list-style-type: none"> Xバンド3波によるデータ伝送 (最大126Mbps) 出力 (×1 & ×2: 40W, ×3: 8W) 変調方式 (QPSK変調) 	周波数: ×1 (8.15GHz), ×2 (8.35GHz), ×3 (8.25GHz)
電源系 (EPS)	<ul style="list-style-type: none"> 32.5～52Vのフローティングバス方式 NiCdバッテリー (35Ah×5台) ディジタルシーケンシャルシャント方式 	—
パドル系 (PDL)	<ul style="list-style-type: none"> フレキシブルパドル方式 発生電力: 4,500W以上 (EOL) 	ブーム展開時間 ≤ 5min パドル伸展時間 ≤ 40min
姿勢軌道制御系 (AOCS)	<ul style="list-style-type: none"> ゼロモーメント三軸制御スロップダウン方式 センサ (慣性センサ, 地球センサ, 精太陽センサ) アクチュエータ (4スキューリアクションホイール, 磁気トルカ, スラスタ) 	姿勢制御精度 ≤ ±0.3° (各軸) 姿勢安定度 ≤ ±0.003°/s (各軸)
推進系 (RCS)	<ul style="list-style-type: none"> 一液式ヒドラジンブローダウン方式 スラスタ (1N×16本, 20N×4本) タンク (55cm²表面張力タンク: 3個) 推進薬 (ヒドラジン: 130kg) 	—
局地ユーザー伝送系 (DTL)	<ul style="list-style-type: none"> OCTSの粗データをローカルユーザーへ直接伝送 送信周波数 (467.7MHz) 	データレート: 23.4375kbps (可視近赤外: 3ch, 熱赤外: 1ch)
熱制御系 (TCS)	<ul style="list-style-type: none"> 独立熱制御方式 (受動・能動型併用方式) 	サーマルループ, ヒートパイプ, 多層インシュレータ等
構体系 (STR)	<ul style="list-style-type: none"> バスモジュール (トラス構造), ミッションモジュール (パネル構造) 剛性 (機軸方向 ≥ 30Hz, 機軸垂直方向 ≥ 10Hz) 	—

表4. ADEOS開発のマススケジュール⁽¹⁾



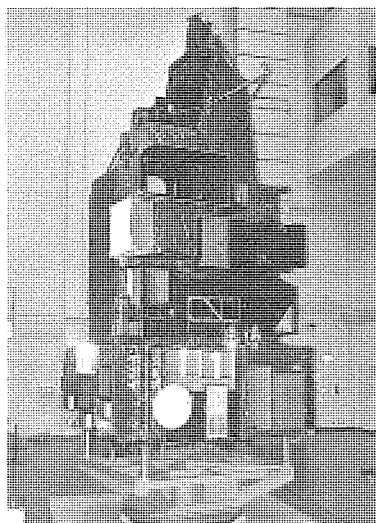


図 4. ADEOS熱構造モデル⁽²⁾

ADEOS には高分解能のミッションセンサが搭載されているため、ミッション機器運用時の高精度三軸姿勢維持が要求される。AOCS 系はCPU を 3 台内蔵したデジタル計算機を搭載し、高精度のジャイロ (慣性基準装置: IRU) を用いた三軸ストラップダウン方式によって姿勢を検出し、4 台のリアクションホイールを用いたゼロモーメント方式で姿勢制御を行っている。

(8) その他のサブシステム

推進系 (RCS) は一液式ヒドラジンプローダウン方式を採用し、3 個の表面張力式推進タンクと計 20 本 (1 N: 16 本, 20 N: 4 本) のスラスタから構成される。

ADEOS の熱制御系 (TCS) は、各ユニット独立熱制御方式を採用している。また、構体系 (STR) のミッションモジュール構体はパネル構造、バスモジュール構体はトラス構造を採用している。

4. 開発状況

平成 2 年に開始した ADEOS の開発も順調に進み、平成 5 年 11 月及び平成 6 年 2 月に詳細設計及び開発モデルの試験結果に基づく詳細設計審査が完了し、平成 6 年 10 月から筑波宇宙センターでのシステムプロトフライト試験 (PFT) が

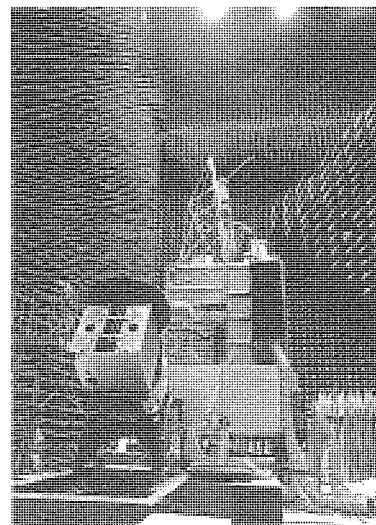


図 5. ADEOSエンジニアリングモデル⁽²⁾

開始され、平成 7 年 8 月には種子島宇宙センターに輸送を予定している (表 4)。

筑波宇宙センターにおける ADEOS 熱構造モデル (STM) 及び ADEOS エンジニアリングモデル (EM) 開発試験コンフィギュレーションを図 4 及び図 5 に示す。

5. むすび

ADEOS は、開発方式がインテグレート方式であること及び公募海外センサを含む多数のミッション機器が搭載された大規模プロジェクト衛星でもあり、平成 8 年冬期の打上げを目指して注意深く総仕上げを行い、ADEOS プロジェクトを是非成功させたいと念じている。

最後に宇宙開発事業団を始めとし開発に携わってこられた多くの関係各位に深く感謝する。

参考文献

- (1) 宇宙開発事業団: 地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS), 宇宙開発事業団パンフレット (1994)
- (2) 宇宙開発事業団: 地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS EM & STM) 写真

リモートセンシングシステム

岩橋 努*
上杉利明*
門脇 隆*

1. ま え が き

衛星からのリモートセンシングは、地球全体を短期的に観測できるので、地球環境の解明や大規模災害の監視の有効な手段として注目されている。リモートセンシングは、1950年代終盤に偵察や攻撃の早期警戒のための軍事利用として始まった。民間利用としての、宇宙空間からのリモートセンシングは、気象衛星に代表される。気象衛星は、日本の“ひまわり”のように一般的には静止軌道衛星であるが、米国のノア (NOAA) のように精度の良い局地気象データが収集できる低軌道周回衛星がある。一般的に低軌道周回衛星に種々のセンサを搭載して、農業や林業のデータ取得、地質及び鉱物資源の探査、水資源の調査、環境監視、地図作成用データの取得などの広い利用分野を持つ衛星を“地球観測衛星”と呼ぶ。1972年に打ち上げられた米国の LANDSAT によってその有効性が認められ、その後、種々の高性能センサの開発搭載により、更にその適用範囲が広がってきている。

日本も、1987年と1992年に“海洋観測衛星1号 (MOS-1)”と、“地球資源衛星1号 (JERS-1)”を打ち上げ、また1996年に“地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS)”を打上げ予定で、衛星による本格的な地球観測時代を迎えつつある。

当社は、これまで JERS-1 や ADEOS のシステム取りまとめと、種々の衛星搭載観測センサや地上のデータ処理シス

テムの開発を行ってきた。

本稿では、当社が開発を担当してきたこれらの観測センサや地上のデータ処理システムを中心に、衛星リモートセンシングシステムについて述べる。

2. リモートセンシングシステムのシステム構成

2.1 システム構成

リモートセンシングとは、航空機、人工衛星、又は宇宙機に搭載された観測センサにより、地球や惑星などの遠隔計測を行う技術をいう。システムは、観測センサ、それを搭載するプラットフォーム (航空機・人工衛星・宇宙機)、データ処理・解析のための地上受信処理システムからなる。

2.2 観測センサ

観測センサは、物体から電磁波の放射・吸収・散乱特性を利用して観測に必要な情報を抽出・処理する装置で、受動センサと能動センサに大別される。受動センサの代表的なものには、地球表面、大気からの放射を可視、赤外、紫外域で検出して画像を生成するイメージセンサや、マイクロ波帯での熱放射を検出して温度を計測するマイクロ波放射計がある。能動センサには、自ら発射した電波の反射を利用して画像を生成する合成開口レーダ、同様の方式で海上の風速風向を計測するマイクロ波散乱計、海面等の高度を計測するレーダ高度計又は電波の代わりにレーザ光を発射し、その反射を利用して海面高度や大気中の物質濃度を測るライダーなどがある。

2.3 プラットフォーム

地球観測用の人工衛星は、高度 500 km から 1,000 km の

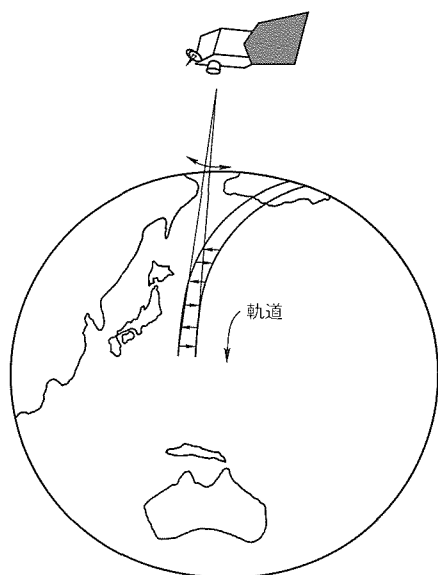


図1. 衛星からのリモートセンシング

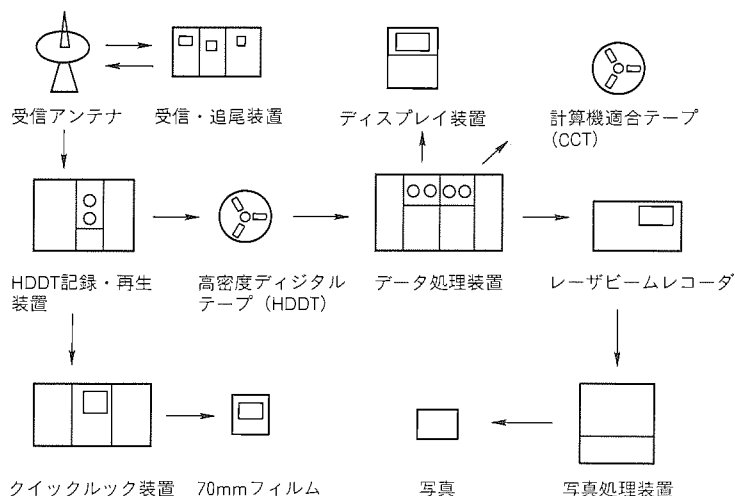


図2. 地上システムのブロック図

間で、太陽同期軌道（地球を南北に回り、観測地域の太陽照射条件が一定）をとるものが多い。米国の LANDSAT、仏国の SPOT、我が国の海洋観測衛星 (MOS) や、地球資源衛星 (JERS) がこれに当たる。衛星は図 1 に示したように、秒速約 7 km の対地速度で、数日から数十日で地球全体を観測することが可能である。

1995 年打上げ予定の地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS) は、地球環境のグローバルな監視について国際的貢献を図るとともに、将来型衛星に必要とされるプラットフォーム

フォーム技術及びデータ中継技術の開発などを目的とした大型地球観測衛星であり、国際的にも注目されている。

2.4 地上システム

搭載センサにより、観測された情報は地上に送信される。図 2 は、地上のデータ処理系のブロック図を示したもので、受信された信号は高密度デジタルテープ (HDDT) に記録されると同時に、クイックルック装置によって受信データをモニタして雲量評価、画質評価、センサの状態評価を行っている。受信された生データは、衛星の姿勢変動、地球の自転、

表 1. 観測センサ

(1) 光学センサ

	OPS-SWIR (検出器部)	AVNIR		ASTER-SWIR
		マルチバンド (Mu)	パンクロマチック バンド (Pa)	
搭載衛星	JERS- 1	ADEOS		EOS-AM 1
打上げ時期	1992-2	1996-2		1998-6
観測波長帯 (μm)	バンド 5 : 1.60~1.71 バンド 6 : 2.01~2.12 バンド 7 : 2.13~2.25 バンド 8 : 2.27~2.40	バンド 1 : 0.42~0.50 バンド 2 : 0.52~0.60 バンド 3 : 0.61~0.69 バンド 4 : 0.76~0.89	0.52~0.69	バンド 4 : 1.600~1.700 バンド 5 : 2.145~2.185 バンド 6 : 2.185~2.225 バンド 7 : 2.235~2.285 バンド 8 : 2.295~2.365 バンド 9 : 2.360~2.430
検出器	PtSi ショットキー CCD 4,096 素子 \times 4 バンド スタガリニア配列	Si CCD 5,000 素子	Si CCD 10,000 素子	PtSi ショットキー CCD 2,100 素子 \times 6 バンド スタガリニア配列
地表分解能 (m)	18*	16	8	30
観測幅 (km)	75*	80	80	60
S/N	$\geq 36.9^*$	≥ 200	≥ 90	≥ 54
MTF	$\geq 0.14^*$	≥ 0.25	≥ 0.20	≥ 0.20
検出器冷却方式	能動型循環冷凍機*	—		能動型循環冷凍機
質量 (kg)	60*	250		117.6

注* は短波長赤外放射計全体のシステム性能

OPS : Optical Sensor

SWIR : Shortwave Infrared Radiometer

JERS- 1 : Japanese Earth Resources Satellite- 1

ASTER : Advanced Spaceborne Thermal Emission and Reflection Radiometer

AVNIR : Advanced Visible and Near Infrared Radiometer

ADEOS : Advanced Earth Observing Satellite

MTF : Modulation Transfer Function

(2) 電波センサ

	MSR		SAR	AMSR					
	MOS- 1		JERS- 1	ADEOS- II					
搭載衛星	MOS- 1		JERS- 1	ADEOS- II					
打上げ時期	1987-2, 1990-2		1992-2	1999-2					
観測中心周波数 (GHz)	23.8	31.4	1.275	6.6	10.65	18.7	23.8	36.5	89.0
帯域幅 (MHz)	200	250	15	400	100	200	400	1,000	3,000
分解能	ϕ 31km	ϕ 21km	18 \times 18m	70 \times 51km	45 \times 38km	25 \times 26km	24 \times 25km	14 \times 14km	6 \times 10km
観測幅 (km)	320		75	$\geq 1,500$					
偏波	水平及び垂直		水平 - 水平	水平及び垂直					
オフナディア角 ($^{\circ}$)	—		35	—					
S/A (dB)	—		≥ 14	—					
受信感度 (K)	≤ 1		—	0.23	0.56	0.52	0.54	0.55	0.76
アンテナ方式	オフセットカセグレン アンテナ		展開型アレー アンテナ	オフセットパラボラアンテナ					
アンテナ寸法	ϕ 500mm		11.9 \times 2.4m	ϕ 2 m					
質量 (kg)	54		228	250					

注 MSR : Microwave Scanning Radiometer

SAR : Synthetic Aperture Radar

MOS-1 : Marine Observation Satellite- 1

AMSR : Advanced Microwave Scanning Radiometer

大気や観測センサなどによるひずみを取る補正処理が行われ、計算機適合テープ (CCT) に記録される。このデータは、レーザービームレコーダなどによって写真フィルムにも記録される。このようにして、データは CCT 又は写真フィルムの形で利用者に提供される。利用者は、CCT を解析装置にかけ、それぞれの目的に応じた解析ソフトウェアによって処理して必要な情報を引き出す。

衛星によるリモートセンシングはこのようにして行われるが、以下では当社がこれまで開発してきたセンサと地上システムの例について述べる。

3. 観測センサ

3.1 観測センサの概要

センサは、要求内容によって多くの種類を持つ。表 1 は、当社がこれまでに開発してきたセンサの主要諸元を示したもので、表において高性能可視近赤外放射計 (AVNIR)、マイクロ波放射計 (MSR)、高性能マイクロ波放射計 (AMSR) は宇宙開発事業団 (NASDA) が、また JERS-1 搭載用短波長赤外放射計検出器部 (OPS-SWIR (検出器部))、EOS-AM1 搭載用短波長赤外放射計 (ASTER-SWIR)、JERS-1 搭載用合成開口レーダ (SAR) は通商産業省／(財) 資源探査用観測システム研究開発機構 (JAROS) が NASDA の研究成果を引き継ぎ開発を担当し、当社が受注したものである。

OPS-SWIR、ASTER-SWIR はいずれも短波長赤外域のイメージセンサで、鉱物資源の探査以外に植生、火山活動の監視にも有効である。この帯域では可視域に使用するシリコン CCD は感度がなく、このため新たに世界的にも優れた性能を持つ白金シリサイド (PtSi) ショットキーバリア検出器を開発し、使用している。OPS-SWIR (検出器部) は、NASDA が 1992 年に打ち上げた JERS-1 に搭載され、ASTER-SWIR は米国 NASA が 1998 年に打上げを予定してい

る地球観測衛星 (EOS) シリーズの 1 号機に資源探査用将来型センサ (ASTER) の一構成センサとして搭載される。

AVNIR は、主に陸域、沿岸域を観測対象とした 8m という世界的にも高水準の地表分解能を持つ可視近赤外域のイメージセンサで、NASDA が 1996 年に打上げを予定している ADEOS に搭載される。AVNIR は、高分解能と併せ視野方向を $\pm 40^\circ$ の範囲で変えることができ、約 800 km の高度から見える地球の大部分を観測することができる。AVNIR の内部構造を図 3 に示す。

MSR、AMSR は、いずれも海温、海水海面状態、水蒸気量等の観測を目的としたもので、MSR は NASDA が 1987 年及び 1990 年に打ち上げた MOS-1、MOS-1b に搭載され、AMSR は NASDA が 1999 年に打上げを予定している環境観測技術衛星 (ADEOS-II) に搭載される。AMSR は、MSR の継承とともに温度分解能を高めるため HEMT 素子 (高電子移動度トランジスタ) の採用などによって高性能化を図っている。

SAR は、雲を透過するマイクロ波を使用して地表面の地形的、地質的な特徴を映像化する全天候型の映像レーダである。SAR のアンテナ寸法は、約 $11.9\text{m} \times 2.4\text{m}$ であるが、合成開口技術とパルス圧縮技術によって進行方向に約 14km の開口長のアンテナと等価の効果をj得て、18m の高分解能を達成している。SAR は、JERS-1 に搭載され資源探査だけでなく、植生の状態監視センサとしても利用されている。SAR アンテナの外観を図 4 に示す。

3.2 センサへの要求と開発課題

センサ要求はその用途に応じて異なる。代表的な用途に対応した分解能要求の一例を表 2 に示す。表から光学センサ及び合成開口レーダに対するシステム要求としては、資源探査ミッションでは 10～50m、環境観測ミッションに関しては 5～30m 程度の分解能が要求されることになる。また、この表には記載していないが防災や都市計画などでは航空写真に代わる 1m 程度の分解能も要求される。このような高分解能化に対し光学センサでは、

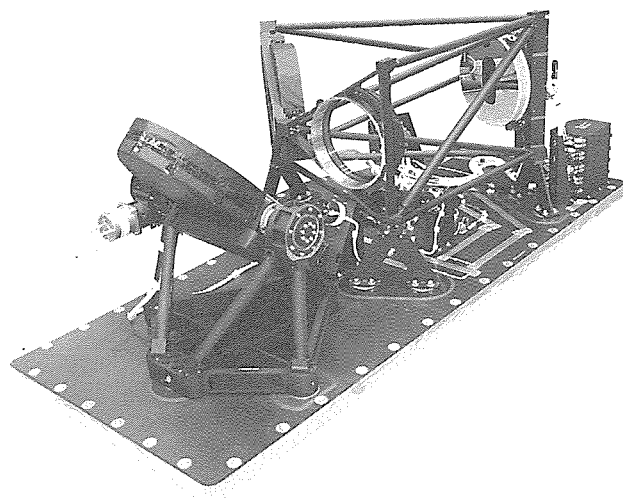


図 3. AVNIR の内部構造

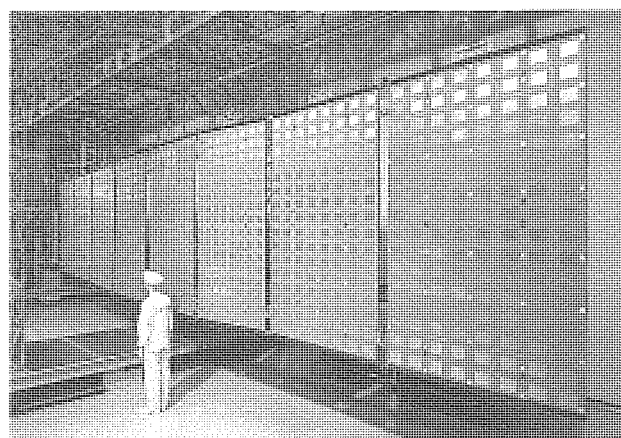


図 4. SAR アンテナ

表 2. 用途別にみたセンサに対する分解能要求

利用分野		波長域別 センサ	可視・近赤外	中間赤外	熱赤外	マイクロ波*	
			0.4～1.1 μm	1.4～2.5 μm	3～14 μm	1 mm～30cm	
			分解能	分解能	分解能	分解能	オフナディア角
資源 探査	金属・非金属		10～20m	10～20m	30～50m	10～20m	45°以上
	石油・天然ガス		10～30m	10～30m	30～50m	10～15m	45°以上
	地 熱		10～15m	10～15m	数十m	10～15m	45°以上
	観測幅		100km以上				
地球環境 観測	植生，河口，洪水， 火山等の監視，地図		5～10m	5～10m	5～10m	5～10m	
	河川，土地利用， 地表面温度，海洋工事		10～20m	10～20m	10～20m	10～20m	
	土壌水分，造成		20～30m	20～30m	20～30m	20～30m	
	雲分布，水蒸気， 海色，海岸線監視等		0.1～0.5km 0.5～1 km	0.1～0.5km 0.5～1 km	0.1～0.5km 0.5～1 km	0.5～1 km 2～5 km 10～50km	
	観測幅		10km, 100km, 200km, 500km, 1,000km, 1,500km, 3,000km, 5,000km				

注* 環境観測の雲分布、水蒸気、海色、海岸線監視等はマイクロ波放射計で、それ以外は合成開口レーダ

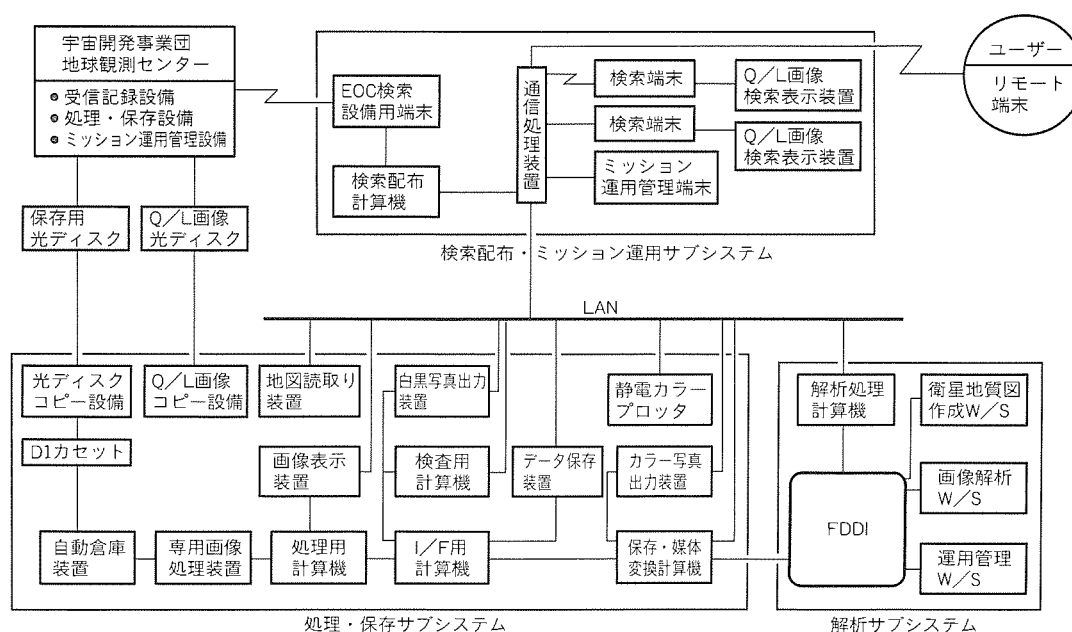


図 5. ERSDISのシステム構成

- 検出器の多素子化・高感度化
- 撮像時の視軸の高安定化 (又は補正技術)
- 光学系開口径の大型化
- 冷却系の小型・低電力化

といった課題がある。特に検出器の高感度化、視軸の高安定化は重要で、従来のリニアセンサに対してエリアセンサ化も検討していく必要がある。

マイクロ波放射計は、広域での輝度分解能の高度化が要求されており、受信機の低雑音化が最大の課題で、ミリ波帯での HEMT 素子の開発が必要である。

また、合成開口レーダの高分解能化に対してはその原理から、

- 送信機の高出力化
- 受信機の高感度化

が挙げられるが、高出力化に伴う消費電力の増大に対し、システム上の運用の考慮も必要である。

さらに、高分解能化に伴うセンサ共通の課題として、データ量の増大に対する画像データ圧縮技術も重要な課題であり、従来とられているデータの完全復元に対して自由度を与えた解決策も考慮する必要がある。

4. 地上システム

4.1 地上システムの構成

地上システムの例として、(財) 資源・環境観測解析センター (ERSDAC) から当社がプライムとして受注し、開発した JERS-1 データ利用トータルシステム (ERSDIS) について述べる。ERSDIS は、NASDA の地球観測センターで受信された JERS-1 の観測データを処理解析し、資源ユーザ

一を始めとする広範なユーザーの便を図るために構築されたシステムで、JERS-1以外にも LANDSAT や SPOT などの画像も取り扱うことができる。ERSDIS は図 5 に示すように、以下の三つのサブシステムから構成される。

(1) 処理・保存サブシステム

観測衛星データの補正処理とデータの保管、及びユーザーの必要とするフィルムなどの媒体への変換と出力を行う。

(2) 解析サブシステム

処理・保存サブシステムの補正処理以降の分野別の解析処理を行う。

(3) 検索配布・ミッション運用サブシステム

処理データの管理とユーザーへの検索・配布、及び衛星の観測計画の立案を行う。

当社が開発を担当した処理・保存サブシステムの外観写真と、JERS-1 の観測センサである SAR の写真成果品(フィルム出力)の例を各々図 6 と図 7 に示す。

このシステムの機能的な特長は以下のとおりである。

- JERS-1 に関する大量の画像データを保存するために、高速カセット型磁気テープに記録する方式を採用している。
- システムの自動化と省力化のために画像データを自動倉庫で保管、管理する方式を採用している。
- 最新の解析手法を豊富に取り入れている。
- 画像データの高速処理と作業の高速化を図った並列プロセッサを備えている。

このシステムの構成上の特長は、処理・保存、解析、検索配布・ミッション運用の三つの各サブシステムをローカルエリアネットワークで接続し、独立に動作し得る構成をとっていることである。このためインタフェースとして電子メールを用いてサブシステム間を結合し、今後の拡張に対して柔軟に対応できるようになっている。また、画像データの伝送には専用の高速ネットワーク (FDDI) を用いてオンラインの高速伝送を可能としている。画像データの保存と取り出しには、高速カセット型磁気テープを用い、自動倉庫による検索シス

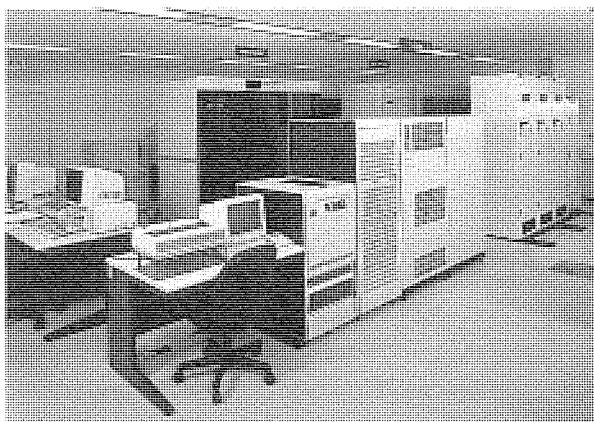


図 6. ERSDISの処理・保存サブシステム

テムを採用していることから全システムのオンラインでの運用が可能となっている。このように従来の設備ではない新しい方式によって画像処理システムが実現されており、この考えは今後の地球観測システム (EOS) 計画で NASA 等で計画されているシステムに近いものである。その点で ERSDIS で採用された技術は、今後の地上システムの基本となるものである。

4.2 地上システムの将来動向

地上で行う処理は、各種の校正処理、データを位置情報としてとらえるためのマッピング処理、経時変化の抽出や他の手段で得られたデータとの結合を図るためのデータベース化と関連処理、及びそれらの配布ネットワークへの接続サービスがある。

地上局で得られるリモートセンシングデータは、センサの高分解能化やセンサの複数搭載により、また周回軌道の観測衛星でも、静止軌道の中継衛星の利用によって直接受信区域外のデータを収集することができ、受信データが膨大になってきている。

しかし、近年のデジタル技術の進歩から、汎用計算機はダウンサイジング化が進み、リモートセンシングデータ処理は、大規模な処理センターレベルでも、エンジニアリングワークステーションでの処理でほとんどの作業をこなせるまでになってきている。

このため、今後、リモートセンシングデータの利用がより一般化し、これまでの特定の大規模ユーザーだけの利用から、不特定多数の小規模ユーザーも含めた利用へと展開されることが予想される。将来的には、システムの標準化などによって経済的に多くの小規模ユーザー地上局が実現されるであろう。しかし、当面は小規模ユーザーがすべて個別に衛星からのデータを直接受信して処理することは経済的ではないので、

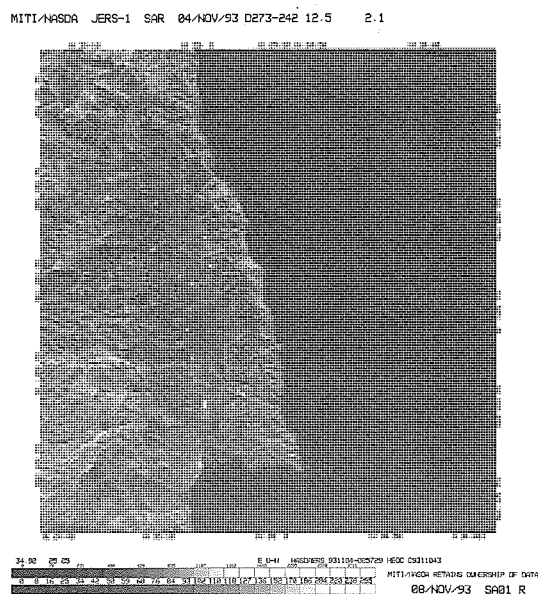


図 7. SAR処理画像

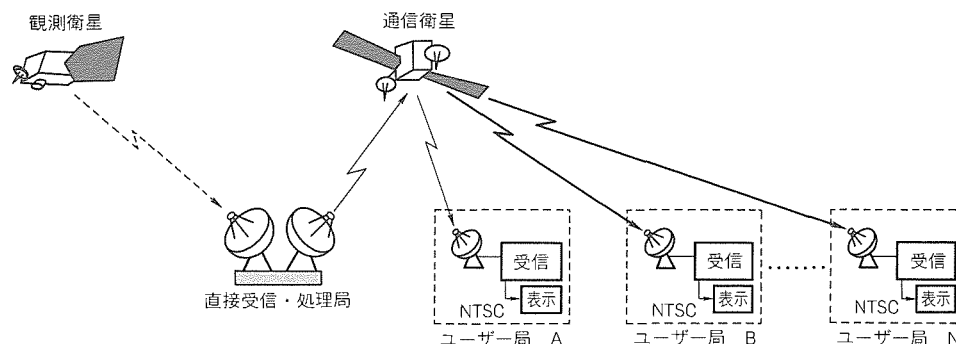


図 8. リモートセンシングデータの放送配信システム

共通的に使用する部分の処理については、インフラストラクチャとして整備する必要があると思われる。一つの方法として、図 8 に示したように衛星通信の広帯域性と放送性を利用して、直接受信・処理局から静止軌道の通信衛星を経由して、ユーザー設置の小型地球局へ映像情報などのデータを放送形式で配信する方法が考えられる。もちろん、地上の通信ネットワークを強化して、データ伝送する方法もあるが、災害などで地上系がダウンした場合の通知手段としても有効である。

さらに、民間レベルで特に映像がリアルタイムのデータベースとして活用されるためには、高速処理に加え、変化情報の伝送表示など画像処理分野での技術開発も必要である。

5. む す び

衛星によるリモートセンシングは、地球規模で環境保全や資源探査及び自然災害の監視など、様々な分野で大きな役割を果たしてきている。今後も、国際的な協力の中で、地球観

測の重要性はますます増大するとともに、さらに月など地球外資源の探査などにも重要な役割を果たしていくものと考えられる。こうした中で、当社がこれまで培ってきたこの分野での技術をベースに、今後も衛星によるリモートセンシング技術の向上発展に積極的に貢献していきたいと考える。

最後に、地球観測衛星や観測センサ及び受信処理の開発に携わってこられた宇宙開発事業団、通商産業省／(財) 資源探査用観測システム研究開発機構、(財) 資源・環境観測解析センターの方々に始め、多くの関係各位に感謝する。

参 考 文 献

- (1) 小林督智, 小野 誠, 角市 修: 地球環境と衛星リモートセンシング技術, 三菱電機技報, **67**, No. 6, 567 ~ 571 (1993)
- (2) 門脇 隆, 田中宏和, 古谷清敏, 田沼米 徹, 木股稚章: 衛星搭載用光学センサ, 三菱電機技報, **65**, No. 10, 973 ~ 979 (1991)

衛星搭載大型展開アンテナ

高野 忠* 井上登志夫**
 名取通弘* 野口龍宏**
 三好一雄**

1. ま え が き

移動体通信や電波天文観測の分野において人工衛星を利用して効率、性能を上げるという試みが行われている。これらの計画には大型の衛星搭載用アンテナが必要となり、種々の展開形式のアンテナの開発が行われている。

宇宙科学研究所が1996年に打上げを計画している科学衛星 MUSES-B に搭載する天文観測用大型展開アンテナ (スペース VLBI 用アンテナ) は、鏡面を柔軟な金属メッシュとし、支持構造であるケーブルテンショントラスを伸展マストによって展張して有効径約 8 m のパラボラアンテナを形成するという、極めてユニークな構造のアンテナであり、収納効率 (展開時のアンテナ開口面積と収納時の体積の比) が優れている。

新しい概念の構造を持つこのアンテナについて解析、開発試験を含む検討を進めた結果、宇宙用展開アンテナとして実現できる見通しが得られ、現在フライトモデルの製作段階となっている。ここでは、開発を進めているアンテナの概要と開発状況について述べる。

2. 計画の概要

2.1 MUSES-B衛星

第 16 号科学衛星 MUSES-B (Mu Space Engineering Satellite-B) は、大型アンテナの展開など宇宙での工学実験を行い、それに続いてスペース VLBI (Very Long Baseline Interferometer: 超長基線干渉計) による電波天文観測を行うことを目的とする衛星で、1996 年夏に宇宙科学研究所鹿児島宇宙空間観測所から M-V ロケット 1 号機によって遠地点 22,000 km、近地点 1,000 km のだ (橢) 円軌道に打ち上げられる予定である。MUSES-B の概要を図 1 に示す。

2.2 アンテナの概要

アンテナは、展開時の最大寸法が約 10 m あるが、打上げ時は最大径 2.2 m のロケット内に収納される。主鏡面は金属線によるメッシュを用い、ケーブルテンショントラスとケーブルネットで構成されたケーブル系により、そのメッシュを所定の形状に維持する。打上げ時折り畳まれていたメッシュ及びケーブル系は軌道上で 6 本の伸展マストによって展開され、すべてのケーブルが張力状態になりメッシュが所定のパラボラ面を形成する。

副反射鏡部も展開構造を採用している。副反射鏡を支持し

ている 3 本のマストをそれぞれ折り畳んで収納しておき、軌道上で所定の位置に伸展させる。

このアンテナに取り入れられた革新的な技術要素としては、次のようなものがある。

- (1) 形状の安定な高剛性ケーブルテンショントラスと、その間を補う比較的剛性の低いケーブルネットからなるハイブリッドケーブル系構造
- (2) すべてのケーブルが張力状態になり、しかも各ケーブルの張力がほぼ一様になるケーブル系の構築
- (3) 重力の影響を補正しながら行う鏡面調整方法
- (4) 多数 (主構造で約 2,000 本、全体で 6,000 本) のケーブル類の絡み防止対策と順次展開方式
- (5) Ka (22 GHz) 帯においても低損失なメッシュ反射面

アンテナの概要を図 2 に、主要諸元を表 1 に示す。

3. アンテナ電気設計

(1) 鏡面メッシュ

反射鏡鏡面を金属メッシュで構成することは従来からも行われていたが、使用周波数帯域は比較的低いものに限定されていた。今回、高密度 (単位幅当たりのワイヤ本数が従来の約 2 倍) のメッシュを開発することにより、22 GHz での反射損失を大幅に低減することができた。メッシュの線材は従来と同様の金めっきモリブデン線である。

(2) 鏡面系設計

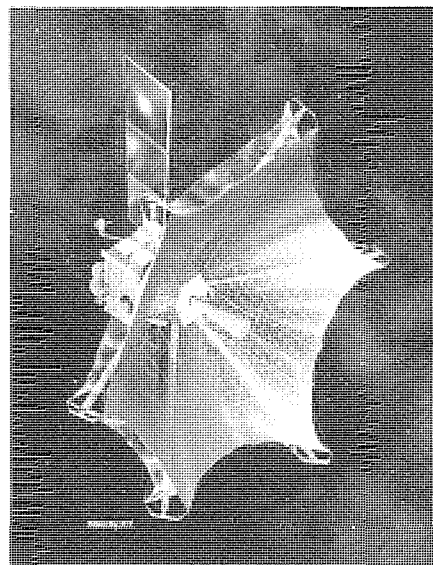


図 1. MUSES-B の概要

アンテナ鏡面系は、構造上の制約や姿勢に与える影響を考慮し、さらに、ブロッキングによる能率低下を最小限に抑えるため、軸対称リングフォーカス型カセグレンアンテナを採用した。ロケットのフェアリングの大きさから副反射鏡も展開式となり、ホーンの寸法と収納時の副反射鏡の位置、それから決まる副反射鏡の直径等の最適化を行って、鏡面系の形状パラメータを図3のように決定した。この結果から得られたアンテナ特性を表2に示す。

(3) 一次放射器

三つの周波数帯の各々左旋円偏波を受信する機能があり、円すい(錐)ホーン、1.6GHz 給電部、5GHz 給電部、22GHz 給電部の四つの部分から構成されている。給電部は、テーパー導波管のカットオフ特性を利用して三つの周波数帯を分波している。給電部の構成を図4に示す。

4. アンテナ機械設計

4.1 鏡面構成

アンテナの主な構成要素は、中心構造、副反射鏡とそれを支える展開型支柱、60°おきに6方向に配置された伸展マスト、鏡面系を構成するケーブル系及びメッシュである。ケーブル系は、中心構造に取り付けられ、外側の境界は伸展マストの先端のエンドプレートに取り付けられる。ケーブル系及びメッシュの張力はマストの伸展によって生じる。

ケーブル系はテンショントラス(TT)、背面ケーブル(BC)、タイケーブル(TC)及びケーブルネット系で構成されている。TTはBCとTCによって張力を与えられてパラボラ鏡面を形成している。しかし、TTのノード間隔は広すぎるためこれにメッシュを張ったのでは曲面を近似する形状近似誤差が大きくなりすぎる。そこでTTに囲まれる各セグメント内にこれを細分割するケーブルネット系を挿入して形状近似誤差を抑えている。ケーブル系の構成を図5に示す。

4.2 ケーブル材料の選定

ケーブル材料は、宇宙用としての適合性、強度剛性、精度及び加工性の観点から、一方向アラミド繊維の周囲を編組したメタ型アラミド繊維で被覆したものを採用、耐環境性試験を行い、ケーブル材の剛性選定を行って使用ケーブルの諸元を決めた。

4.3 展開機構

(1) 主反射鏡展開用伸展マスト

6本の伸展マストは、関節型の伸展収納が可能なマストで、コンパクトに収納でき、伸展後には高い強度剛性を持つことを特長としている。概要を図6に示す。

(2) 主反射鏡の展開

主反射鏡の展開時、万が一ケーブルが絡んだ場合アンテナに

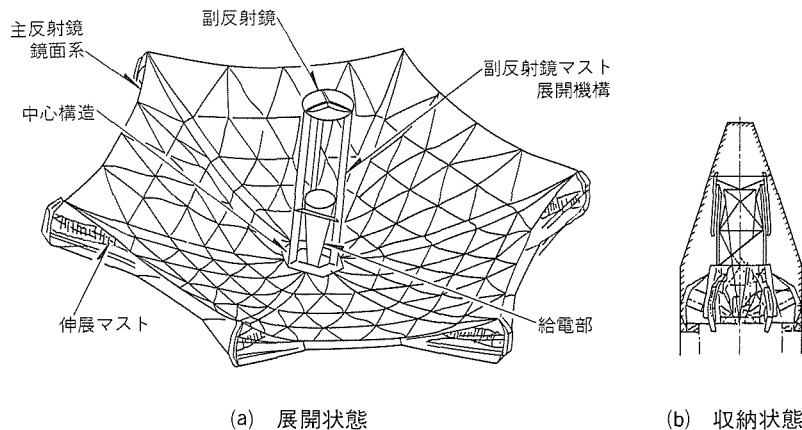


図2. アンテナの概要

表1. アンテナ主要諸元

アンテナ形式	軸対称リングフォーカスカセグレンアンテナ
使用周波数	22, 5, 1.6 GHz
主反射鏡寸法	最大 10 m 有効径 約 8 m
焦点距離	3.7 m
鏡面精度	0.5 mm rms (目標)
副反射鏡直径	1.1 m
主反射鏡展開	高剛性伸展マスト 6 本
副反射鏡展開	リンク式伸展機構
質量	226kg (目標)

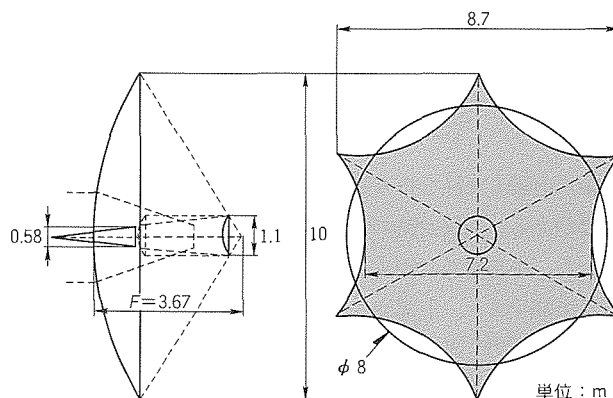


図3. 鏡面系の形状パラメータ

とって致命的なトラブルとなる可能性が高いが、展張前の緩んだ状態でのケーブルの挙動、特に無重力状態での挙動を完全に予測することは困難である。そこで、ケーブルの展開を可能なかぎりコントロールされた状態で行うこととし、以下のようなケーブル絡み防止対策を実施している。

- (a) 打上げ時、収納状態のメッシュ、ケーブルの移動防止
- (b) ケーブルの面内拘束とノード、突起物との空間分離
- (c) 順次展開方式

(a)は跳ね上げ式保持プレートによって固定、(b)は背面側にもメッシュを取り付けることで対応し、(c)については収納時テンショントラスの各ノードを固定し、外側から順次解放することにより、ケーブルの展開を規制する。図7に主反射鏡テンショントラスのケーブル展開シーケンスを示す。

(3) 副反射鏡伸展機構

表 2. アンテナ特性

単位: dB

	1.66GHz	4.85GHz	22.15GHz	備 考
100%利得	42.86	52.17	65.36	開口面積50.1m ²
開口分布	-0.74	-0.90	-0.98	
スピルオーバー	-2.44	-0.85	-0.40	
ブロッキング	-0.30	-0.30	-0.30	副反射鏡支柱
鏡面精度	-0.01	-0.04	-0.94	0.5mm rms
メッシュ損失	-0.01	-0.01	-0.06	メッシュ反射損失
誘電体損失	-0.01	-0.01	-0.08	熱制御用白色塗料
給電損失	-0.72	-0.55	-0.53	ホーン・給電部
製造/組立誤差	-0.02	-0.02	-0.33	0.3mm rms
熱変形	-0.02	-0.02	-0.35	0.3mm rms
アンテナ利得	38.59	49.47	61.39	

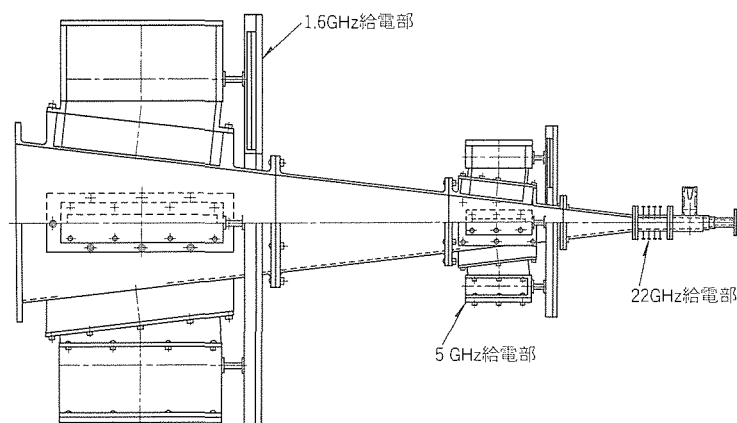


図 4. 給電部の構成

副反射鏡も支柱を折り畳んで収納し、軌道上で伸展させる必要がある。副反射鏡の伸展機構としては、リンク方式を選定した。中心構造に固定された下部マストの上に展開動作を行う中部マスト、上部マストが各々ヒンジを介して結合され、モータからのトルクをワイヤ/プーリによって各ヒンジに分配、伝達して3組のマストを同期伸展させる。

4.4 鏡面精度

鏡面精度に影響を与える誤差要因とその検討結果を以下に述べる。

(1) 鏡面の多面体近似誤差とピロー効果

鏡面メッシュは、1辺約200mmの三角形形状でパラボラ面を近似したケーブルネットで支持され、さらに、面内張力によって各三角形の内部で内側に膨らむように変形する(ピロー効果)。解析及び検証試験の結果、この誤差は約0.3mm rmsであることが分かった。

(2) 宇宙環境と材料特性

使用ケーブル材は、極力安定なアラミド繊維を使用しているが、若干の吸湿変形がある。材料試験と変形解析の結果、60%湿度の雰囲気中で組み立てたアンテナが宇宙空間で脱湿されるとその変形量は約1mm rms あるが、脱湿状態での最適設計を行い変形に相当する量を製造時にオフセットさせることにより、影響を小さくできることが分かった。現在ば

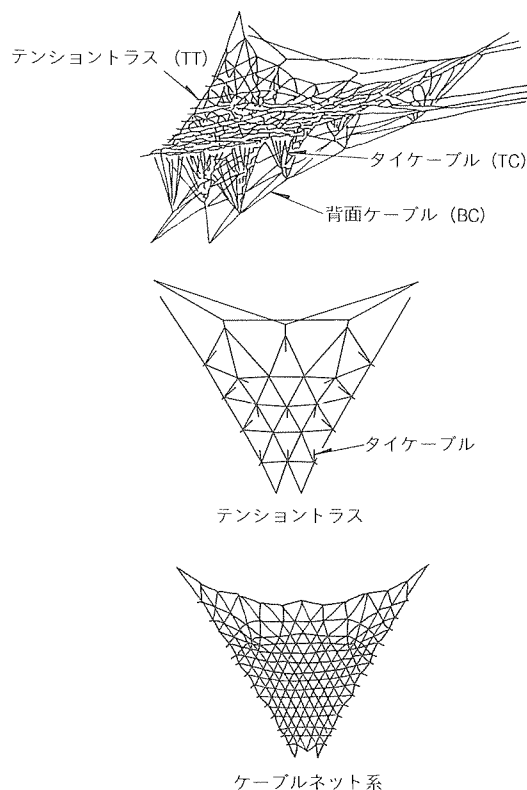


図 5. ケーブル系の構成

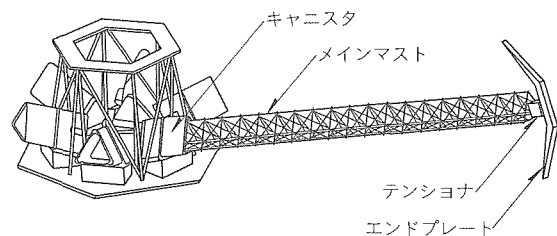


図 6. 伸展マストの概要

らつきを考慮した定量的評価を実施中である。

また、放射線による剛性変化をケーブル材の放射線(電子線、陽子線)紫外線照射試験で測定した結果、この要因による鏡面誤差は無視できるほど小さいことが分かった。

(3) 収納展開による鏡面再現性

伸展マストについて、開発モデルを用いて再現性試験を実施した結果、鏡面誤差に与える影響は0.1mm rms 以下と十分に小さいことがわかった。ケーブルとメッシュの再現性についても部分試験の結果ではほぼ同等である。

(4) 地上での鏡面調整

鏡面調整は重力下で行うため、無重力で理想鏡面になるようにあらかじめ計算された目標位置に対して調整を行う。そのための重力キャンセル手順を確立した。設計値での構造数学モデルに対し、出来上がったハードウェアの形状、張力の実測値により、数学モデルを修正して重力下及び無重力下での形状を解析で求め目標鏡面を定める方法で、考えられる誤差を入れたシミュレーション解析の結果では重力キャンセル誤差は0.3mm rms に抑えられる。

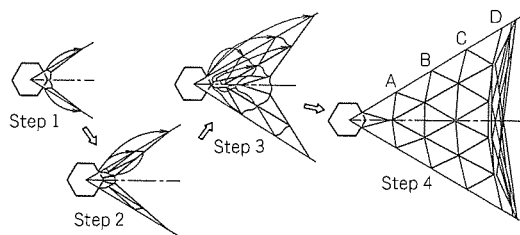


図7. ケーブル展開シーケンス

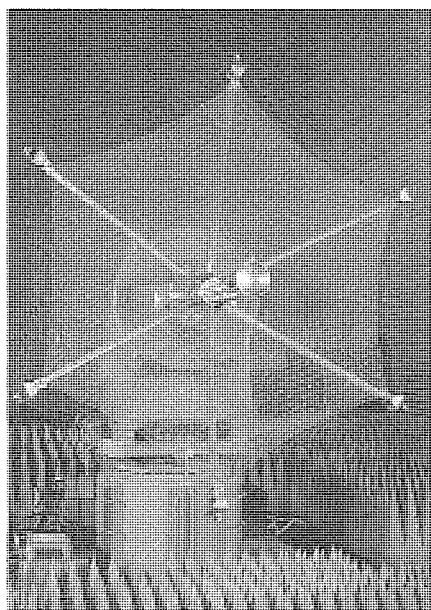


図8. 1/4スケールモデル

(5) 軌道上での熱変形

熱解析によって求められたケーブル等の予測温度を用いて熱変形解析を実施した。室温状態に対し最大1mm rms程度の熱変形が起るが、ケーブル材の熱膨張係数は負でほとんどのケーブル温度は低温となるので、鏡面は曲率半径が増加する方向に変形する。この結果から初期設定を適切に選ぶことにより、運用上の影響は少なくできる。現在、観測運用を含めた最適初期設定の検討を行っている。

以上の結果及び今後の運用を含めた検討により、鏡面精度は目標値(熱変形以外0.5mm rms, 熱変形0.3mm rms)に近付けられたと思われる。

5. 開発状況

このアンテナの開発は、種々の制約からフルスケールの開発モデルを作らず、縮小モデル、部分モデルによって各要素の確認を行ってフライトモデルを作るというやり方となった。各モデルの概要と評価内容について簡単に述べる。

(1) 1/4スケールモデル(図8)

反射鏡全体を1/4に縮小したスケールモデルであり、アンテナ概念(ケーブルテンショントラス構造による鏡面形成、調整機構による鏡面調整、展開収納時の鏡面挙動と展開再現性等)の実現可能性についての評価、製造方法の検討、アン



図9. 主鏡反射鏡面部分モデル

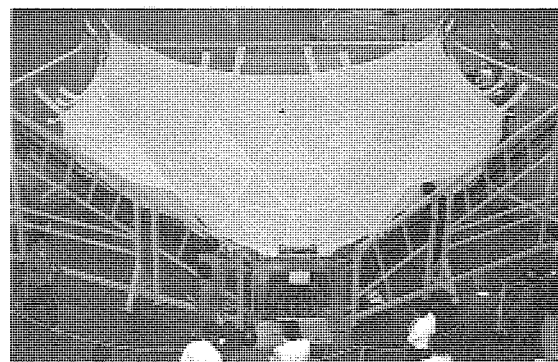


図10. 主鏡展開実証モデル

テナ電気試験(近傍界測定による重力変形分離測定方法の確立)等を行った。

(2) 給電部開発モデル

円錐ホーンの一部と1.6GHz, 5GHz, 22GHzの各給電部の電気モデルであり、給電部の特性を確認してフライトモデルの電気寸法を決定した。

(3) 副鏡展開開発モデル

副反射鏡展開機構の機能確認を行うため3組のリンク方式の支持構造とワイヤ/プーリによる同期展開機構を製作し、展開性の確認を行った。

(4) 主鏡反射鏡面部分モデル(図9)

鏡面精度検討のための実寸部分モデルであり、隣接する2組のマストの間の最外周部分を材料、部品は実機とほぼ同一の物で製作した。

実寸大部分構造、部品による精度評価、製造方法(実機同等治工具使用)の検討、ケーブル系解析手法評価、鏡面調整アルゴリズムの評価を行った。

(5) 主鏡展開実証モデル(図10)

ケーブルには種々の絡み防止対策をとっているが、それらの有効性を確認するため実寸大で鏡面の約1/3の部分モデルを作成し、展開機能確認試験を実施した。伸展マスト、鏡面メッシュは実物と等価のダミーであり、またケーブルの境界条件は治具で与えたものであるが、絡み防止対策の確認、改良を行いフライトモデル設計を固めた。

(6) アンテナ構造モデル(図11)

構造設計の妥当性確認のため、アンテナ構造試験を行い、続いて衛星システムの構造モデルに組み込んでシステム構造試験を行った。

構成は、主鏡部、副鏡部とも構造上の主要部分である支持構造は実機（試験終了後はフライト品として使用する。）を先行製作して使用し、その他の部分（主鏡／副鏡伸展マスト、主鏡／副鏡鏡面、保持プレート、保持開放機構等）は質量重心を合わせたダミーを用いた。

試験の結果、アンテナ主要構造は所要の強度、剛性を持つことが確認された。

(7) アンテナ熱モデル (図12)

アンテナの熱設計を確認する熱モデル試験のため製作した。構造試験終了後のアンテナ構造モデルを利用して、支持構造に加えてホーンを含む給電部も実機を使用し、その他の部分は熱特性を合わせたダミーを取り付けたアンテナ構造体に熱制御材、ヒータ等を組み込んだものである。

熱真空試験は、展開形状、収納形状の二つの形態で実施し、各部が許容温度範囲内に入ることの確認、熱制御ヒータ容量の確認、熱解析用数学モデルの検証等の評価を行った。

これら開発モデル試験の結果を取り入れ、現在、フライトモデルの製作を行っている。このアンテナの開発スケジュールを図13に示す。

6. む す び

科学衛星 MUSES-B に搭載されるスペース VLBI アンテナの開発状況について述べた。このアンテナは前例のない（斬）新たな概念に基づくものであるが、検討の結果、宇宙用として十分適用可能であることが分かった。現在、フライトモデルの製作を進めているが、特に展開信頼性と鏡面精度に関しては、ハードウェアのみでなく、解析評価及び運用方法等も含めてつめる必要があり、現在も進められている検

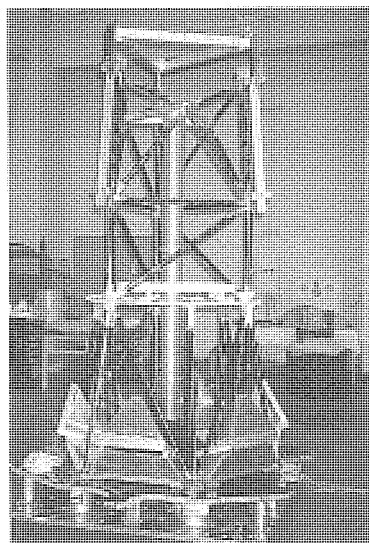


図11. アンテナ構造モデル



図12. アンテナ熱モデル

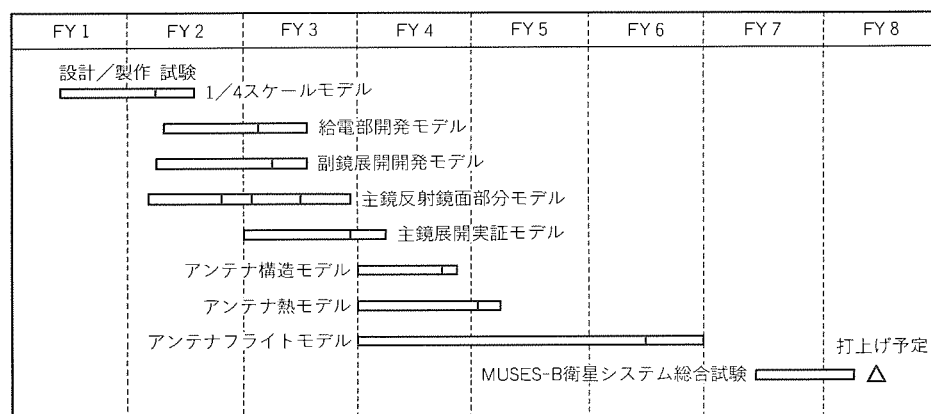


図13. 開発スケジュール

討結果を十分に反映させ、より確実なものとしていく予定である。

参 考 文 献

- (1) Miura, K., Yamamoto, K., Tanizawa, K., Tamai, Y., Ebisui, T., Katagi, T.: Proc. of ISAP '89, 1 B 2-5 (1989)
- (2) Miura, K., Takano, T., Inoue, T., Tanizawa, K.: Proc. of 42nd IAF, I A F-91-316 (1991)
- (3) Natori, M.C., Takano, T., Inoue, T., Noda, T.: Proc. of 34th AIAA, Structural Dynamics and Materials Conf., AIAA 93-1460 (1993)
- (4) 高野 忠, 名取通弘, 大西 晃, 三好一雄, 水溜仁志, 箭内英雄: ケーブル成形展開型の大口徑衛星搭載アンテナの開発, 電子情報通信学会技術研究報告, 93, No.465, 31~38 (1994)

衛星間通信機器

堀田成章* 長瀬勝照*
市野裕行*
沢田 久*

1. ま え が き

日本初の純国産大型ロケット H-II の成功は、今後の日本における宇宙開発に対して大きな展望を開いた。この H-II ロケットにより、1990 年代後半以降には各種プラットフォーム型衛星が打ち上げられ、種々の資源探査、気象等の観測又はランデブ・ドッキング等の軌道上実験が開始される。また、世界各国共同で開発が進められている宇宙ステーションに搭載される実験モジュール (Japan Experiment Module: JEM) 等の本格的な宇宙施設も出現し、宇宙空間での各種実験も行われる。

このような宇宙システムの拡大に伴い、各衛星の運用では、従来にない大容量で連続性を持ったリアルタイム性の保てるデータ伝送系が必要になってくる。これを効率良く実現するために考案されたのが、世界各国との相互運用の可能な、衛星を利用したデータ中継・追跡衛星ネットワークシステム (我が国では Data Relay and Tracking Satellite System: DRTSS と呼んでいる。) である。

現在、日本において上記中継技術の確立を目的とした、データ中継衛星の開発及び衛星間通信を利用する観測衛星等の開発が進められている。

1997 年 2 月に打上げが予定されている通信放送技術衛星 (Communications and Broadcasting Engineering Test Satellite: COMETS) には低高度の周回軌道上に配置されたユーザー宇宙機 (観測衛星、宇宙ステーション等) と、地球局間の Ka バンド、S バンドにおける送受データ通信中継システムの技術開発を目的とする衛星間通信機器 (Inter-orbit Communications Equipment: ICE) が搭載される。

また、1996 年 2 月に打上げ予定の地球観測プラットフォーム技術衛星 (Advanced Earth Observing Satellite: ADEOS) には、軌道間通信系 (Inter-Orbit Communication Subsystem: IOCS) と呼ばれる S バンドによる衛星間の送受データ通信及び Ka バンドによるデータ送信が可能な機器が搭載されている。

日本における最初の衛星間通信実験は、1994 年 8 月に打上げ予定の技術試験衛星 VI 号 (Engineering Test Satellite-VI: ETS-VI) と ADEOS において 1996 年に行われる予定であるが、実際の衛星運用支援を含めた衛星間通信ネットワークシステムの検証実験としては、COMETS と ADEOS 間の衛星間通信実験運用において初めて行われる。特に

Ka バンドでの大容量 (120 Mbps) の衛星間通信実験は世界的にも大きな注目を浴びている (図 1)。

本稿では、この COMETS ICE 及び ADEOS IOCS の構成及び捕そく (捉) 追尾系、衛星間データ通信系を中心に設計検討の概要及び現在の開発状況について紹介する。

2. COMETS ICE の概要

2.1 ICE の構成

ICE は図 2 に示すように衛星間通信用アンテナ系、衛星間通信中継器系及びフィーダリンクアンテナ系から構成される。以下に各系の構成の概要について説明する。

衛星間通信用アンテナ系は、S バンド・Ka バンド用の一次放射器 (Ka バンド RF センサを含む。) 等を持つ直径 3.6m センターフィードカセグレン方式の衛星間通信用アンテナ (図 3)、及びアンテナ駆動機構 (Antenna Pointing Mechanism: APM)・アンテナ駆動電子回路 (Antenna Pointing Electronics: APE)・Ka バンド追尾受信機から成る捕捉追尾機器、並びにユーザー宇宙機に対して捕捉追尾用のビーコン信号を送出するフォワードビーコン送信部から構成される。

衛星間通信中継器系は、S バンド・Ka バンドの各フォワード系及びリターン系中継器、各系の周波数変換のための局部発信シンセサイザを持つフィーダリンク基本機器から構成される。

フィーダリンクアンテナ系は、地上からのパイロット信号波の追尾機能を持つ直径 2.0m のオフセットパラボラアンテナ・追尾受信機・APM・APE から構成される。

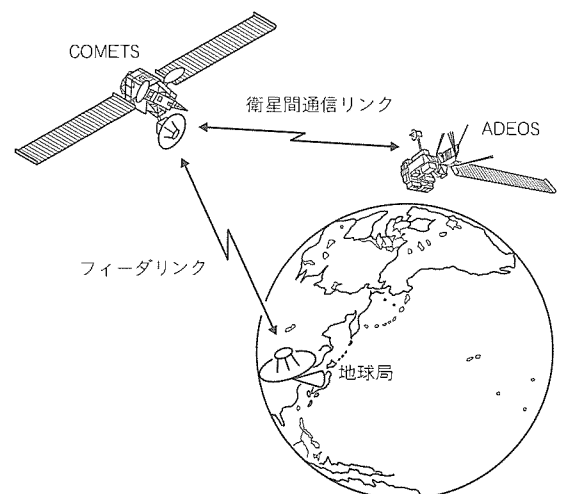


図 1. 衛星間通信の概念

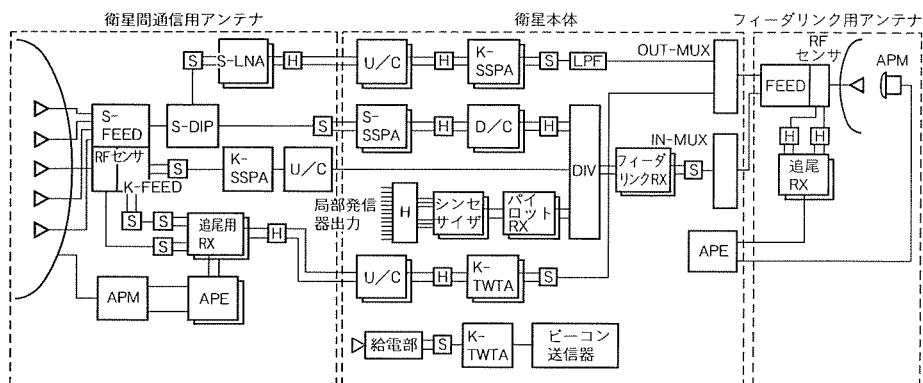


図 2. ICE の構成

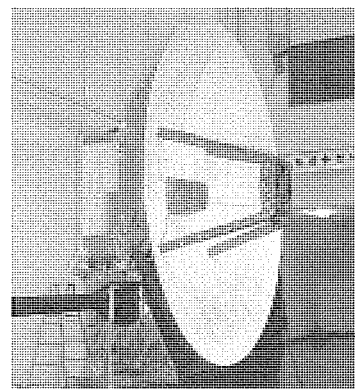


図 3. 衛星間通信用アンテナ

2.2 ICE 捕捉追尾系の設計検討

ICE の捕捉追尾機能は、COMETS 及びユーザー宇宙機の軌道データに基づきアンテナポインティングを行うプログラム追尾方式とユーザー宇宙機からの信号波を追尾する自動追尾方式の 2 種類に大きく分類される。

S バンド系及び Ka バンド系におけるユーザー宇宙機との衛星間通信リンク確立のための主要な捕捉追尾要求条件は以下のとおりである。

2.2.1 S バンドリンク時

(1) 捕捉追尾方式：プログラム追尾方式

(2) オープンポインティング誤差：

衛星ダイナミックスの影響を含むアンテナオフビーム損
0.2dB 相当の角度以下

2.2.2 Ka バンドリンク時

(1) 捕捉追尾方式：

プログラム追尾から、ユーザー宇宙機から送信されるリターンリンクデータ信号波を用いたオンボード自動追尾への自動移行方式

(2) 追尾精度：

衛星ダイナミックスの影響を含むアンテナオフビーム損
0.5dB 相当の角度以下

衛星間通信用アンテナは、駆動に際して常に一定のアンテナ利得など電機性能の維持を実現し、駆動荷重を軽減するため、主鏡／副鏡一体のセンターフィードカセグレン方式を採用している。また、開口径は衛星への搭載性上の制約等によって直径 3.6m としており、上記の要求条件を満足させるための捕捉追尾系の追尾精度要求としては次の値がアンテナパラメータから算出される。

(a) S バンドリンク時

●プログラム追尾精度：0.31 deg rss 以下

(b) Ka バンドリンク時

●プログラム追尾精度：0.16deg rss 以下

(自動追尾への移行条件)

●自動追尾精度：0.043 deg rss 以下

ICE では、上記要求条件を満足するために、各捕捉追尾

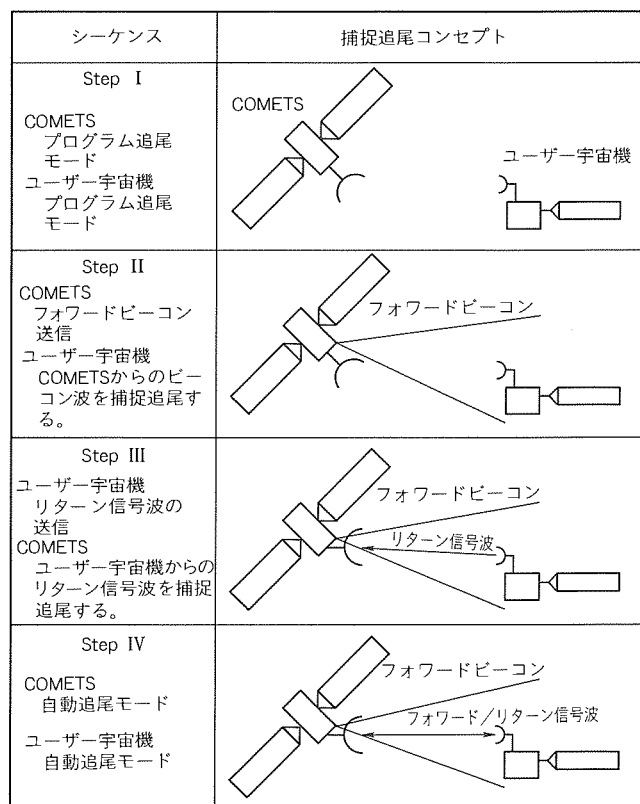


図 4. 捕捉追尾シーケンス

機器 (RF センサ、追尾受信機、APM) について以下に示す検討を実施し、各機器の方式を選定した。

(1) RF センサ

RF センサの要求条件として、高い追尾精度、小型軽量であることに加え Ka バンドフォワードとリターン系の通信信号に対する影響が小さいこと、また、到来波が円偏波であること、レベルの変動に対しての誤差検出が瞬時に行えること等を考慮し、TM₀₁ モードを使用したモノパルス方式を採用した。

(2) 追尾受信機

追尾受信機の要求条件としては、種々のユーザー宇宙機からのリターン信号 (変調信号) に適合する (変調信号、ビットレート、受信レベル) 方式であること、追尾精度に与える影

響(誤差電圧変動, 位相誤差変動)が少ないこと, 通信信号に対する信号品質劣化が小さいこと, また衛星搭載時の位相の管理が容易であり, かつ温度による影響が少ないこと, 小型軽量であること等を考慮し, 単一チャネル方式とした。さらに, 種々の入力信号波の特性(変調データパターン及び周波数シフト等)に対して所定の追尾系 S/N を実現できるように追尾受信機の帯域通過フィルタの検討を行い, 4 MHz/40 MHz/150 MHzの切替え方式とした。

(3) APM

センターフィード型カセグレンアンテナの採用に伴い, APMの方式については衛星間通信用としての要求条件である, 高精度・大きな慣性負荷に対する駆動能力・広い駆動範囲等を満足できる“ステップモータ+ハーモニックドライブ方式”を採用した。また, アンテナ制御系設計として, プログラム追尾時の誤差補正方法, 自動追尾時のステップモータ駆動に伴うハーモニックドライブとの共振回避方法等の観点から, 角度センサとしてのエンコーダを付加する方式を採用した。これにより, プログラム追尾時では, オンボードでの駆動角計算結果に基づく指令値と実際の駆動角との間で誤差補正が行え, また, エンコーダ出力を高速サンプリングすることにより, ハーモニックドライブにおける振動状態を検出することで, ステップモータとの共振を回避するアクティブダンピング制御を可能としている。

COMETSとユーザー宇宙機(ADEOS)との捕捉追尾シーケンスを図4に示す。ただし, Sバンドリンクではプログラム追尾のみであるため, Step Iでリンクが確立される。

2.3 ICE通信系の設計検討

ICEに要求されている通信系の要求条件は表1に示すとおりである。この条件を実現するため, 以下に示す検討を実施し, 機器の選定及び各構成の決定を行った。

(1) 衛星間通信系の低雑音増幅器に対しては, Sバンド, Kaバンド共に HEMT (High Electron Mobility Transistor) を用いて低雑音化を図り, Sバンドでの雑音指数を1 dB以下, Kaバンドでは3 dB以下を配分とし, 要求 G/T

の実現を可能とした。

(2) Sバンドフォワード用HPAは, 出力レベル50 WクラスのSSPA, Kaバンドフォワード用及びSバンドリターン用のHPAは3 WクラスのSSPAを採用した。特に, フォワード用SSPAには種々のユーザー宇宙機への対応及び地上への電力束密度(Power Flux Density: PFD)制限等を考慮し, 出力レベル可変機能を付加する構成とした。なお, Kaバンドリターン用及びフォワードビーコン用のHPAは30 Wクラスの出力が必要であるため, TWTAを選定した。

(3) フォワード各系のIF周波数をCバンド, Sバンドリタ

表1. ICE通信系の要求条件

		Sバンド	Kaバンド
衛星間通信リンク	周波数 ・フォワード系 ・リターン系	2,025~2,110MHz 2,200~2,290MHz	23.190~23.460GHz 25.525~26.425GHz
	帯域幅 ・フォワード系 ・リターン系	20MHz 10MHz	30MHz 150MHz
	EIRP ・ノミナルモード ・高出力モード	38.0~43.5dBW 47.0dBW以上	48~56dBW 56dBW以上
	G/T	7.0dB/K以上	26dB/K以上
	偏波 ・フォワード ・リターン	(送受同旋) 右旋/左旋円偏波(切替え方式) 右旋/左旋円偏波(切替え方式)	(送受独立) 右旋/左旋円偏波(切替え方式) 右旋/左旋円偏波(切替え方式)
ビーコン	周波数	N/A	23.3875GHz, 23.540GHz(切替え)
	EIRP	N/A	27.0dBW以上
	偏波	N/A	右旋/左旋円偏波(切替え方式)
ファイダリンク	周波数 ・アップリンク ・ダウンリンク	30.180GHz 20.370GHz	29.785GHz 19.685GHz
	帯域幅 ・アップリンク ・ダウンリンク	20MHz 10MHz	30MHz 150MHz
	EIRP	45.3dBW以上	59.4dBW以上
	G/T	16.3dB/K以上	16.3dB/K以上
	偏波 ・アップリンク ・ダウンリンク	右旋円偏波 左旋円偏波	右旋円偏波 左旋円偏波

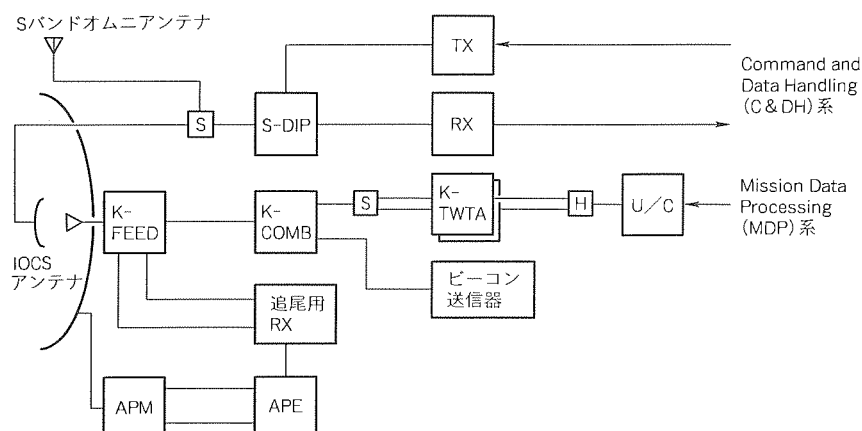


図5. IOCSの構成

ーン系は直接変換、Ka バンドリターン系の IF 周波数には 3 GHz 帯に選定し、相互干渉を起こさない周波数配列とした。

(4) 局発構成は、低位相雑音が実現できるよう地上局送信のパイロット信号に位相同期した基準発振源であるシンセサイザから固定及び可変のローカル源振を各周波数変換器へ送り、そこで所要周波数まで通倍する方式とした。

(5) 国際間の相互運用を可能とし、NASA・ESA のユーザー宇宙機との適合を図るために、特に S バンド衛星間リンクは将来的な世界規模の衛星間通信運用のための検証目的とし、各通信パラメータは SNIP (Space Network Interoperability Panel) 勧告に準拠させた。

3. ADEOS IOCSの概要

3.1 IOCSの構成

IOCS の構成を図 5 に示す。IOCS は、アンテナ系として、Ka バンドは回転対称カセグレ形形式、S バンドではパラボラ形式 (ただし主鏡は Ka/S 共用の直径 1.35 m) 及び S バンドオムニアンテナ (図 6) を採用している。また、捕捉追尾機器として APM・APE・Ka バンド追尾受信機、データ通信系として S バンドフォワード系・リターン系・Ka バンドリターン系 (対 ETS-VI 用の Ka バンドリターンビーコン送信系を含む。) から構成される。

3.2 IOCS捕捉追尾系の設計検討

IOCS の捕捉追尾機能については、中継衛星及び ADEOS の軌道データに基づきアンテナポインティングを行うプログラム追尾方式 (COMETS ICE と同様) と中継衛星からの Ka バンドビーコン波 (23.3875 GHz) を追尾するビーコン波自動追尾方式の 2 種類に大きく分類される。

S バンド及び Ka バンド系における中継衛星との衛星間通信リンク確立のための主要な捕捉追尾要求条件は以下のとおりである。

3.2.1 S バンドリンク時

(1) 捕捉追尾方式：プログラム追尾方式

(2) オープンポインティング誤差：

衛星ダイナミックスの影響を含むアンテナオフビーム損失 0.2 dB 相当の角度以下

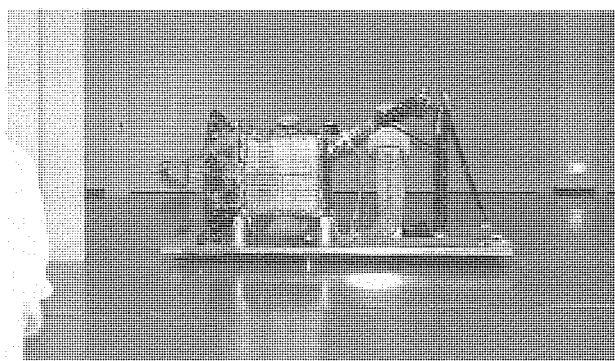


図 6. IOCS アンテナ

表 2. IOCS 通信系の要求条件

		S バンド	Ka バンド
衛星間通信リンク	周波数 ・ フォワード系 ・ リターン系	2,106.40625 MHz 2,287.5 MHz	25.8505 GHz N/A
	データレート ・ フォワード系 ハイゲインアンテナ ・ オムニアンテナ ・ リターン系 ハイゲインアンテナ ・ オムニアンテナ	Ich : 125 bps (UQPSK) Ich : 500 bps (UQPSK) Ich : 125 bps (UQPSK) Ich : 4.1 kbps, Qch : PN (SQPN) (256 ~ 32 kcps) Ich : 4.1 kbps, Qch : 4.1 kbps (SQPN) Ich : 4.1 kbps, Qch : 32 kbps Ich : 4.1 kbps, Qch : 256 cps PN	N/A N/A Ich : 60 MHz, Qch : 60 MHz (QPSK) Ich : 60 MHz, Qch : 6 MHz (QPSK) 60 Mbps (BPSK) 6 Mbps (BPSK) N/A
	EIRP ・ ハイゲインアンテナ ・ オムニアンテナ	25.7 dBW 以上 -4.0 dBW 以上	57.0 dBW 以上 N/A
	G/T ・ ハイゲインアンテナ ・ オムニアンテナ	-7.7 dB/K 以上 -36.7 dB/K 以上	N/A
	偏波 ・ フォワード ・ リターン	左旋円偏波 左旋円偏波	右旋円偏波 右旋円偏波
	ビーコン 周波数	N/A	23.3875 GHz (対 COMETS 用)
	ビーコン G/T	N/A	14.5 dB/K 以上
	ビーコン 偏波	N/A	右旋円偏波
リターン系	周波数	N/A	25.298 GHz (対 ETS-VI 用)
	G/T	N/A	46.4 dBW 以上
	偏波	N/A	右旋円偏波

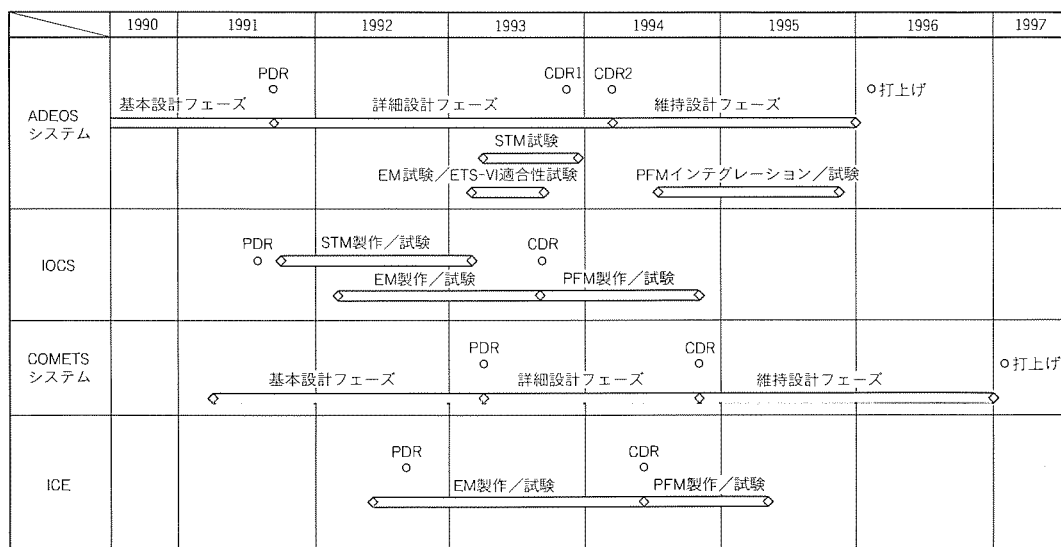


図7. 今後の開発スケジュール

3.2.2 Kaバンドリンク時

(1) 捕捉追尾方式：

プログラム追尾方式から、中継衛星から送信されるフォワードビーコン波を用いたオンボード自動追尾への移行方式

(2) 追尾精度：

衛星ダイナミックスの影響を含むアンテナオフビーム損失0.5dB相当の角度以下

上記要求条件を満足するために COMETS ICE と同様、各追尾機器の方式・構成について検討を実施した。

(1) RF センサ

COMETS ICE の RF センサと同様の方式である TM_{01} モードを使用したモノパルス方式を採用した。

(2) 追尾受信機

追尾受信機についても COMETS ICE と同様の理由により、単一チャネルのモノパルス方式を採用しているが、利信号の受信は PLL 方式を採用して、ドップラ周波数変動にも対応可能な方式としている。

(3) APM

COMETS ICE と同様の“ステップモータ＋ハーモニックドライブ方式”を採用した。

3.3 IOCS通信系の設計検討

IOCS に要求されている通信系の要求条件を表2に示す。

4. 今後の開発スケジュール (図7)

(1) COMETS

COMETS ICE は、現在開発モデルによる試験が完了し、PFM (Proto Flight Model) 製作フェーズにある。1994年10月ごろからサブシステム試験を実施していく予定である。

(2) ADEOS

ADEOS はシステム CDR を完了し、現在 PFM ユニット

試験フェーズにある。今後はミッションモジュール及びバスモジュール試験を経て1997年10月ごろから PFM システム試験を実施していく予定である。

(3) COMETS/ADEOS 適合性試験

上記フライト機器の製作スケジュールのほかにも、ICE 及び IOCS の EM を改修して地上での適合性試験を目的とするシミュレータを製作し、DRTS (Data Relay and Tracking Satellite) ネットワークとしての運用の検証についても実施する計画も進んでいる。

5. む す び

以上、COMETS ICE 及び ADEOS IOCS の捕捉追尾系、データ通信系について紹介したが、今後計画される低軌道の観測衛星及び軌道上実験等を目的とした宇宙機の多くは、衛星間通信を利用した運用システムがベースとなって開発が進められている。これは、日本のみならず NASA・ESA についても同様であり、SNIP 等相互運用の調整会議では、Ka バンドにおいて幾つかの課題は残っているが、相互運用の必要性及び重要性についてはどの機関も認識しており、今後の調整・検討により、実現されていくものと考えられる。また、ネットワークシステムについても更に高度なシステムへの検討を含め展開されていくことが予想される。

これらを背景とした COMETS/ADEOS 間の衛星間通信検証実験は、今後の日本の宇宙開発に大きく寄与するものであり、運用性の問題を含めて詳細に検討すべきテーマであると考えられる。

参 考 文 献

- (1) 島田政明, 市野裕行, 堀田成章: COMETS 衛星間通信機器サブシステムの設計, 信学技報 Technical Report of IEICE. SANE 93-31 (1993-8)

商用衛星搭載機器

風神 裕*
広瀬晴三*

1. ま え が き

1991年10月号の当誌に、“衛星搭載通信機器”の表題で当社の人工衛星搭載用通信機器の技術状況、将来動向及び当社技術の紹介を行ってから3年の年月が経過した。改めて衛星搭載用通信機器を振り返ってみれば、商用通信衛星の市場が大きな脚光を浴びこれに対応した製品の開発に拍車が掛かっている。

商用通信衛星は、衛星回線のコストを引き下げするため衛星に搭載される通信用中継器の数を増大させる傾向のみならず、衛星部分のコスト引き下げが最大の課題となっている。さらに、国際通信では光ケーブル通信回線との性能競争も余儀なくされており、搭載用通信機器の高性能化がより一層要求されている。このため、IC、LSI、MMIC（モノリシックマイクロ波集積回路）等、電子機器の小型化技術を宇宙用として低価格で実現する必要がある。

当社は、宇宙開発事業団（NASDA）の技術試験衛星III型（ETS-III）及びIV型（ETS-IV）搭載SバンドTT&C（テレメトリ、トラッキング及びコマンド）用中継器、さらには日本電信電話（株）（NTT）の技術試験衛星VI型（ETS-VI）搭載通信用中継器を担当して以来、半導体製造技術を保有した総合電機メーカーとしての利点を十分生かし、関係機関と協力して搭載用通信機器の開発を進めてきた。最近では、NTTの商用通信衛星であるN-STARに搭載される通信機器を米国Space Systems/Loral社から受注し、このほど納入を完了した。また、INSAT-2、ARABSAT-IIの国内又は地域通信衛星に搭載されるCバンド固体電力増幅器（SSPA）や、米国内放送衛星に搭載される受信機などを相次いで受注し、今後この分野の展開が期待されている。

本稿ではN-STAR搭載用通信機器を例に、商用衛星搭載用通信機器の開発課題及びその結果について述べる。

2. 衛星搭載用通信機器の開発課題

N-STAR衛星は、NTTが現在サービスに供している通信衛星3号の後継機種として開発が続けられている世界最大級の通信衛星の一つである⁽¹⁾。

N-STAR衛星は、Kaバンド、Kuバンド、Cバンド及びSバンドの周波数帯を使用し、Kaバンド及びSバンド帯では高利得マルチビームアンテナを採用し、移動体通信（Sバンド）及び高速通信（Kaバンド）を実現している。また、

シングルビームの通信系では各周波数帯での交差接続が可能であり、通信需要の変動に柔軟に対応できるような構成となっている⁽¹⁾。

N-STAR衛星搭載用通信機器として当社は10種類の機器を担当し、NTTの指導を受けて製作したETS-VI搭載用通信機器の技術⁽²⁾を継承して開発に臨み、N-STAR衛星搭載用通信機器の技術開発として以下の項目を設定し、取り組んだ。

- (1) 非線形ひずみの補償機能を付加したSSPAの高性能化
- (2) 周波数変換器の不要波抑圧の向上
- (3) HEMT（高電子移動度トランジスタ）素子を用いた低雑音増幅器の高性能化
- (4) サテライトスイッチの実用化

2.1 SSPAの高性能化

N-STARの移動体通信では1台のSSPAに対して多数の信号が入力されるため、高出力及び高効率特性に加え高い直線性が要求される。移動体通信の電力増幅器には雑音電力比（NPR）換算で18dBから20dBの性能が要求された。

直線性の改善策として、デバイス単体の高出力化及びリニアライザの採用が考えられる。

デバイス単体の高出力化は、主に熱的な面の制約条件があり、この解決が必要である。このため、チップ自体の熱抵抗の低減だけでなくパッケージの熱抵抗の低減、実装方法等の検討が必要となる。また、効率の向上によっても発熱量が低減できるためこの面からの開発も重要な点である。

リニアライザは、高出力増幅素子の持つ非直線性を補償するため、逆の非直線性を発生させるものである。非直線性を発生させる方式としてFET（電界効果トランジスタ）方式、ダイオード方式などがある。

2.2 周波数変換器の不要波抑圧

多種類の周波数帯を用い、かつ各周波数帯に交差接続機能を持たせた場合、中間周波数帯の選択又は周波数プランなどは自ら制約を受けることになる。このような場合、周波数変換器（ミキサ）に対しては帯域内に潜在的な不要波が存在することになり、これはミキサ自体で発生を抑圧するしかない。このようなミキサの実現に際しては、周波数変換素子の選択及び回路構成の選択を特に配慮する必要がある。

2.3 HEMT素子を用いた低雑音増幅器の高性能化

低雑音増幅器の高性能化は、使用デバイスの高周波化、高利得化及び低雑音化が決め手である。GaAs（ひ（砒）化ガリ

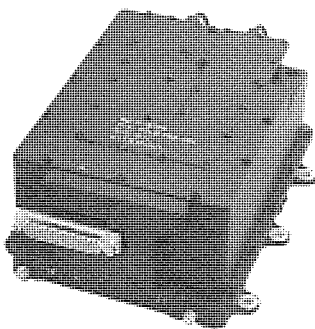


図1. リニアライザ内蔵CバンドSSPAの外観

ウム) FET は、遮断周波数が高いものでも 40 GHz 程度であり、特に高周波化に対しては GaAs 系 HEMT 又は InP (インジウムりん (燐)) 系 HEMT のデバイスが最有力である。GaAs 系 HEMT は、性能面では 30 GHz で雑音指数 1 dB 程度のものが既に開発されており、今後の課題は信頼性面特にゲート電極の構造面での検討である。InP 系 HEMT では、30 GHz で雑音指数 0.5 dB 程度のものが開発されている。これらの HEMT デバイスは、現在の GaAs FET に比べて利得の点でも改善されており、低雑音増幅器の高性能化に有効である。

2.4 サテライトスイッチの実用化

N-STAR は、日本列島を複数のビームで覆うマルチビーム通信を採用しており、マルチビームサブシステムの制御のためにこれを制御する回路が必要である。この制御回路は、多数のデジタル素子を含んだ構成となるため、放射線被ばく (曝) の影響除去及び高信頼度の確保が開発課題となる。このため、電子部品の接合温度を低く抑えるとともにシャーシの厚みを局部的に最適化する実装方法をとる必要がある。また、CPU の多数決動作と誤り訂正技術を採用することにより、宇宙線によるビット誤りの影響を軽減することが必要になる。さらに、回路の小型・軽量化を実現するため、回路をゲートアレー化することも必要となる。

3. N-STAR搭載用通信機器における当社技術

前章で述べた技術開発課題に対応し、リニアライザ内蔵 C バンド SSPA、12/20 GHz アップコンバータ、28 GHz 低雑音増幅器、及びサテライトスイッチ制御回路の開発成果について以下に述べる。

3.1 リニアライザ内蔵CバンドSSPA

リニアライザ内蔵 C バンド SSPA の外観写真を図 1 に、構成ブロック図を図 2 に示す。リニアライザ内蔵 C バンド SSPA は、組立て・試験の容易性を考慮し、高周波増幅部、電源部及びリニアライザ部の 3 ブロックからなり、これらを重ね合わせたスタック構造としている。高周波増幅部は、高出力 FET からの発熱を効率良く放熱するため下段に、またリニアライザ部は、高周波増幅部及び電源部の他機種への流

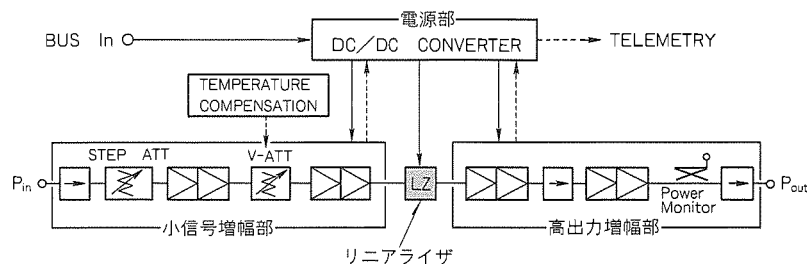


図2. リニアライザ内蔵CバンドSSPAのブロック図

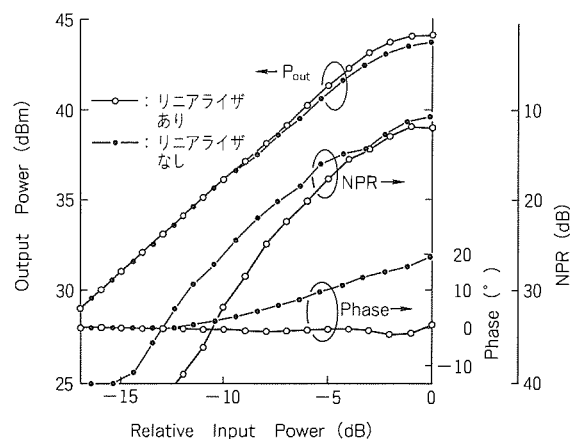


図3. リニアライザ内蔵CバンドSSPAの直線性特性

用を考慮して上段に、それぞれ配置した。

高周波増幅部は、小信号増幅部と高出力増幅部とから構成され、小信号増幅部には入力レベル設定用のステップ減衰器と、温度補償用の可変減衰器を設けている。また、高出力増幅部の最終段には、高出力・高効率化を図るため 4 チップ出力を効率良く合成した内部整合 FET (型名: MGFC 44 V) を開発した。

リニアライザには、温度特性に優れたプリディストーション型の等経路リニアライザを採用した。このリニアライザを高出力増幅部の前段に設けることにより、各温度でのひずみ補償を容易にしている。また、電源部は衛星バス電源を電圧変換し、高周波増幅部、リニアライザ部に電圧を供給するものであり、スイッチング素子及び整流素子に低損失なものを採用して高効率化を実現している。

図 3 に 20℃ における出力電力、位相及び雑音電力比 (NPR) 特性を示す。リニアライザを用いることにより、振幅、位相特性とも改善されており、10 W 出力時の NPR は 20.8 dB で、改善量は約 3 dB である。これと同じ NPR をリニアライザなしで実現するには、更に高出力の FET が必要となるため、リニアライザを設けることによって消費電力換算で約 20 W を節約することができる。表 1 に -10℃ から +65℃ の温度範囲で測定した主要性能を示す。利得変動 0.9 dB, NPR 20 dB 以上, NPR 20 dB 時効率 17.8 % 以上, 飽和レベル効率 35.8 % 以上 (効率には DC/DC コンバータ効率を含む。) という結果が得られている⁽³⁾。

3.2 12/20GHzアップコンバータ

12/20GHz アップコンバータのブロック図を図4に、外観写真を図5に示す。12/20GHz アップコンバータは、ミキサ、RF アンプ、リミッティングアンプ及びDC/DC コンバータ(電圧変換器)から構成される。

ミキサは12GHz 帯の入力信号を18GHz 帯のRF 信号に周波数変換する。12/20GHz アップコンバータでは入力信号と局発信号により、RF 信号帯域内及び帯域近傍に多数の不要波が発生する。このため、このミキサには不要波抑圧特性がダイオードより優れたGaAs FET を採用し、また、帯域内不要波を更に抑圧するため平衡形構成を採った。この結果、不要波抑圧特性は常温で-66dBc 以下、温度特性を含めても-64dBc 以下と良好な結果が得られた。

RF アンプは13dB の利得を持ち、ミキサからのRF 信号を増幅する。リミッティングアンプは、外部の共通ローカル発振器から供給される局発信号のミキサへの入力レベルを安定化させている。

表1. リニアライザ内蔵CバンドSSPAの主要性能

帯域幅	72MHz
利得(20℃)	63.94~70.40 dB
温度利得変動(-10~+65℃)	0.89 dB (最大利得時)
NPR (10W出力時)	20.0 dB以上
IM3 (10W出力時)	37.0 dBc
AM/PM conversion	0.3°/dB以下
効率(10W出力時) (最大効率)	17.8%以上 35.8%以上
外形寸法	162×135×74(mm)
質量	1,510g

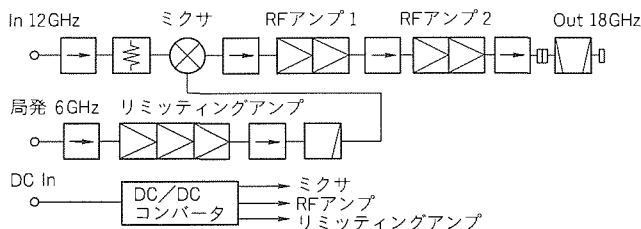


図4. 12/20GHzアップコンバータのブロック図

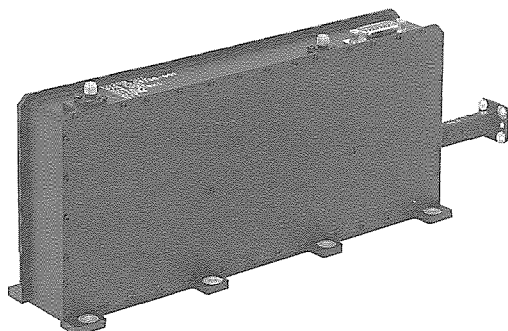


図5. 12/20GHzアップコンバータの外観

ミキサとRF アンプでは、高周波特性及び広帯域特性を得るため、GaAs FET をチップの状態で用い、回路全体を気密パッケージに封止した。表2に12/20GHz アップコンバータの主要性能を示す⁽⁴⁾。

3.3 28GHz低雑音増幅器

28GHz 低雑音増幅器のブロック図を図6に、外観写真を図7に示す。28GHz 低雑音増幅器は、2個の単位アンプ、アイソレータ及びDC/DC コンバータから構成され、高周波回路はすべて導波管によって接続される。単位アンプは広帯域化のため、HEMT チップを用いたシングルエンド3段構成の増幅器とし、整合回路は厚さ0.25mm のアルミナ基板上に形成し、回路全体をパッケージ内に気密封止した。

低雑音化のためには次の点を特に考慮した。

- 増幅素子としてHEMT (型名:MGFC4416D) チップを採用
- 入力整合回路を雑音指数で最適化
- 入力回路の線路長を最短化
- 入力端に低損失導波管アイソレータを採用

また、広帯域にわたる利得の平坦化を図るため、各単位アンプの出力端子側にイコライザを使用した。

表3に28GHz 低雑音増幅器の主要性能を示す。また、図

表2. 12/20GHzアップコンバータの主要性能

項目	性能	備考
入力信号	12 GHz帯	
出力信号	18 GHz帯	
局発信号	5.5 GHz	
信号帯域幅	580MHz	
利得	12.3 dB	at 25℃
帯域内利得偏差	0.3 dB _{p-p}	
利得温度変動	0.5 dB _{p-p}	-10~+60℃
スプリアス	-64dBc以下(帯域内) -61dBc以下(帯域外)	-10~+60℃
雑音指数	19 dB以下	
消費電力	2.2W以下	
質量	944 g	

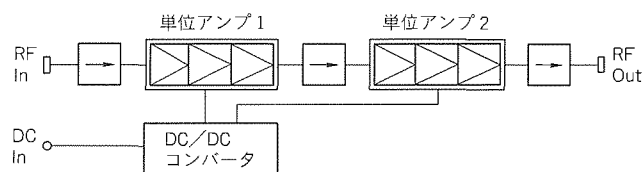


図6. 28GHz低雑音増幅器のブロック図

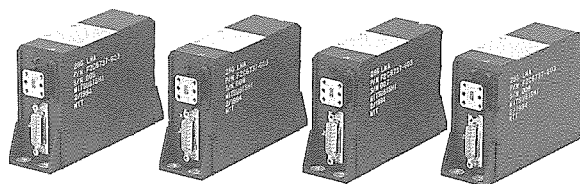


図7. 28GHz低雑音増幅器の外観

8 に利得及び雑音指数の周波数特性を示す。常温で利得 30dB，雑音指数 2.04dB の特性が 560MHz の帯域にわたり得られている。また，単位アンプの特性は雑音指数 1.8dB，利得 19dB を得ている⁽⁵⁾。

3.4 サテライトスイッチ制御回路

サテライトスイッチ制御回路 (SSC)⁽⁶⁾ は，地上からのコマンド信号に基づいて，入線 16×出線 6 のサテライトスイッチの接続，制御及びタイミング源である発振器の周波数制御などを行う。SSC は，4 枚の CPU (Central Processing Unit) トレイ，1 枚の多数決トレイ及び 1 枚のインタフェーストレイから構成される。

図 9 に SSC の機能ブロック図を示す。コマンド信号によって地球局から送信されたスイッチマトリクス制御用データは CPU トレイに蓄積され，所定のタイミングで読み出されて多数決トレイに送られ，IF-SW ドライバを介してスイッチマトリクスに出力される。質量，フットプリント及び消費電力を抑えるため，CPU トレイ用と多数決トレイ用に 2 種類の ASIC (Application Specific Integrated Circuit) を開発し，ほぼ完全な CMOS 化を図った。これにより，質量 4,900g 以下，多数決運用時の消費電力 7.6W 以下という軽量化及び低消費電力化を達成した。図 10 に完成した SSC の外観写真を示す⁽⁷⁾。

4. む す び

商用衛星搭載用機器について，N-STAR 搭載用通信機器を例に挙げ，当社の技術について紹介した。商用衛星は低コスト化が必要不可欠であり，この前提条件下で要求される性能を達成することが開発の焦点となっている。しかし，今後の半導体技術の進歩に伴い，MMIC 化やゲートアレー化が進展し，低コスト化，高性能化が更に進むものと考えられる。

一方，商用衛星としての通信衛星は，国際通信の分野では光ケーブルファイバを用いた通信システムに対するバックアップシステムという感もあるが，発展途上国・東欧諸国の通信網整備には不可欠なものである。今後，通信衛星と放送衛星が融合した形の商用衛星として，この分野は発展していくものと思われる。

表 3. 28GHz 低雑音増幅器の主要性能

項 目	性 能	備 考
信 号 帯 域	27.6~28.2 GHz	
帯 域 幅	580MHz	
雑 音 指 数	2.0以下	at 25°C
利 得	30 dB	
帯域内利得偏差	0.1 dB _{p-p}	at 25°C
利得温度変動	0.2 dB _{p-tp}	
入出力 VSWR	1.07以下	
消 費 電 力	1.8W以下	
質 量	440g以下	

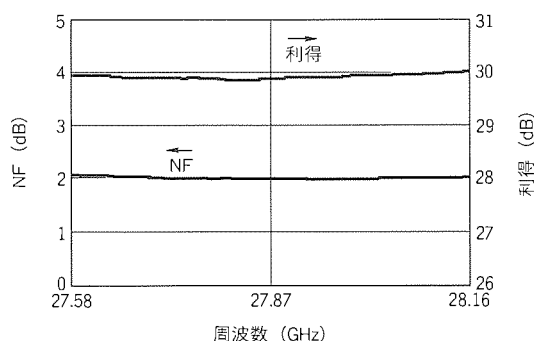


図 8. 28GHz 低雑音増幅器の利得及び雑音指数特性

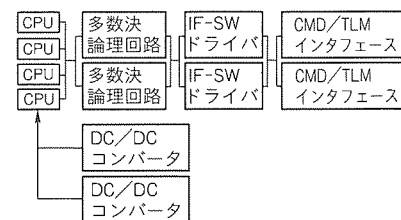


図 9. サテライトスイッチ制御回路機能ブロック図

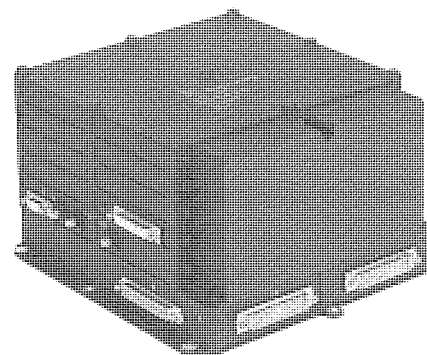


図 10. サテライトスイッチ制御回路の外観

参 考 文 献

- (1) Nakagawa, K., Minomo, M., Tanaka, M.: N-STAR: Communications Satellite for Japanese Domestic Use, AIAA-94-1078-CP, 1129 ~ 1134 (1994)
- (2) Tanaka, M., Nakamura, M., Kawai, M., Ohtomo, M.: N-STAR: Experimental Fixed and Mobile Multibeam Satellite Communication System, ICC '89, 52.4.1 ~ 52.4.8 (1989)
- (3) 小倉 恵, 清野青春, 小澤敏彦, 馬島直哉, 高木 直, 風神 裕: 衛星搭載用リニアライザ内蔵 C 帯固体電力増幅器の開発, 電子情報通信学会春季大会, B-200 (1994)
- (4) 上小倉明宏, 伊東健治, 大槻博由紀, 風神 裕: 衛星搭載用 12/20GHz アップコンバータの開発, 電子情報通信学会春季大会, B-204 (1994)
- (5) 上小倉明宏, 清野青春, 中村浩四, 風神 裕: 衛星搭載用 Ka 帯低雑音増幅器の開発, 電子情報通信学会春季大会, B-197 (1994)
- (6) Ono, T., Mori, M.: On-board Satellite Switch Controller for Multibeam Communication Satellite, ICC'90, 1086~1090 (1990)
- (7) 三奈木正純, 長谷川広樹, 相川昭仁, 森谷剛史, 風神 裕: 衛星搭載用サテライトスイッチ制御回路 (SSC) の開発, 電子情報通信学会春季大会, B-205 (1994)

宇宙機システム系の現状と展望

山口哲郎* 功刀 信*
中村太一* 塚原克己*
小山 浩** 松英稔久*

1. ま え が き

通信、放送、観測等の従来型の地球周回型人工衛星に対して、宇宙機システムはマヌーバビリティ、作業性、自律性等のより高い機能を持った宇宙機及びその利用システムとしてとらえることができる。

すなわち、他の宇宙機に対する燃料補給、実験装置の交換、輸送・回収等の支援作業（サービス）を行う宇宙インフラストラクチャとしての軌道上サービスシステム、地球周回軌道を離れて、地球以外の天体に飛ばし（翔）する探査機システム、材料実験や発電実験等の宇宙実験を行うための宇宙環境利用システム等を包括的にとらえたものとする。

これら宇宙機システム系の高機能性の中で、特にランデブ・ドッキング技術とロボティクス技術は、マヌーバビリティや作業性、自律性のための根幹的な技術である。当社はスペースシャトルとのランデブを行う宇宙実験・観測フリーフライヤ（SFU）の開発をほぼ完了し、平成7年2月にH-IIロケットにより、打ち上げられる予定である。また、ドッキングまでの全飛行を自動で実施する技術試験衛星VII型（ETS-VII）のランデブ・ドッキング実験系については、現在、エンジニアリングモデル（EM）の開発段階にある。ロボティクス技術に関しては、宇宙用マニピュレータの試作、宇宙ロボット

テストベッドの開発を経て、現在、ETS-VIIを用いたトラス構造物の遠隔操作実験系の開発を行っている。

本稿では、これら将来型の宇宙機システム系分野の技術開発に関する現状と将来の展望、及び当社が現在行っている、第一世代の宇宙機システム系であるランデブ・ドッキングシステム、宇宙ロボティクス分野の開発と研究について紹介する。

2. 宇宙機システム系の現状と展望

宇宙機システム系の中の宇宙インフラストラクチャ（以下“インフラ”という。）は、その中枢をなす拠点系としての軌道上母機である宇宙ステーション日本モジュール（JEM）、地上から宇宙への輸送手段であるH-IIロケット、及びH-IIの上段で宇宙に運ばれ、その後地上へ帰還する宇宙往還機（HOPE）からなる輸送系システムを大きな柱として構成される巨大システムである。さらに、JEMは宇宙ステーションの一部であることから米国スペースシャトルの支援も受ける有人システムとなっている。

一方、これら巨大インフラ系が完成するまでの間をつなぎ、また完成後もそれらをを補完し、自身でも中小規模の宇宙実験を行うことのできる中小規模のインフラ系（以下“小型インフラ系”という。）を考えることができる。小型インフラ系

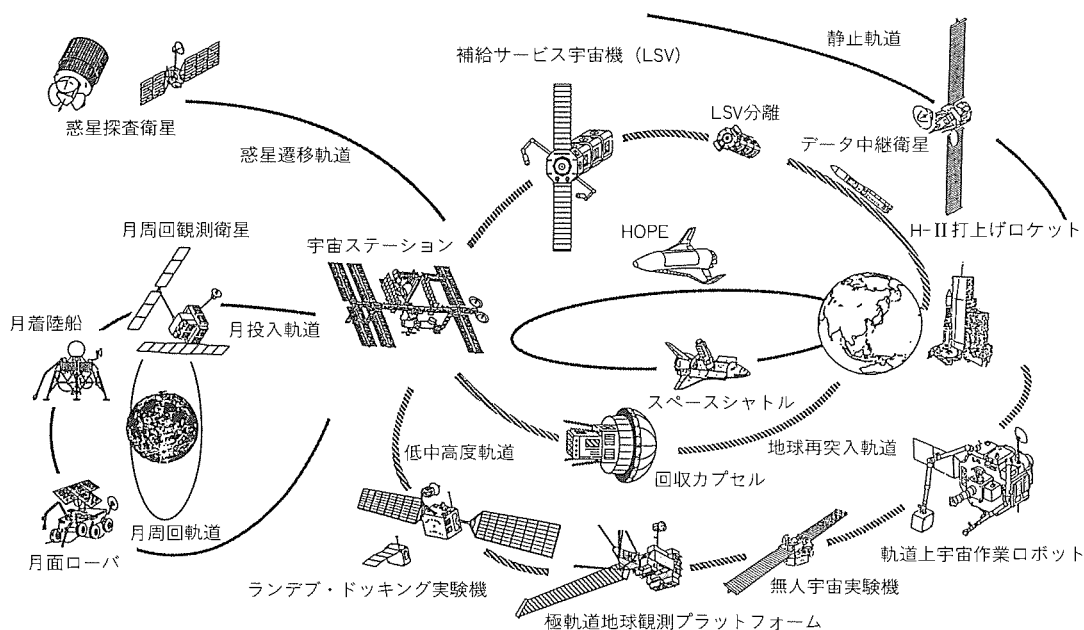


図1. 将来の宇宙機システム系の構築イメージ

は、無人のプラットフォームを宇宙実験の場とし、それに対する実験機器や燃料等の(ロケット打上げによる)運搬、補給を行う補給サービス宇宙機(Logistic Service Vehicle: LSV)と、組立て、修理等を支援する軌道上作業機、実験の成果物等を地球上に持ち帰る回収型宇宙機(回収カプセル)等からなる、比較的小規模で無人であることを特長とするシステムである。

我が国では、上記大型インフラ系の開発と合わせて、次世代型の小型インフラ系を構築していくべきだと考えられる。これらの小型インフラ系は、比較的簡便で小規模の、かつ、無人であることによる良質の宇宙環境を利用できる宇宙実験や軌道上支援に対し、有効に機能すると考えられる。すべてを無人のシステムで構築することから、自動化/自律化技術、テレオペレーション技術等の我が国の得意とする独自性を発揮することができる。

以下に示すSFUとETS-VIIのランデブ・ドッキング技術や宇宙ロボティクス技術は、これら宇宙インフラ技術のキー技術であり、これらの開発成果を活用することが有効である。

宇宙実験の分野では、JEMやSFUを利用した実験の将来計画が各種立案されている。材料やバイオ系の実験のほかにも、太陽エネルギーを利用する熱発電システムや送受電システムの実験、宇宙環境を計測する実験、大型構造物の軌道上組立実験等々が計画されている。

次に、月・惑星探査分野では、科学観測のほかに資源・エネルギー探査・採取や、月面の場の利用といった実利用ミッションのために今後計画が実現していくものと思われる。月資源の地球への持ち帰りのための、探査、サンプルリターン実験等の技術開発が必要になってくる。これら月惑星探査計画は、現在、ニーズの高まりと合わせ、多くの機関で研究が活発化してきており、急速に実現に向けて動き出すものと考え

えている。将来の宇宙機システム系の構築のイメージを図1に示す。

3. SFUの開発

3.1 航法誘導制御系の設計

SFUは、我が国初の再使用型の宇宙機であり、日本のH-IIロケットによって打ち上げられた後、米国のスペースシャトル(STS)によって回収され、再使用される。SFUの運用シーケンスの構想を図2に示す。SFUは、STSによる回収に備え、高度約500kmの運用軌道から300kmのランデブ軌道まで軌道変換する航法誘導制御系を備えている。ランデブを行う場合、SFUはSTS打上げ5時間後のゴーフォアディセント(GFD)の段階で指定されたコントロールボックス(CB)と呼ばれる空間に向けて軌道変換を開始し、高度・位相・軌道面の誤差を制御してGFD44時間後にCBに到達する。CB到達後、マニピュレータによる捕獲のための最終接近はSTS側が実行する。

SFU航法誘導制御系の特長は、GPS-INS(Global Positioning System-Inertial Navigation System)と呼ばれる航法系をGPS受信機、加速度計及び搭載計算機によって構成し、STSとのランデブを自律的に実行する点にある。

3.2 STSとのランデブ運用

STSによる回収インタフェースとなるCBとその諸元を図3に示す。SFUは、44時間以内に位相誤差 240° 、軌道面誤差 0.1° 、高度誤差180km内にそれぞれ制御する必要がある。

SFUランデブ運用の立案では、搭載したGPS受信機が使用不能の場合でも、加速度計と地上局運用によってSTSの回収条件を満たすように配慮している。具体的には、地上局運用でのランデブを可能とするため、軌道制御は地上局か

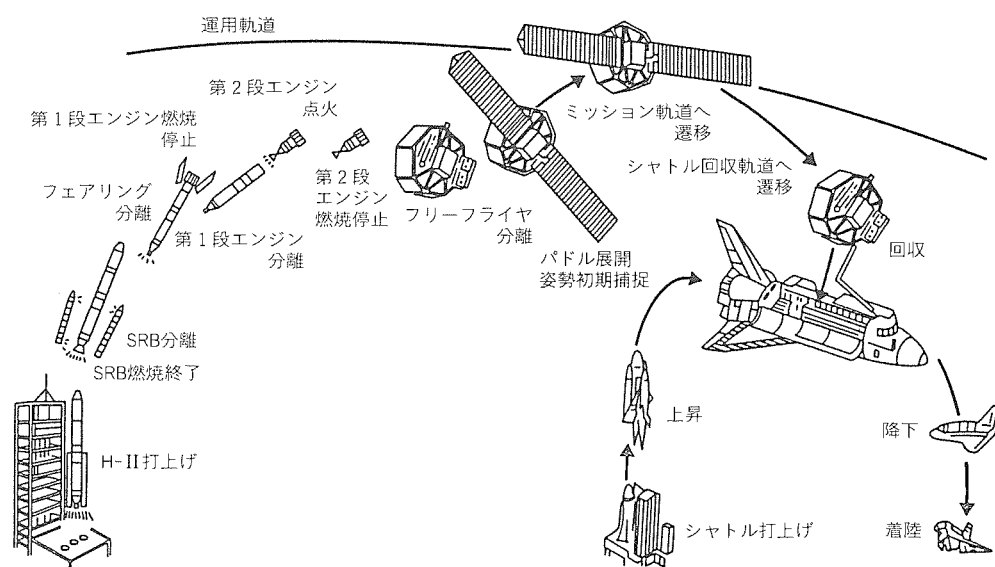


図2. SFUの運用シーケンス

らの可視パスが連続する条件下で実施する。バッテリー充電時間の制約のため、GFD から CB 到達までの 44 時間中の軌道制御チャンスは 4 回だけであり、さらに、この軌道制御のタイミングを可視条件で固定する。SFU では各軌道制御における軌道高度を調整することによって、STS 打上げ遅れによって生じる位相誤差を調整し、CB へのランデブを実現する。

4. ETS-VII RVD実験系の開発

4.1 RVD実験系の設計

ETS-VIIは、1997年に打ち上げられるランデブ・ドッキング (RVD) 技術及び宇宙ロボット技術の軌道上実験機である (図 4)。

宇宙機による無人の RVD 技術を実現するためには、航法誘導制御技術に加え、飛行中の安全確保のための飛行管理技術が不可欠であり、ETS-VII RVD 実験では、延べ 9 回の飛行実験においてこれら技術の実証実験を行う。代表的なフライトパターンを図 5 に示す。

図においてチェーサ、ターゲットはドッキング機構 (DM) による分離の後、軌道運動を利用して後方投入点 (相対距離 16 km) まで離脱し、この点から接近シーケンスが開始され

る。まず、GPS 受信機 (GPSR) の相対航法出力を基に相対接近を行いチェーサは前方投入点 (相対距離 500 m) に投入され、その直前に航法センサを GPSR からランデブレーダ (RVR) に引き継ぐため捕そく (捉) マヌーバを実施する。RVR は、ターゲットからのレーザ反射光を基に測距・測角を行うセンサで、この出力を基にターゲットに対する指向制御を維持しつつチェーサは近傍停止点 (相対距離 2 m) まで接近する。この点から画像処理により、相対 6 自由度を検出する近傍センサ (PXS) を用いた制御を行って、最終的に DM による捕獲領域に投入して捕獲・結合が行われる。

RVD 技術を従来の衛星姿勢制御技術と比べた場合、後者は回転ダイナミクスの 3 自由度のみを制御するのに対し、前者は並進・回転を合わせた 6 自由度を制御する点が本質的な相違点である。さらに大きな違いは、姿勢制御のみの衛星の場合は、異常発生時においてもセーフティ姿勢に保持さえすれば衛星の安全が確保されたのに対し、RVD 衛星の場合は、異常発生時にはまず衛星同士の衝突防止の手だてを限られた時間内に講じなければならない点である。このため、RVD 飛行では航法誘導制御機能の上位側のソフトウェア機能として飛行管理系を用意し、これが飛行シーケンスの管理と異常発生時の安全管理をつかさどっている。

4.2 誘導制御計算機的设计

誘導制御計算機 (GCC) は、外部機器との入出力処理を実施する IOC 部 (I/O Controller) と RVD 飛行のためのアプリケーション処理を実施する CPU 部から構成される。これは、RVD 実験では多数の外部機器との間に、プロトコルに基づく大量高速の通信処理を行うことから、通信処理専用プロセッサを設けて機能を分散化し、CPU 部を RVD 飛行のためのアルゴリズム処理に特化させたものである。CPU 部には 32 ビットプロセッサ (H32) を三重系で用いており、1 フェール・オペレーショナルを実現している。また、IOC

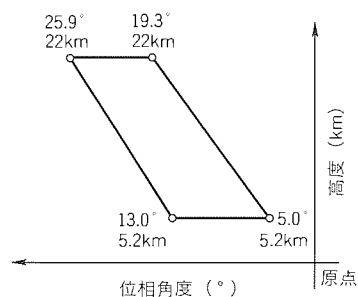


図 3. コントロールボックス

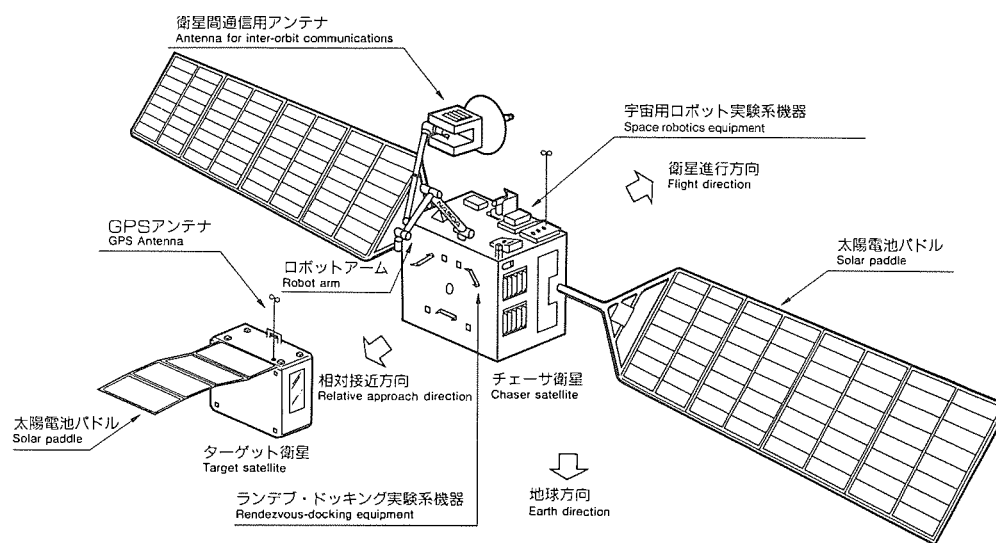


図 4. ETS-VII のイメージ (提供：宇宙開発事業団)

部は故障検出時には短時間で待機側に切り替えられ、またCPU/IOCのうちの2故障時においても可能な限り危険回避動作がとれるような安全設計を配慮している。

4.3 RVD開発試験設備の整備

RVD系の開発試験では、搭載機器の実ハードウェア及びソフトウェアを供試体として動的閉ループ試験が実施される。図6に示す試験設備は、その目的のために整備中のものであり、チェーサ衛星/ターゲット衛星の7m以内の相対運動を実時間で模擬できる点に特長がある。この相対運動模擬はチェーサベース(2自由度)、ターゲットベース(6自由度)、及び1軸移動台(1自由度)を各衛星のシミュレーションに連動させて計算機制御することによって実現される。なお、RVDセンサ及びドッキング機構はチェーサベースとターゲットベースに実物大の模擬ドッキングパネルを介して取り付けられる。

5. 宇宙ロボティクスへの取組

我が国における産業用ロボットの普及をにら(睨)んで、この技術を日本の得意技術として宇宙分野に適用しようという構想に、当社は他に先駆け1980年代初頭から中央研究所、産業システム研究所を中心として取り組み、電子技術総合研究所(ETL)、宇宙開発事業団(NASDA)、宇宙科学研究所(ISAS)、航空宇宙技術研究所(NAL)の各機関との協力の下、各世代のロボット技術の発展・実現化を推進してきた。

5.1 宇宙用マニピュレータの開発

ETLの指導の下、宇宙環境下での作業を想定した6自由度マニピュレータを試作した。さらに、これを核として操作装置である異構造バイラテラル マスタスレーブ マニピュレ

ータ、教示・訓練用のリアルタイムグラフィックシミュレータ、複腕マニピュレータ及び協調制御器を開発し、宇宙ロボットの操作システムのひな形を開発した。

5.2 宇宙ロボットテストベッドの開発

宇宙ロボットテストベッドは、遠隔操作型の第二世代宇宙ロボット開発用の試験設備であり、NASDAの指導の下、富士通(株)と共同で開発したものである。第二世代宇宙ロボットは、衛星回線経由で地上オペレータが操作するため、通信容量の限界と通信時間遅れが本質的な制約条件となる。

テストベッドには、地上側での動作予測シミュレーション、軌道上側での力覚制御等の補償機能を備えており、これらを駆使し、通信制約下での効果的な作業のための各種アルゴリズムの評価が行われた。これらの成果は、ETS-VIIロボット実験ミッションとして、NASDA基本実験及び外部機関実験に反映され、搭載化に向けて開発が進められている。

5.3 ETS-VIIトラス構造物遠隔操作実験系の開発

トラス構造物遠隔操作実験は、ETS-VII搭載ロボットアームを用いて軌道上でのトラス構造物の展開/組立技術を実証することを目的とした外部機関(NAL)実験であり、当社と清水建設(株)が共同で開発を担当している。

この技術は、大型宇宙構造物や月面基地等の組立てのために将来不可欠となる技術であり、当社はその中核となる遠隔操作系の開発を担当している。ロボットによるトラス構造物の展開・組立ては、トラスのラッチ/解放、展開、組立部の挿入と多様なタスクが存在するため、通常の位置/力覚制御だけでは十分な操作性の実現が難しいため、ハイブリット制御化や、地上側での高効率操作システムの整備を進めている。

5.4 浮遊衛星捕獲用シミュレータの開発

衛星捕獲技術については、もともとSFUにおけるASREX(Automatic Satellite Retrieval Experiment)ミッションとして、浮遊衛星の自動捕獲を想定した研究をISASと共同で、小型の非協力的衛星の自動捕獲をテーマとして開始したものである。その後、遠隔操作の支援下で、より大型の協力的ターゲットを捕獲するミッションまで検討範囲を広げ、

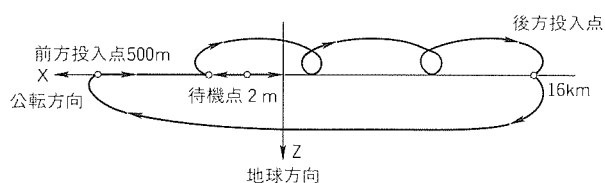


図5. ETS-VII RVDのフライトパターン

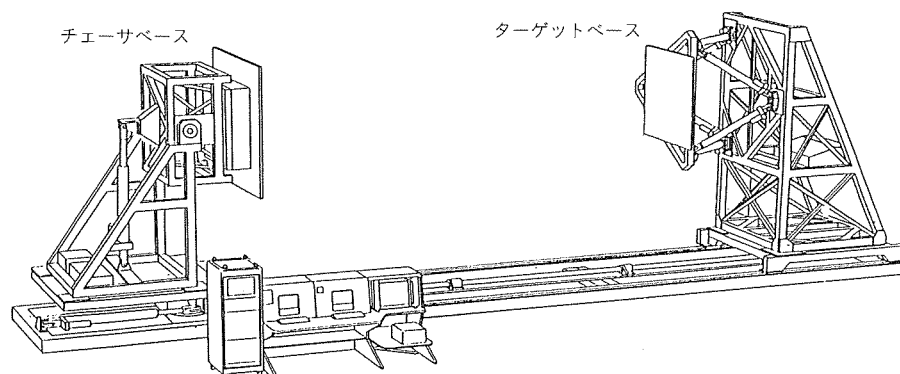


図6. 試験設備

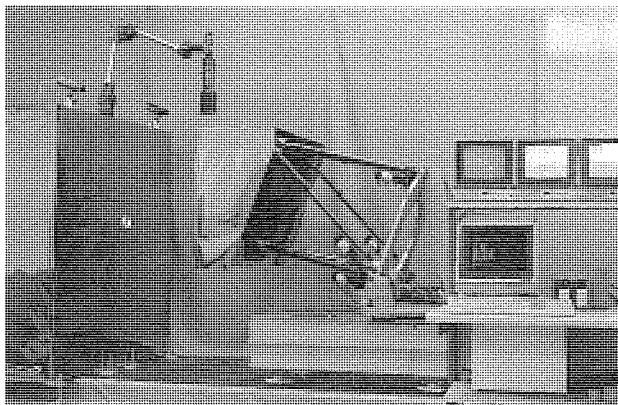


図7. 浮遊衛星捕獲用シミュレータ

その成果を ETS-VIIを用いたターゲット衛星のキャプチャバーシング実験として提案中である。

このような RVD とロボティクスの複合ともいべき技術の開発には、両者のダイナミクスを同時に模擬できる設備が必要であると考え、図7に示す浮遊衛星捕獲用シミュレータを当社中央研究所に整備した。この装置は、力覚制御によってロボットアーム／衛星間に発生する作用／反作用ダイナミクスを模擬し、衛星捕獲時の両者の複雑な動的挙動を三次元的に実現するもので、これによって安全のための回避・復帰動作を含む高度な制御アルゴリズムの確認・検証が可能となった。

6. む す び

我が国の得意とする自動化技術をベースとした小型インフラストラクチャを中心に、月・惑星探査機等を含めた宇宙機

システムの構想と、この流れにある SFU, ETS-VII, 宇宙ロボット等に対する展望と当社の取組について述べた。

SFU や ETS-VII等は、これまでの通信、観測用衛星とも宇宙ステーションのような大規模有人システムとも異なる、軌道上での実験／作業活動用の自律型宇宙機のひな型であり、長く諸外国を追いかけてきた我が国の宇宙技術が、部分的ながら世界を牽引するレベルに達したことを示すものである。

我が国が技術先進国として生き延びていくためには、宇宙での生産活動や地上との往復のための大型インフラストラクチャの整備が不可欠である。一方でそこに至るプロセスとしては、軍事力をベースとした米ソ流の高コスト型開発方式は、我が国としては取り得ない。我が国の技術の粋ともいえる自動化・自律化技術をセールスポイントとして、国際協力・国際貢献型のアプローチをとるのが、最も賢明なやり方であろう。その意味で、本稿で提案した小型インフラストラクチャの概念は、我が国宇宙開発の方向付けのための一助になるものと信じている。

最後に、これまでランデブ・ドッキングシステム、宇宙ロボット等の宇宙機技術に対し御指導を賜った宇宙開発事業団、宇宙科学研究所、無人宇宙実験システム研究開発機構、電子技術総合研究所、航空宇宙技術研究所の関係各位に深謝する。

参 考 文 献

- (1) 河内正夫, 吉田憲正, 井上正夫: 宇宙ロボット及びランデブ・ドッキング技術, 三菱電機技報, 65, No. 10, 987~992 (1991)

宇宙用次世代の データハンドリングシステム

姉川 弘*
古島重幸**

1. ま え が き

日本の宇宙開発も宇宙インフラストラクチャ時代に向けて、新たな飛躍のための転換期を迎えようとしている。世界の宇宙開発は、多目的の再利用及び宇宙空間で維持発展していく宇宙機へと宇宙環境利用の時代に移行している。また、通信・放送の分野は既に商用化にあり、地球観測、宇宙環境利用の分野は実利用に向けて本格化している。

このような点を踏まえ、ここでは宇宙開発の基礎技術である宇宙用データハンドリングシステムの理想的将来像を述べるとともに、将来の宇宙活動を支援するに適した新しいデータハンドリングシステムを開発している ETS-VIIの開発概要について紹介する。

2. データハンドリングシステムの 役割と特徴^{(1)~(3)}

2.1 データ情報システムの重要性⁽¹⁾

宇宙利用ミッションの最終目的成果物は、宇宙環境利用にしても地球観測にしても情報である。また、地上のユーザーと宇宙機のペイロード間を結ぶのもデータ情報であり、運用＝データ情報システムの操作、又は運用システム＝データ情報システムといえる。したがって、今後のミッションをユーザーが自在に効果的に遂行できるかどうか、また効率的な運用ができるかどうかは、どのようなデータ情報システムを構築していくかにかかっている。すなわち、宇宙情報システム技術は、宇宙利用やミッション運用を決定付けるという点で最も重要な技術であり、今後のデータ情報システムの最も大きな特長の一つである。

2.2 総合データシステム

宇宙機のデータ情報システムを担うデータハンドリングシステム（従来は、データ処理系等と呼んでいる。）は、熱制御系や姿勢制御系等の他宇宙機内の系と異なり、宇宙機内のみ

でクローズしている系ではない。宇宙機－地上間、宇宙機－宇宙機、地上－地上間の各ネットワーク、さらにシステム運用やユーザーサービス等を含めたグローバルな“総合的データシステム”の一環としてとらえる必要がある。この点が搭載用データハンドリングシステムが他の搭載サブシステムと異なる大きな特長の一つである。

3. 将来の宇宙開発のニーズ^{(1) (3)}

3.1 宇宙機の設計／運用思想

将来宇宙機ミッションの特徴を設計の観点から軌道上でのリコンフィギュレーションとペイロード構成の動向、宇宙利用ミッションの運用思想動向について述べる。

3.1.1 軌道上リコンフィギュレーション

従来衛星は、衛星の寿命末期まで打上げ時の機器構成、レイアウトが運用中に変更することはない。システムリソース（電力、通信容量、推進等）分配は、一度設定すれば寿命末期まで変わることはなく、運用方法も基本的に設計時に決定できる。

一方、プラットフォーム型宇宙機の場合は、図1に示すように、軌道上で ORU (Orbital Replacement Unit) 交換や宇宙機モジュールの組立て・分離等を行う。そのため、ペイロードの構成、レイアウト及び宇宙機自体の構成が運用中に時間とともに変化する。このような軌道上でのリコンフィギュレーションは、今後の宇宙機の開発動向における一つのトレンド・方向である。

軌道上でリコンフィギュレーションを行う場合、第一世代的な従来のデータ処理系は、適した設計とはならない。第一世代的な従来データ処理系は、通信チャネルや伝送データ内容等を設計時に完全に固定することによって達成されており、リコンフィギュレーションを全く許さない設計になっているからである。

3.1.2 ペイロード構成の動向

従来衛星ペイロードの構成は、図2(a)に示すような構成であった。ペイロードの機能・規模はさほど大きくなく、衛星バス機器（共通系）とのインタフェースは増えても衛星全体のリソースを最小にするような構成である。ノンインテリジェント型機器である。この場合、バス機器側とペイロード側間のインタフェースは、インタフェース回路の標準化は可能であるが、データ形式の標準化はできない。

近年では、衛星の大型化、搭載部品の進歩（特にマイクロ

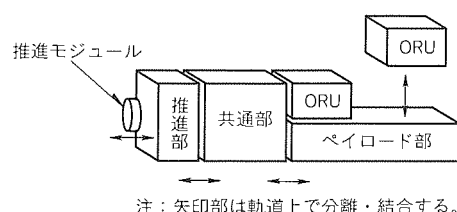


図1. プラットフォーム型宇宙機の基本構成概念

コンピュータ)により、ペイロードは図2(b)に示す構成になりつつある。これは、ペイロードの機能・規模が大きくなり、ペイロードを構成するセンサ、アクチュエータは自身のオンボードのコンピュータで制御しなくては機能を達成できなくなったことによる(逆に言えば、そのような構成を採用できる状況になった。)インテリジェント型のペイロードである。この場合、バス機器側とペイロード側間のインタフェースは、データ形式の標準化が可能になる。

3.1.3 宇宙利用のミッションの動向

今後の展開が本格化する地球観測や宇宙環境利用等のミッションについて、従来のミッションとの違いを以下に示す。

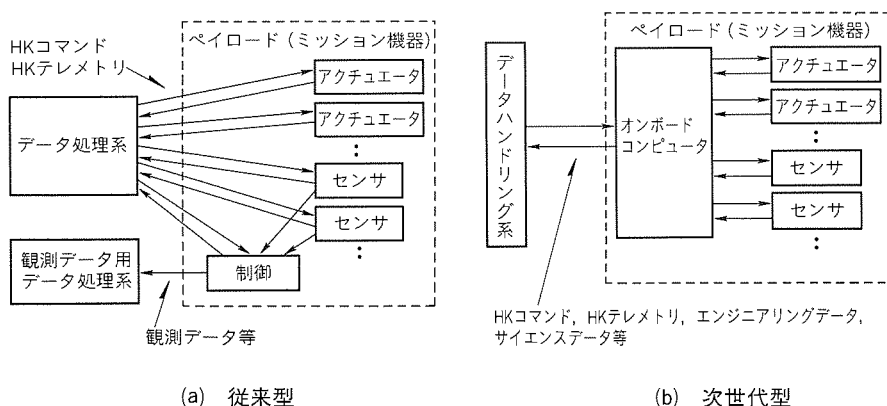


図2. ペイロードの構成

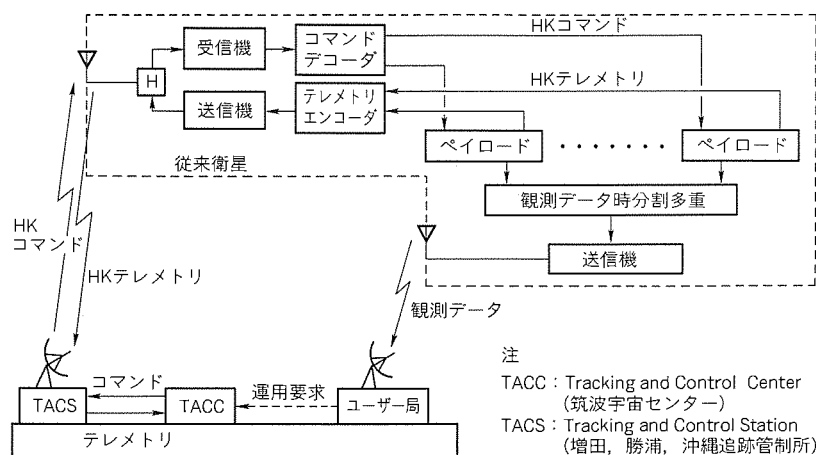


図3. 従来型運用の典型例

表1. 従来衛星と次世代宇宙機の相違点

項目	従来衛星	次世代宇宙機
1. 基本概念	打上げ時のコンフィギュレーションは、寿命末期まで同じである。	軌道上で機器交換を行う。さらに、宇宙機-宇宙機との分離・結合を行う。宇宙機のコンフィギュレーションは、時間とともに変化する。
2. 利用機関 (1)数 (2)機関の規模	単一機関/衛星 自局を持てる大規模機関	国内外の複数機関/宇宙機自局を持つ大規模機関から1研究室のような小規模機関まで種々ある。
3. ペイロード (1)性格 (2)搭載数 (3)種類 (4)開発担当	ノンテリジェント 少数 同種 NASDA	ノンテリジェント, インテリジェント 多数 種々 利用機関

(1) 従来衛星のミッション

従来の各衛星は、単一の大規模特定ユーザー機関(例えば、気象庁等)の固有ミッション衛星であった。ユーザーのペイロード(従来、ミッション機器等と呼んでいた。)のデータ伝送要求に対して、従来のデータシステム理経は個別的な最適化が可能であったし有効であった。また、最適化設計を行うには、衛星システムの開発とペイロードの開発は一体となり、長期間にわたる大変な労苦を要するインタフェース調整が必要であったが、ユーザー機関が大規模機関であるために対応できる能力や意思を持っていた。

また、ユーザー機関は自己専用の地上局を持てる力があり、

さらに特定の単一機関であるために、地上ネットワークも特定用途の特殊ネットワークであり、それを専用にする機関が自ら準備するのは極めて妥当であった。衛星の従来型運用の典型例を図3に示す。

(2) 次世代宇宙機のミッション

今後の代表的宇宙利用である宇宙環境利用及び地球観測ミッションにおけるユーザーは、不特定多数/小規模機関(大学の研究室レベル等:自局、地上ネットワークは準備できない。)から大規模機関と特徴付けることができる。また、IPOP(International Polar Orbiting Platform)構想等に見られるように、ミッションの国際化が今後の新たなすう勢である。

ユーザーの国際化と不特定多数化は、既に地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS:Advanced Earth Observing Satellite)等で見られ、このような大きな時代の流れは動き始めている。

また、宇宙利用は多くの機関にその機会を与えるべきであり、特定の大規模機関のみを対象とするのではなく、小規模機関はマイナーだが多数のユーザーが気軽に宇宙利用できるよう、今後のミッションは従来と異なる対応が必要となる。

以上述べた従来衛星と次世代宇宙機との特徴比較について簡単にまとめたものを表1に示す。

3.2 次世代のデータ伝送

次世代ミッションにおいて、従来

ミッションにはない特徴及び次世代ミッションの運用に必要なとなるデータ・情報伝送の特徴について述べる。

3.2.1 透過伝送

宇宙環境利用ミッションを地上系を含み本当に使える伝送システムとするには、透過伝送（トランスペアレント伝送）方式とする必要がある。透過伝送とは、間にある通信システムのインタフェースやプロトコルの存在を感じることなく、あたかも地上の各ユーザーは自分のペイロードと直接交信しているかのようなデータ伝送を行えるものである。概念を図4に示す。このようなデータ伝送システムとすることで、初めてユーザーは搭載された実験機器・観測機器が遠く宇宙にあっても自分の実験室で自由に実験しているのと同様な感覚で実験を進めることができるようになる。

3.2.2 高多重化効率のデータ伝送

ペイロードが不特定多数で種々多様なペイロードが搭載されると、伝送すべきデータの“速度、量、発生頻度、伝送品質要求”が様々であり、かつ運用中に“時間とともに変化する。”ことになる。したがって、多重化効率が優れた柔軟性のあるデータ伝送が必要になる。

3.2.3 伝送サービス

サービスでは、種々なデータの性格に応じてリアルタイム、準リアルタイム、非リアルタイム等で伝送することが必要になる。

また、軌道上で宇宙機のコンフィギュレーションを無人で変更する場合（ロボットによる分離、ランデブ及びドッキング等）、コマンドの等時性を確保する伝送も必要になる。

3.3 次世代の全体運用システムの概念案

前章で述べたように、次世代宇宙機の性格及び今後のミッション動向から、地上系を含めた全体運用システムに対する要求も今後は従来とは異なったものになってくる。

3.3.1 従来型運用

図3に示したように、宇宙開発事業団（以下“NASDA”という。）の従来衛星の運用概念は、以下に示すようにまとめられる。

- (1) すべての搭載機器のハウスキーピングはNASDA等が行う。
- (2) ユーザー機関は、自ペイロードの観測データのみを受信してデータ処理を行う。

3.3.2 将来運用の概念案

宇宙実験等の宇宙環境利用ミッションはユーザーから見れば、“実験者から見て、自分の実験室に実験機器をおいて実験することと、宇宙機に実験機器をおいて実験することの違いは、実験環境が変わる以外は実験の操作やそれに使うワークステーション等は変わらない。”というのが理想である。前章に述べた透過伝送は、これを実現するために必要な要素である。これを運用面から見ると次のような運用になると思われる。

- (1) ユーザー機関は、自ペイロードを自由に運用管理することができ（実験に必要な簡単なコマンドは自由に打てる。）、ペイロードからの実験データ及びアンシラリーデータ（時刻、宇宙機の姿勢、軌道等）も容易に取得できる。
- (2) NASDAは、システムリソースに関する運用・管理のみを行う。このため、ペイロードへのコマンドでもこれらに大きく影響を与えるコマンドはNASDAで管理する。

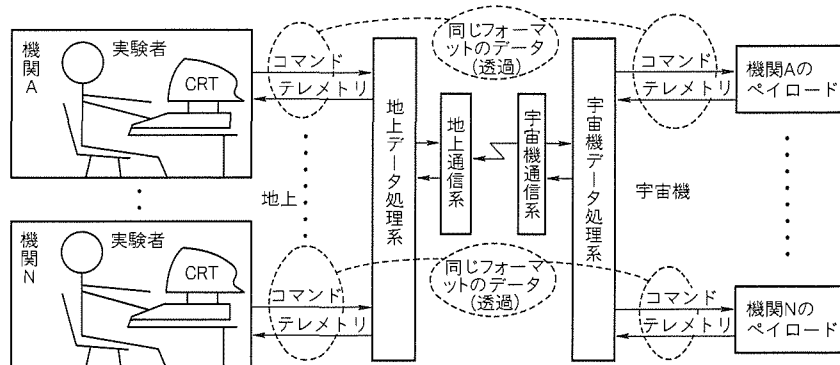


図4．透過伝送の概念

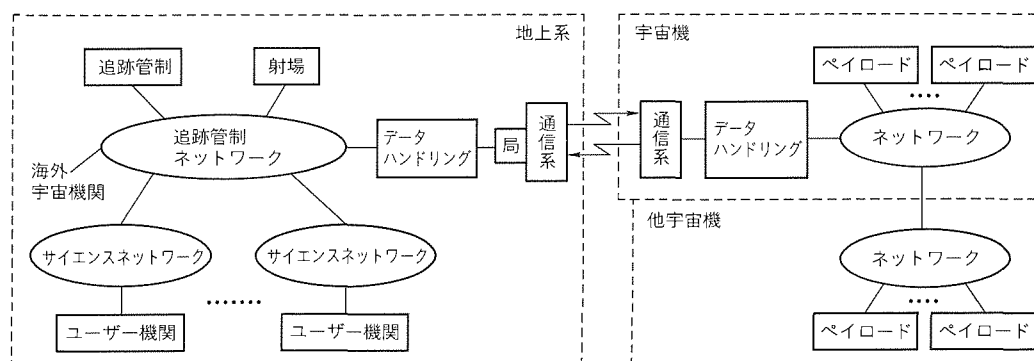


図5．次世代データハンドリングシステムの概念

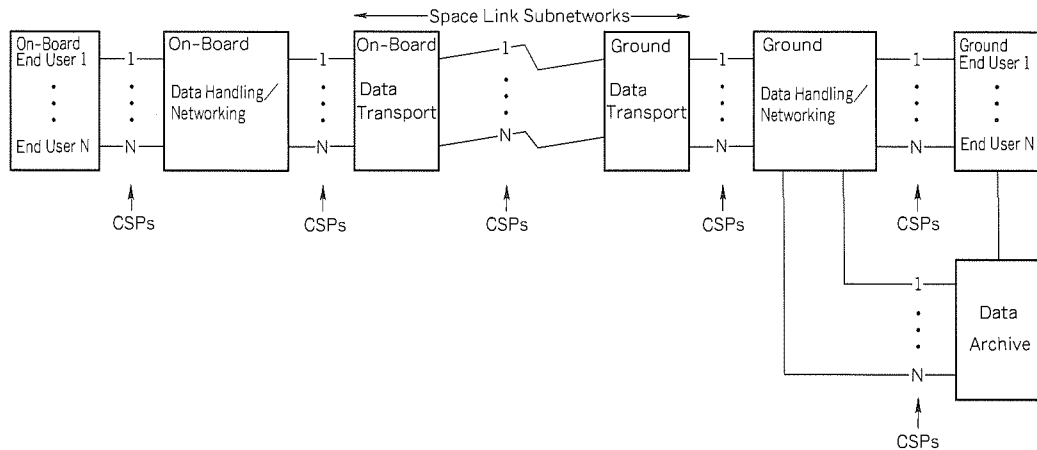


図 6. CCSDS 勧告のクロスサポートモデル⁽⁹⁾

3.4 次世代全体運用システムと

データハンドリングシステム

従来のようにユーザー機関が専用地上局及びネットワークを持ち、ユーザー側で個別に対応するというやり方だけでは、今後のミッションには対応不可能となるであろう。すなわち、小規模ユーザー機関を含み不特定多数（海外ユーザーも含む。）のユーザーがすべて個別に地上局及びネットワークを持つことは、全体の効率からいっても非現実的である。不特定多数のユーザーがある程度共通的に使用できる部分の情報ネットワークについては、正に“地上の宇宙インフラストラクチャ”として NASDA 等の公共的機関が準備・整備する必要がある。

このような地上ネットワークは、宇宙機に搭載されるネットワークと接続されて、軌道上リコンフィギュレーションに対応できる次世代仕様のものとなる。さらに、宇宙機のネットワークは、ドッキングや軌道上組立て等に必要他の宇宙機のネットワークと接続・拡張できる機能を持たせる必要がある。

図 5 に次世代データハンドリングシステムの概念を示す。伝送方式、データ形式標準については、次節に示す CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems: 宇宙データシステム諮問委員会) の勧告に対応した方式となる。なお、宇宙機側のデータハンドリングは、自律管制機能を持つことが必要になり、今後の重要な開発のテーマである。

自律管制とは宇宙機のシステム故障を回避する処置を行うことであり、具体的には宇宙機リソース使用状況のモニタと異常発生時の処理及び宇宙機システムレベルの故障検出とシステム故障回避処理である。また、軌道上の機器再構成に柔軟に対応できるとともに、再構成作業に関する支援及び異常発生時の検出と故障回避機能が自動運用とともに必要になる。

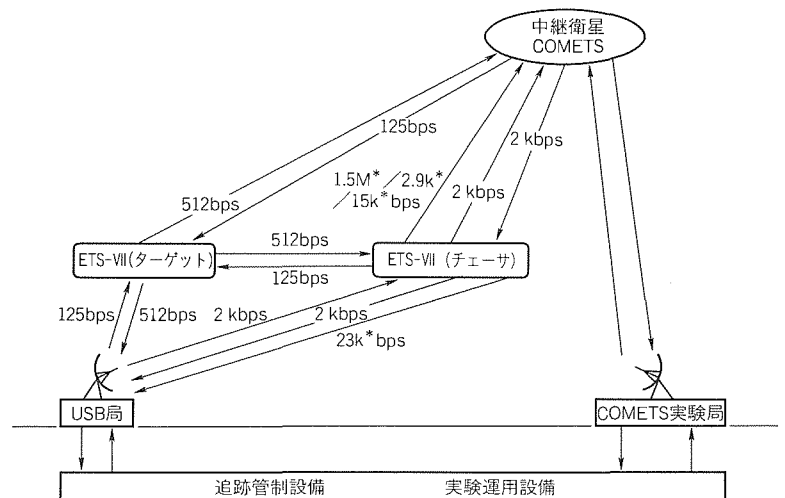


図 7. ETS-VII のデータ伝送回線

4. CCSDS

CCSDS は、世界各国の宇宙関連機関が共通に持っている課題（追跡管制網の拡大、衛星開発／運用のコスト削減、複数機関による衛星データの共用等）を解決する討議の場として 1982 年に発足した。

討議された内容は、勧告文書にしてまとめることを目的としている。したがって、CCSDS 勧告は拘束力を持っていない。CCSDS は、その勧告を公的にするために ISO (International Organization for Standardization: 国際標準化機構) へ対して提案を行っている。提案は、ISO の Technical Committee TC-20 (航空機・宇宙関連) に対して行い、1990 年の秋に TC-20 の Sub-committee である SC-13 が割り当てられた。現在二つの勧告が ISO 規格になっている。近い将来、すべての CCSDS 勧告は ISO 規格になると考えられる。

CCSDS は、クロスサポートにおけるデータ形式の標準化を勧告しているもので、伝送方式はパケットである。勧告内容は、宇宙機－地上間（パケットテレメトリと伝送路符号化、

テレコマンドと伝送誤り制御方式、RFと変調、時刻コードフォーマット、宇宙-地上のネットワーク)と地上-地上間(ネットワークの管理、標準フォーマット等)がある。図6にCCSDS勧告のクロスサポートのモデルを示す。図中、CSPs (CCSDS Cross Support Points) におけるデータが標準化されている。

現在、海外の多くの衛星/宇宙機及び宇宙機関がこのCCSDSの勧告に従っている。

5. ETS-VIIのデータハンドリングシステム概要⁽⁴⁾

5.1 ETS-VIIのミッション

ETS-VII (Engineering Test Satellite-VII : 技術試験衛星

VII型)は、ランデブ・ドッキング、宇宙用ロボット及びそのオペレーションの基礎技術修得を行うとともに、これらの将来宇宙活動を支援するに適したデータハンドリング方式の開発を目的にNASDAが進めている技術試験衛星である。

ETS-VIIは、軌道上で分離・結合する2衛星(ターゲット/チェサ)間の通信、テレオペレーション、時々刻々変化する多種(速度、量、種類)のデータ伝送及び多種実験モードの変更、安全性確保等の従来にない高度なミッション要求を持つ。いずれも、将来宇宙活動に必ず(須)な技術である。

5.2 ETS-VIIのデータハンドリングシステム

前節に示したミッション要求を実現するため、ETS-VIIで

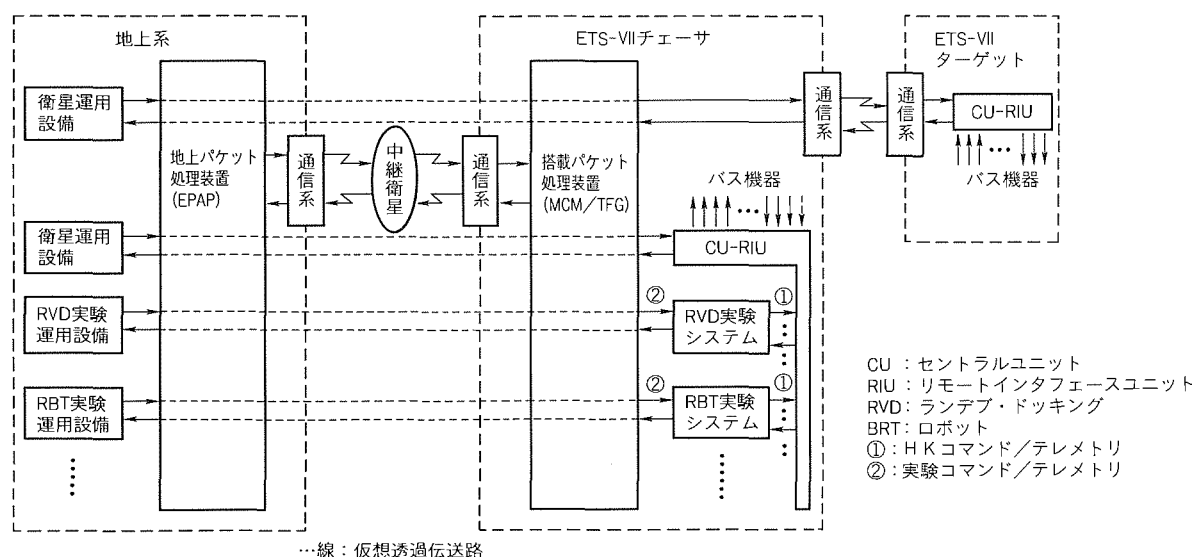


図8. ETS-VIIのデータハンドリングシステム

表2. ETS-VIIのCCSDS適用範囲

項 目	CCSDS適用内容
適用バージョン	バージョン1 (テレコマンド)
パケット長	8ビット×N, N=1, 2…242最大
コマンド運用手順	COP-1
伝送サービス	シーケンスコントロールサービス, エクスペディテッドサービス
SLSサービス	多重化サービス (実験システム系に適用) カプセル化サービス (従来のCU係に適用)
データハンドリングのセグメント化	行わない。
制 御 符 号	コーディングレイヤ: BCH (1ビット訂正, 2ビット誤り検出) トランスフェレイヤ: CRC
バーチャルチャネル(VC)数	1チャネル (他にMCM制御用に1チャネル)
適用バージョン	バージョン2 (AOS)
パケット長	8ビット×N, N=1, 2…1,024最大
SLSサービス	多重化サービス (実験システム系に適用) カプセル化サービス (従来のCU係に適用)
SLSグレードサービス	グレード2
伝送路符号	リードソロモン(インタリーブ=5)→ランダムイズ (PN符号) →畳込み→PCI (SSA時のみ: 勧告外)
バーチャルチャネル(VC)数	7チャネル

注 AOS : Advanced Orbiting Systems SLS : Space Link Subnetwork
BCH : Bose-Chaudhuri-Hocquenghem CRC : Cyclic Redundancy Code
PCI : Periodic Convolutional Interleaver

は新しいデータハンドリングシステムを開発している。それには、CCSDS が勧告しているパケット方式を NASDA が開発をする衛星で初めて採用する。

図 7 に ETS-VII のデータ伝送回線を示す。図中*印の回線が CCSDS に従ったデータ伝送であり、かつ ETS-VII の主回線である。

以下に、ETS-VII で開発しているデータハンドリングシステムの概要を示す。システム構成は、図 8 に示す。

5.2.1 CCSDS 勧告の採用

ETS-VII のデータハンドリングシステムは、CCSDS 勧告を採用する。適用する CCSDS の勧告は表 2 に示す。基本的に、コマンド系は CCSDS バージョン 1⁽⁶⁾を、テレメトリ系はバージョン 2 (Advanced Orbiting System : AOS)⁽⁷⁾及びチャネルコーディング⁽⁸⁾を適用する。

SLS (Space Link Subnetwork) サービスは、多重化サービスとカプセル化サービスを適用する。ユーザー (実験システム) には多重化サービスを、衛星システムの HK (ハウスキーピング) にはカプセル化サービスを適用する。

コマンドの伝送路誤り制御は、CCSDS COP 1 (Command Operation Procedure) を適用する。テレメトリのグレードサービスは、CCSDS グレードサービス 2 (リードソロモン符号あり、Automatic Repeat Request : ARQ なし) を適用する。

テレオペレーションコマンドには CCSDS 勧告のエクスペディテッドサービスを適用し、BCH (Bose-Chaudhuri-Hocqueghem) 符号による誤り訂正を行う。

5.2.2 テレオペレーションデータシステム

ETS-VII は地上にあるジョイスティック操作により、チェーサ衛星を動かしてターゲットとの間でのランデブ・ドッキング実験を行ったり、搭載ロボットを動かすテレオペレーションを行う。ETS-VII のデータハンドリングシステムは、CCSDS 勧告には明確に定義されていないテレオペレーションデータシステム (遠隔操縦データの準リアルタイム伝送、等時性コマンドの伝送) の構築を目指している。

5.2.3 透過仮想伝送路型インタフェース

地上の実験運用システムとその搭載実験システムは、トランスペアレントな伝送路 (仮想透過伝送路) を実現する。この透過仮想伝送路により、衛星のシステム管理 (衛星リソース管理、システム故障回避) は従来運用による HK コマンド及び HK テレメトリで衛星運用設備が管理する。実験固有の制御・運用等は、実験コマンド及び実験テレメトリで各実験システムに割り当てた仮想透過伝送路を用いて各実験運用システムが行う。

この透過仮想伝送路型インタフェースによる開発・運用の効率化が図れる。

5.2.4 従来の運用システムとの一定の互換性

従来の運用システムとの一定の互換性の確保等の実現を図る。加えて、データシステムのグローバルな性格にかんがみ、地上系等をも含む“総合データシステム”としての End to End の観点を重視しつつ設計検討を行っている。

5.2.5 データ構造とデータフォーマット

図 9 及び図 10 に、コマンド及びテレメトリのデータ構造

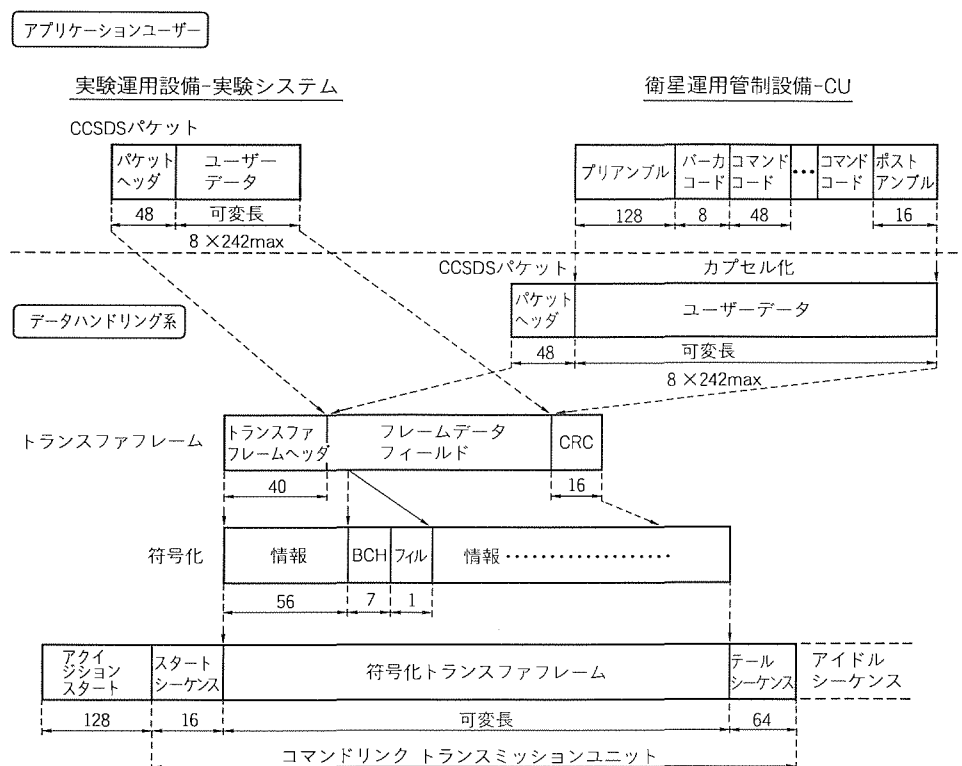


図 9. コマンドのデータ構造とデータフォーマット

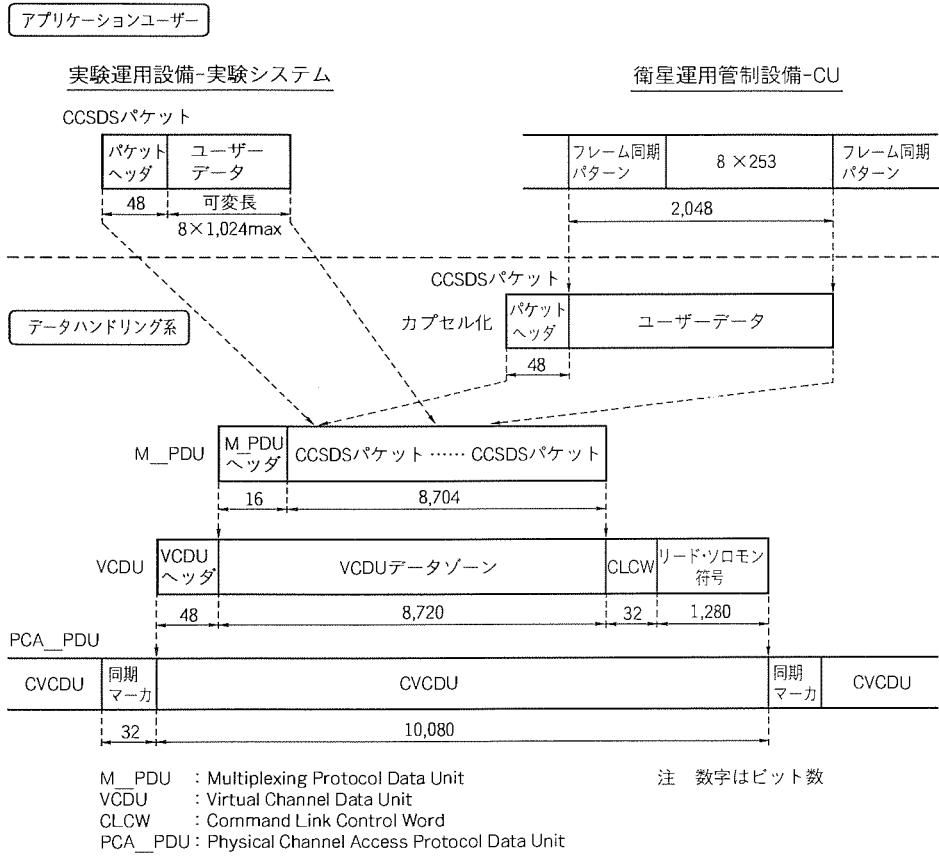


図10. テレメトリのデータ構造とデータフォーマット

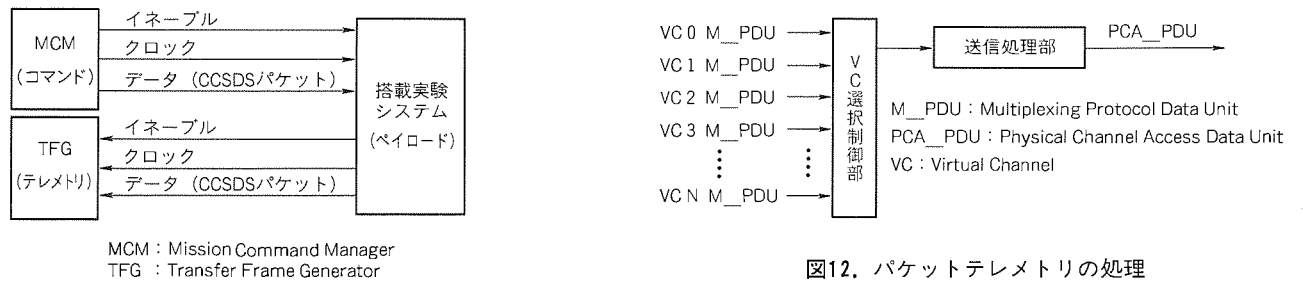
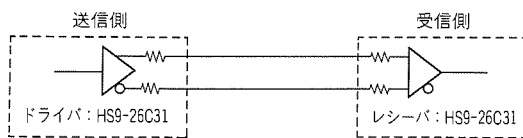


図12. パケットテレメトリの処理

(a) インタフェース系統



(b) インタフェース回路 (100kbps以下時)

図11. ペイロードとのインタフェース

とデータフォーマットを示す。また、図11に搭載パケットデータ処理装置 (Mission Command Manager : MCM, Transfer Frame Generator : TFG) と搭載実験システム (ペイロード) とのインタフェースを示す。インタフェースは、各ペイロードともコマンド及びテレメトリとも各1チャネルの回路で接続しており、インタフェースするデータは、CCSDSパケットである。

5.3 搭載用CCSDS適合パケット処理装置の試作⁽⁵⁾

搭載用のCCSDS適合パケット処理装置の中で、パケットテレメトリを処理する方式には開発に先立ち評価を要する部分がある。その部分は、図12に示すように、VC (Virtual Channel) 選択アルゴリズムの評価である。アルゴリズムは、ペイロードからランダムに入力されるパケットで埋まった各M_PDU (Multiplexing Protocol Data Unit) を効率良く多重化できる必要がある。

試作した装置の外観を図13に示す。評価試験では、複数のVC選択アルゴリズムを種々のデータ速度で評価を行い、搭載用パケットデータ処理装置を開発する上で有効な基礎的設計データを得た。

6. むすび

以上、宇宙開発の基礎技術である宇宙用データハンドリングシステムの理想的将来像を述べるとともに、将来宇宙活動を支援するに適した新しいデータハンドリング方式を開発し

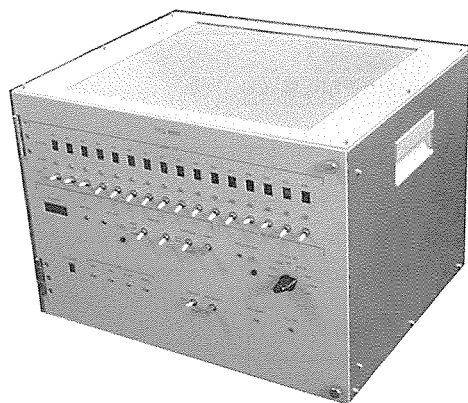


図13. 搭載用CCSDS適合パケット
処理試作装置（試作品）

ている ETS-VIIの開発概要について紹介した。

現在、ETS-VIIは基本設計中であり、新規開発のパケット処理機器は EM (Engineering Model) を開発中である。ETS-VIIのデータハンドリングは、NASDAにおいて新しいシステムであり、既存設備との協調性も考慮しつつそのシステムを構築している。ETS-VIIは、同じく CCSDS を適用した NASA の TRMM (Tropical Rainfall Measuring Mission) とともに1997年に H-II ロケットで打ち上げる予定である。

この開発システム及び開発機器は、今後の観測衛星・実験衛星等の宇宙環境利用ミッションに標準適用できるとともに、国際相互支援にも適用できるものであると考えられる。また、準リアルタイムでのテレオペレーションを実現するシステムは、前例のないものであり、この分野での我が国の貢献が期待されている。

参考文献

- (1) 姉川 弘, 西山建志: 宇宙用次世代データ情報システムと Electro-Optics, 日本航空宇宙学会誌, **39**, 438 ~ 449 (1991)
- (2) 姉川 弘, 小田光茂: 将来宇宙機とインテリジェント化技術~プラットフォームと宇宙ロボットへ, 日本宇宙航空学会誌, **38**, 27 ~ 39 (1990)
- (3) 古島重幸, 永島敬一郎: 将来宇宙用データ・マネージメント・システム, MSS 技報, **4**, 1 ~ 9 (1990)
- (4) 姉川 弘, 宮崎敬秀, 三奈木正純, 古島重幸: CCSDS を適用した技術試験衛星VII型のデータ・ハンドリング, 第37回宇宙科学技術連合講演会予稿集, 489 ~ 490 (1993)
- (5) 姉川 弘, 宮崎敬秀, 大島淳一, 古島重幸: ETS-VII搭載用 CCSDS 適合パケットデータ処理系装置の試作, 1994年電子情報通信学会春季大会予稿集, B-179 (1994)
- (6) CCSDS-201. 0-B-1: Telecommand Part 1
CCSDS-202. 0-B-2: Telecommand Part 2
CCSDS-202. 1-B-1: Telecommand Part 2. 1
CCSDS-203. 0-B-1: Telecommand Part 3
CCSDS-701. 0-B-2: Advanced Orbiting Systems Networks and Data Links
- (7) CCSDS-910. 1-G-1: CCSDS Cross Support Systems Description Volume 1 Cross Support Concept and System Scenarios.

宇宙ステーション取付け型 実験モジュール用無容器イメージ炉

吉沢憲治* 山脇敏彦***
築島千尋**
依田真一***

1. ま え が き

宇宙ステーションでの材料研究は、重力がないことによって均一な分布を持つ混合物が得られたり、完全に近い結晶構造を持つ材料等が得られる等の理由で近年大きな期待が寄せられており⁽¹⁾、この無重力状態での新材料の開発を目指して、無容器の溶融炉の開発が行われている^{(2)~(4)}。当社でも平成2年度から、宇宙開発事業団の委託を受けて、静電気力を用いた試料の無接触保持と、MD (Microwave Discharge) ランプを用いたイメージ炉とを組み合わせた無容器溶融炉 (以下“静電浮遊炉と”いう。)の開発を進めている⁽⁵⁾。

軌道上の宇宙ステーションであっても、完全な無重力状態ではなく、宇宙ステーション本体の軌道・姿勢制御等によって非常にわずかではあるが、地上の重力の100万分の1程度の残留加速度が存在する。これらの残留加速度を一般に微小重力、又は特にその強度から、マイクログラビティ (μG) と呼ぶ。

しかしながら、例えば100万分の1程度の残留加速度であっても、宇宙ステーション内で浮かべられたものは、およそ40秒足らずで1cm程度も移動してしまうため、無接触状態で試料を扱うためには、非接触で試料を一定の位置にとどめておく何らかの手段が必要となる。

静電浮遊炉ではこの位置制御を、あらかじめ試料に与えられた電荷と、試料の側に設置した電極間に形成する電界との静電気力 (クーロン力) を用いて行う。アーンショウの定理によれば、静電界では試料の位置が安定となるポテンシャルの配位を形成することができないことが知られており、そのため、静電界のみで試料の位置を拘束しておくためには、試料の位置変位を入力とする帰還回路によって電界を制御する必要がある⁽⁶⁾。

その反面、静電気による位置制御方式では、制御に多様性を持たせられるという利点がある。例えば、炉本体 (位置測定カメラや電極を含む) にポンプ等による振動が加わっている場合、試料は見掛け上、炉本体に対して振動するが、試料の振幅に一定の許容範囲 (例えば周囲の構造物に衝突しない範囲など) を与え、許容範囲内ではあえて位置制御を行わないことで試料自体の受ける加速度を低減することが可能である。宇宙ステーション内では先に述べた μG に加えて定期的に炉本体に μG の100倍から1,000倍程度もの振動があると予想されており、試料の受ける加速度を真に μG のレベ

ルに保つためには上記のような手段が必ず (須) になると予想される。

一方、試料の加熱に関しては、試料表面の温度分布差によってマラゴニ対流が発生し、試料の結晶成長時に対流による外乱が加わり、結晶成長を乱す要因となるおそれがある。当社が以前に開発した MD プラズマランプ⁽⁸⁾⁽⁹⁾ とイメージ鏡を組み合わせた加熱システムは、この均一な加熱を得るために非常に画期的な加熱源となり得る。MD プラズマランプ (以下“MD ランプ”という) は、共振空洞内に励起されたマイクロ波によって、球状のガラス容器内に封入された元素を無電極放電励起し、発光を利用するものである。このランプは球状に均一に発光するので、だ (楕) 円鏡を用いたイメージ鏡によって試料の表面に1:1の光源像が形成でき、このため非常に均一な加熱ができる。また、ランプ内に様々な金属元素を添加することで、発光スペクトルをコントロールでき、試料の光の吸収特性に応じた加熱光を供給できる。このことは、従来直接的な加熱が困難であったガラスなどの加熱に大きな効力を発揮する。

図1に静電浮遊炉全体の概念図を示した。図中左側にある MD ランプから出た加熱光は楕円ミラーによって集光され、静電位置制御によってもう一方の焦点位置に保持された試料を加熱する。試料は電極と共にアンブルによってミラーの鏡面と隔離されており、アンブルの内部は必要に応じて雰囲気制御する。ロボットアームによって試料のストックから試料を供給する。

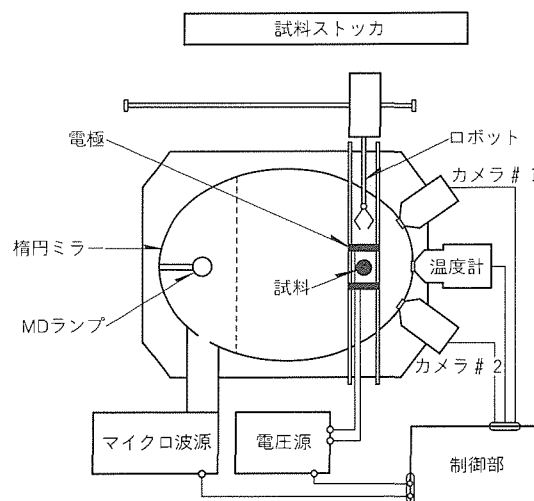


図1. 静電浮遊炉の概念

これまでの開発において、静電位置制御部では、ファジー制御を利用した制御の検討や、浮遊中の誘電体試料に回転電界をかけることによる試料の自転のコントロール等を検証している。また、加熱に関しても加熱時の温度分布のシミュレーションや、試作した5 kWの加熱装置を用いて鉄球(直径20 mm, 融点1,540℃)、鉛ガラス(直径20 mm)の溶融等を実証している。この論文では、これらの結果について報告する。

2. 静電位置制御

2.1 位置制御の概要

図2に静電位置制御機構の基本構成を示す⁽⁵⁾。静電界を作る電極は、二対の円盤電極とリング電極とからなる。円筒座標系で軸方向(z)の試料の位置制御は上下の円盤電極間の電圧を制御して行い、径方向(x 又は y)の位置制御は上及び下の円盤電極とリング電極間の電圧を制御することで行う。試料の浮かぶ中心付近での電位分布は次式で得られる。

$$\phi = a_1 z + a_2 (z^2 - \frac{1}{2} r^2) + C \dots\dots\dots (1)$$

上式で第1項は上下の円盤電極によって発生する2極成分を表し、第2項はリング電極によって発生する4極成分を表している。最後の C は他の高次成分の寄与であり、試料が十分に中心にあれば無視しうる値となる。

試料にかかる電界は電位の式 $E = -\text{grad } \phi$ から、

$$E_z = -a_1 - 2a_2 z \dots\dots\dots (2)$$

$$E_r = a_2 r \dots\dots\dots (3)$$

$$E_\theta = 0 \dots\dots\dots (4)$$

が得られる。したがって、試料の運動方程式は帯電電荷を q とすると、

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = qE + F \dots\dots\dots (5)$$

となる。ただし、 m は試料の質量、 F は試料にかかる外乱の加速度(実際には装置側が運動することによって発生する

見掛けの加速度)である。

試料の径方向の運動を拘束するためには、式(3)中の係数 a_2 として負の値を選ぶ必要がある。その結果、軸方向では式(2)の第2項に見られるように発散力が働く。したがって、2極成分の a_1 を試料の位置偏差に応じて帰還制御をかける必要がある(a_2 の値が一定値では径方向の運動が減衰しないので、実際には a_2 に対しても制御を行う。)

試料の位置偏差を測定するために高速のCCDカメラ(120 Hz 掃引)によって試料の映像を撮り、画像処理によって映像を2値化して試料の重心位置を算出する。演算部では試料の位置をもとに電極に印加する電圧を演算し、高速応答する4台の高圧電源(1 kV/ms, 12ビット)に入力する。演算部ではPID制御とともに、切替えによって専用プロセッサによるファジー制御も行える。静電位置制御の主要な構成要素の仕様を表1に示した。

2.2 試料の受ける被加速度を最小化する制御の概念

まえがきで触れたように、宇宙ステーション内では大きく分けて二つの残留加速度が発生している。一つは宇宙ステーションの軌道上におけるわずかな姿勢制御等によって発生する加速度であり、もう一つは、宇宙ステーション内に設置されたポンプ等によって発生する加速度である。両者の強度及び周波数帯域は異なり、前者が強度が弱く準静的な成分を持つものに対し、後者は強度が強く周期の速い振動となっている⁽⁷⁾。

このような環境下で試料の位置制御を実施する場合、前者

表1. 静電位置制御機構の構成要素仕様

電 極	間げき(隙)幅	20~40mm
	円盤電極直径	40mm
	リング電極直径	80mm
高 圧 電 源	最大出力電圧	10kV
	立上り時間(95%)	4 ms
	出力数	4 ch
	出力安定度	~ 1 %
位置測定CCDカメラ	サンプリング周波数	120Hz
	分解能	10mm/95dot
制 御 装 置	制御周波数	120Hz
	ファジー推論部	4入力/4出力

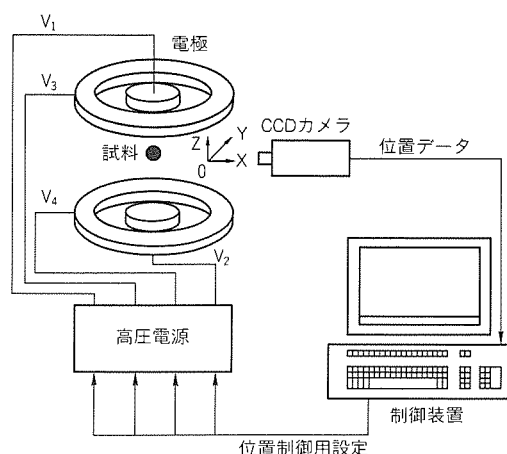


図2. 静電位置制御機構の構成

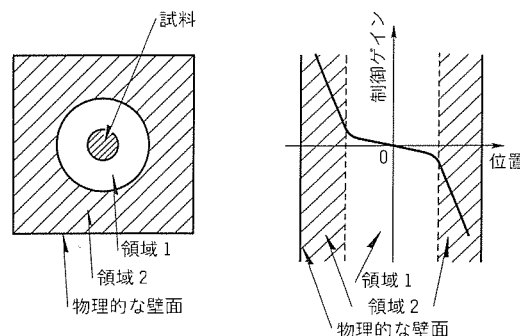


図3. 試料の被加速度を最小化するための制御の概念

の加速度に適応した制御ゲインでは、後者の加速度外乱に対応できず、試料はそれを取り囲む容器に衝突するおそれがある。一方後者に適応させた制御では、試料には常に強い制御力が作用し、試料の被加速度を μG のオーダーにすることが困難である。

この問題を解決するために、試料の位置偏差に応じて制御ゲインを変化させる新たな制御手法を検討している。図3にその概念を示した。試料の制御中心からの距離に応じて二つの領域を設定し、この領域ごとに制御ゲインを変化させる。中心に近い領域1では制御ゲインを低くし、 μG の外乱にのみ対応させる。領域1と物理的な障壁に挟まれた領域2では制御ゲインを高くし、最悪の場合でも壁に衝突することを防止する。

炉本体に周期的な外乱がかかっている場合には試料は相対的に振動して観察されるが、その振幅 Δx は外乱の強度を a 、

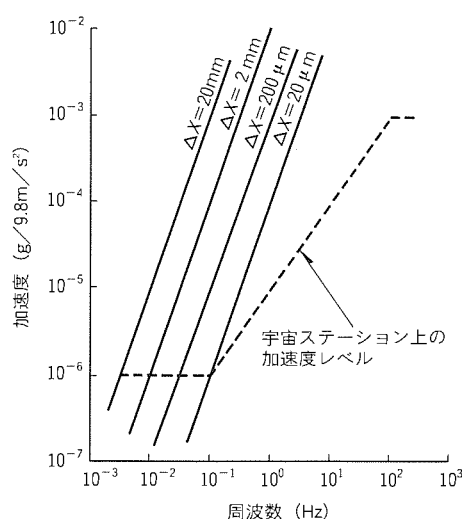


図4. 炉本体に周期的な加速度がかかることによる試料の見掛けの振幅 Δx と宇宙ステーションで想定される加速度

振動数を ω として $\Delta x = a/\omega^2$ で得られる。図4にこの関係を示した。この制御では Δx が領域1の範囲にあるような外乱では弱い制御力しか働かないので外乱は直接試料に伝わらず、試料の被加速度を領域1の制御ゲインと同等の μG レベルの外乱しかかからない。

図中には、宇宙ステーション上の想定加速度を一緒に示している。必要となる領域1の範囲はこの想定されている加速度から決定することができるが、2mm程度与えれば十分であることが分かる。図中の想定加速度を超えるような過渡的な外乱(搭乗員の作業など)に対しては、 Δx が領域1の範囲を超え、領域2での強い制御力によって試料が物理的な障壁に衝突することを防ぐことができる。

上記のような手法を制御プログラム上で実現するには、ファジー推論を利用したデジタル制御が適している。従来の古典制御を用いて制御ゲインのみを領域に応じて切り替える方法もとり得るが、切り替える箇所でのゲインが不連続になるおそれがある。ファジー推論は制御の関数(ここでは高圧電源の制御電圧の試料位置に対する関数)の内挿機能が優れており、領域1と領域2での制御ゲインの接続を滑らかに、かつ、容易に設定することができる。

2.3 金属球試料の制御

航空機によって得られる微小重力環境下で、位置制御の検証を行った。この微小重力は、航空機が放物飛行を行うことで得られるもので、 $1/100\text{G}$ ($1\text{G} = 9.8\text{m/s}^2$)の環境が約20秒間得られる。国内ではダイヤモンドエアーサービス社がMU-300ビジネスジェット機を使用した飛行サービスを名古屋空港で行っている。

実験では直径10mmの金属球試料(アルミニウム)の位置制御を試験した。実験開始時では、試料は始め下部の円盤電極上にあけられた直径2mm程度の小孔に当てがわれ、空気吸引によって接触させられている。このとき、上下の電極間に高電圧を印加することによって静電誘導により試料表面

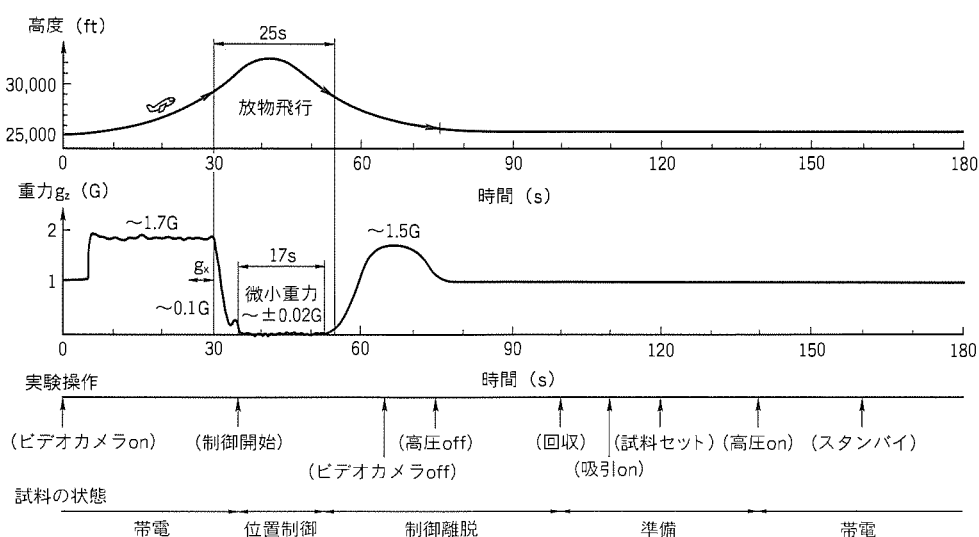


図5. 航空機実験での微小重力の変移と実験の操作手順

に帯電させる。航空機内が微小重力に入ると、吸引を止め、試料は電極から静電反発によって離れていく。試料が電極から離れると制御を開始し、微小重力下での位置制御を行う。この方法によって得られる試料の帯電荷はおよそ 2 nC である。図5に放物飛行中の微小重力の変移と位置制御実験の操作手順を示した。

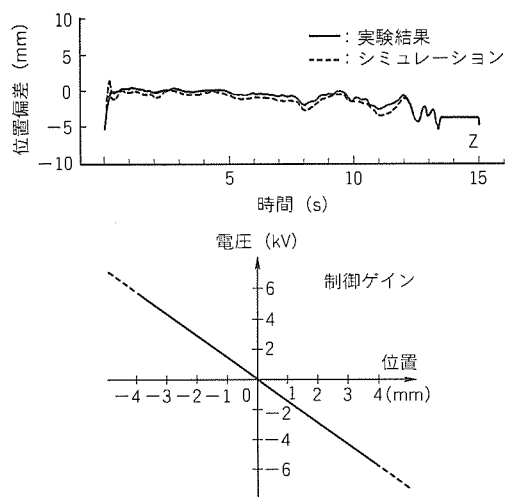
実験は、異なる制御則を持つ二つの制御について実施し、これらの制御則をファジー制御を用いて構成した。入力である試料の位置、速度及び出力である高圧電源電圧をそれぞれ5つのメンバーシップ関数を用いて定義し、合計13個のルールによってお互いの関係を表現している。

制御則1では位置を定義するメンバーシップ関数を制御範囲内で均等に分配して、制御範囲全体で航空機の残留加速度である $1/100\text{ G}$ に相当する制御ゲインを与えた。一方、制御則2では目標位置(電極間の中心)近傍のメンバーシップ関数を変形することで、前節で触れたように制御の領域を二つに分離した。試料の目標位置からの偏差が 2 mm 以内に存在するときには制御ゲインを下げ、 2 mm 以上では $1/100\text{ G}$ に相当する制御ゲインを持つように設定している。

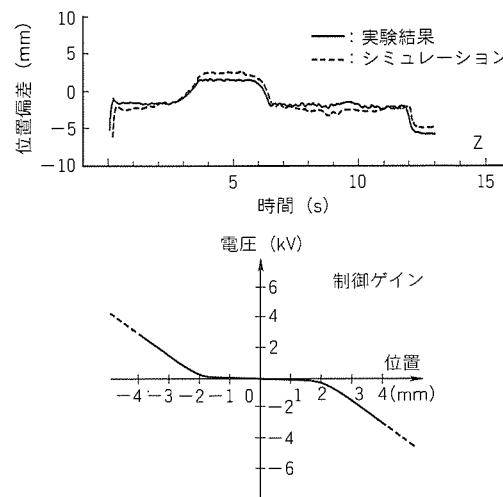
図6(a), (b)に制御則1と制御則2での制御結果を示した。上記二つの制御則での制御ゲインの様子を図中に一緒に示している。図では、時間0秒から10秒までの間で微小重力が得られている。二つの制御則の違いによる制御結果の違いは明瞭である。制御則1では試料を目標(図で 0 mm) に近づけるように制御しているのに対し、制御則2では試料が約 2 mm 以上中心から離れた場合にのみ制御を行っている。航空機実験での残留加速度が常に $1/100$ 程度あるため、中心の領域に滞在できる時間が極めて短いものの、 $\pm 2\text{ mm}$ の範囲で試料は外乱による振動を受けることなく浮遊していることが推定される。図7に位置制御中の試料の様子を示した。

2.4 誘電体(ガラス)試料の制御

静電界による位置制御では、ガラス等の絶縁体であっても帯電させることで制御することが可能であることも大きな特徴の一つである。ガラスやセラミックスのような誘電体を試料とする場合には、電界によってできる試料の誘電分極も利用することができる。例えば、外部から試料を軸として回転する電界を加えた場合、静電誘導モータの原理によって試料を自転させることが可能である。このような試料の自転運動



(a) 制御則1による制御結果と制御ゲイン



(b) 制御則2による制御結果と制御ゲイン

図6. 制御結果と制御ゲイン (試料は直径10mmのアルミニウム球を使用)

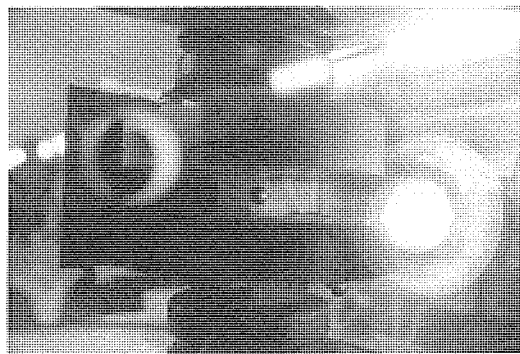


図7. 位置制御中の試料の様子
(直径10mmのアルミニウム球)

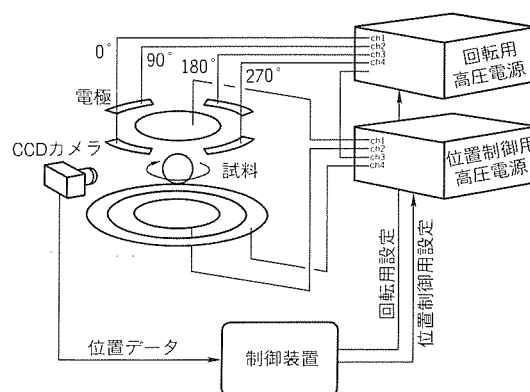


図8. 誘電体試料の回転制御のための実験装置の構成

の制御の可能性は、無接触による試料のかくはん（攪拌）や、遠心力による含有ガスの分離などのような試料の操作が可能であることを示している。

図8に、試料の回転の制御を検証するための実験構成を示した。図に示すように、上部のリング電極は周方向に4分割され、各々に位相を 90° ずつずらした交流電圧を位置制御用の電圧に重畳して印加している。交流電圧によって、浮いている試料を中心とする回転電界が形成されている。試料にはこの回転電界によって径方向の分極が生じるが、分極するまでに時間遅れがあるため、結果として試料を自転させるトルクが発生する。

図9に回転制御に印加した交流電圧の周波数及び振幅と、その際得られた試料の回転数の実験結果を示した。実験は地上で行い、試料の質量を低減するために球殻状のガラス（直径10mm，0.04g）を使用している。実験では最大110r/minの回転数を得ることができている。一度自転を始めた試料は、交流電圧を下げても回転し続けるが、逆位相の交流電圧を印加することで容易に停止させることも可能である。

3. MDランプによるイメージ炉

3.1 MDランプによるイメージ炉の概要

MDランプは、以前に紫外線光源として当社で開発⁽⁸⁾⁽⁹⁾された光源である。現在、静電浮遊炉の光源としてこのランプ

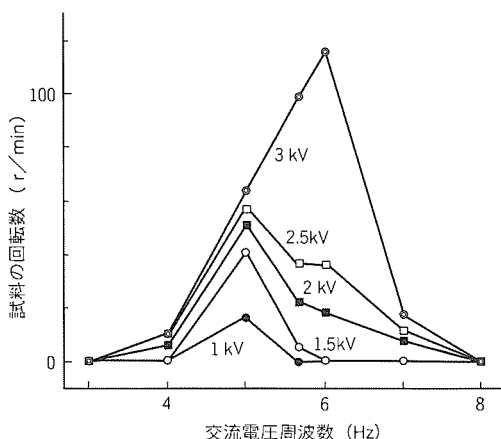


図9. ガラス球殻(直径10mm, 質量0.04g)の回転制御の結果

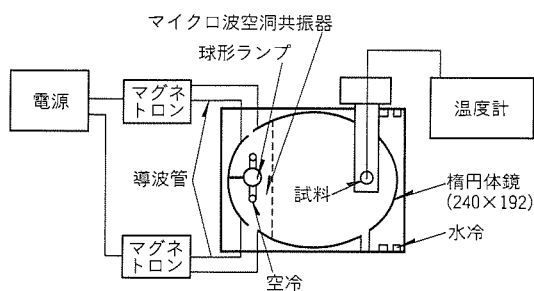


図10. MDプラズマランプを光源とするイメージ炉実験系

を用いることを目的に、MDランプを光源とするイメージ炉を開発し、加熱能力を評価する実験を行っている。

図10に開発したイメージ炉の構成を示す。球形の無電極ランプを楕円体鏡の一方の焦点に置き、試料をもう一方の焦点に置く。楕円体鏡の一部と金属メッシュによってマイクロ波共振器が構成されている。この共振器には2個のマグネトロンからマイクロ波が供給され、マイクロ波共振器中に置かれているランプがこのマイクロ波によって放電発光する。このとき、マイクロ波はランプの外部からランプ管壁を通してランプ内へ入射するため、放電はランプ管壁近傍で生じる。したがって、放電が球状に生じ、発光も球状となる。この球状の発光が楕円体鏡により、試料が置かれているもう一方の焦点近傍に投影されるため試料は均一に加熱される。さらに、このランプは無電極であるので、電極との反応を考慮することなくランプ内の封入物が決定できる。このため、発光のスペクトルを決定する封入物の選択の自由度が大きく、封入物の違いにより様々な発光スペクトルが得られる。

3.2 試料上の光強度分布

MDランプを用いたイメージ炉による均一加熱を見積もるため、光線追跡法による光強度シミュレーションを行った。直径10mmの球形の試料上の光強度分布の計算結果を図11に示す。図には、光源としてMDランプを用いた場合を想定した直径30mmの球形ランプによる場合と、ハロゲンランプ等発光領域が小さいランプを用いた場合を想定した直径5mmの球形ランプによる場合とを示している。図のように、直径30mmの球形ランプによれば、試料上の光強度分布として80%以上の均一度が得られることが予想される。

3.3 MDランプの発光スペクトル

MDランプの発光スペクトルの例を示す。図12(a)及び(b)は、以前に開発されたMDランプの発光スペクトル⁽⁹⁾の例である。図(a)は主に可視光を発光するランプの例であり、図(b)は主に紫外光を発光するランプの例である。イメージ炉の光源としてMDランプを使用する場合、試料の光吸収スペクトルに応じて適当な発光スペクトルのランプを選ぶことにより効率的な加熱ができる。

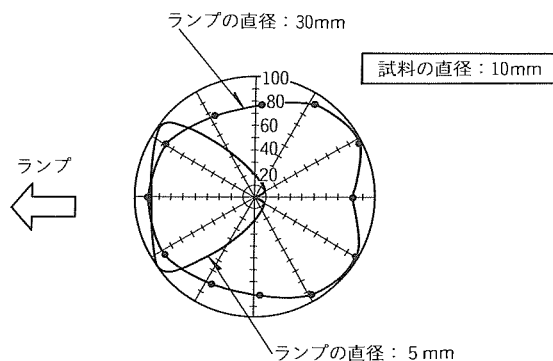


図11. 試料上の光強度分布

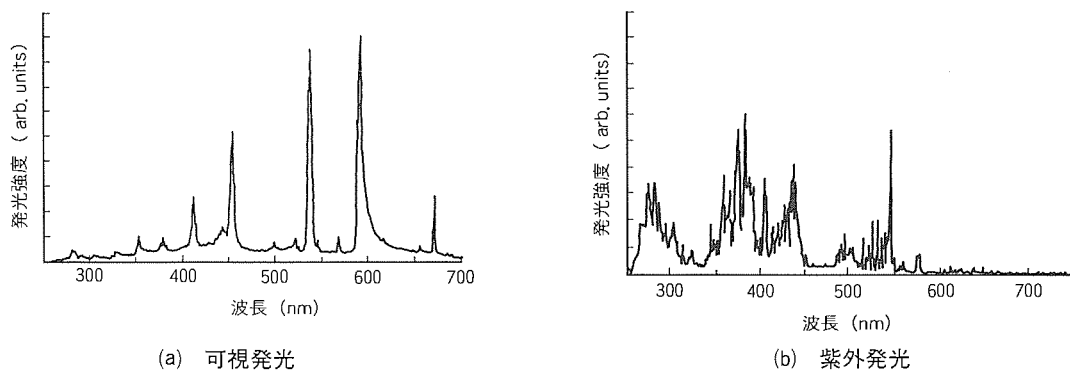


図12. 可視発光, 紫外発光のMDプラズマランプのスペクトル⁽⁹⁾

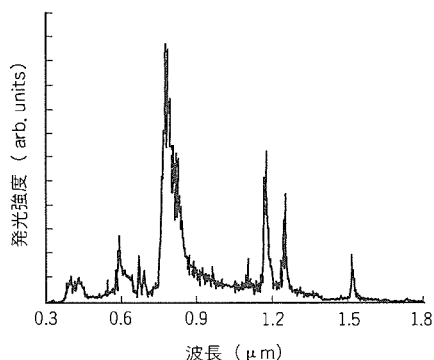


図13. 赤外発光MDプラズマランプのスペクトル

金属材料は通常赤外線領域の光を吸収する。そこで、新たに赤外を発光する MD ランプを開発した。ランプ内の金属添加物として770nm 付近に強力な発光スペクトルを持つカリウムを封入した。図13に金属添加物としてカリウムを封入した MD ランプの発光スペクトルを示す。770 nm 帯, 1.17 μm 帯, 及び1.25 μm 帯の近赤外域にカリウムの強い発光が観測され, 赤外域の光を吸収する試料の加熱用ランプとして適当なランプであることが分かる。

3.4 加熱実験結果

MD ランプによるイメージ炉の加熱能力を評価するために, 地上での加熱実験を行った。楕円体鏡は寸法192mm \times 240mm で, 内面を金でコーティングした。試料は細いタングステン線で石英ガラス管中につるし, 温度測定のため, 試料中央に熱電対を挿入した。

図14に直径10mmの鉄球を加熱したときの昇温曲線を示す。金属添加物としてカリウムを封入した直径30mmのランプを2.8kWのマイクロ波(マグネトロン入力4.7kW)で放電発光させ加熱したものである。この鉄は80秒以内に融け始めた。すなわち, 直径10mmの鉄球を鉄の熔融温度1,540 $^{\circ}\text{C}$ 以上の温度まで到達させることが実証された。また, 直径15mmの鉄球は3分で融け始め, 直径20mmの鉄球は約4分で1,380 $^{\circ}\text{C}$ に到達し, 温度が飽和した。この直径20mmの鉄球の昇温速度から計算した吸収エネルギーは310Wであった。

図15は試料の直径と到達温度との関係を示すグラフであ

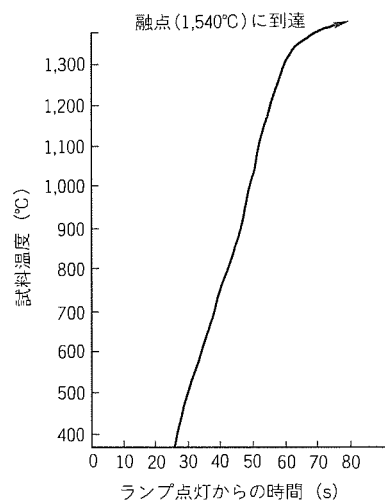


図14. 鉄球(直径10mm)の昇温曲線

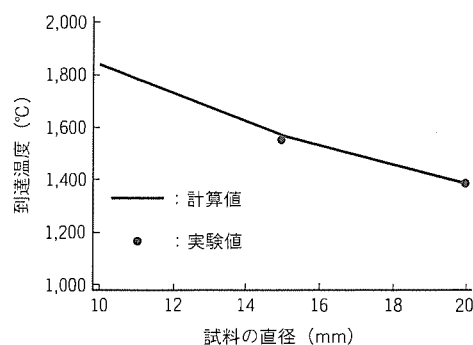


図15. 試料の直径と到達温度

り, 黒丸は実験値, 実線は光線追跡法によって計算した計算値を表す。計算に当たり, 楕円体鏡の反射率として, 実験に用いた楕円体鏡を He-Ne レーザ光で測定して得た反射率80%を用い, 試料の放射率として酸化鉄の放射率70%を用いた。図に示されるように実験値と計算値はほぼ一致しており, 直径10mmの試料は最高1,800 $^{\circ}\text{C}$ 程度まで到達させることができるものと考えられる。

さらに, 直径20mmの透明なガラス(L-29)球をマイクロ波電力1.8kWで放電発光させたランプで加熱したところ, 図16に示すように, 5分以内で軟化し扁平になった。熱伝導率が低いガラス全体が加熱され, 扁平になったのは試料が

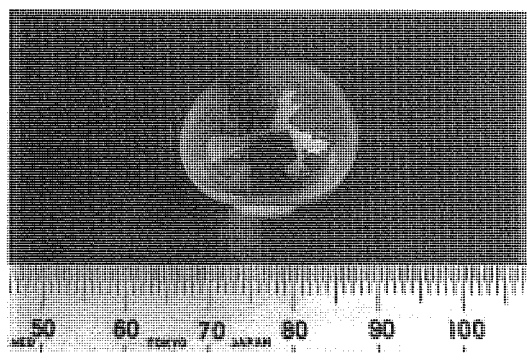


図16. 軟化したガラス(L-29)球試料

均一に加熱されたからと考えられる。

4. む す び

無容器溶融炉のための静電位置制御部を開発中である。これまでにファジー制御を用いた新たな制御手法、さらに、誘電体の試料の回転制御など、位置制御機構の特性について実験を通して検証してきている。また、MD ランプを光源とするイメージ炉は、加熱炉としての能力があることが実証された。

現在は実際に高温に加熱された試料の位置制御特性について試験を実施中であり、イメージ炉も更に加熱効率の向上を目指して開発を進めている。次のステップで最終的なイメージ炉内での静電位置制御を行う予定である。

参 考 文 献

(1) 日本材料科学会編：宇宙と材料(第5章)，裳華房(1991)

(2) Rhim, W. K., Collender, M., Hyson, M. T., Simms, W. T., Elleman, D. D. : Development of an Electrostatic Positioner for Space Material Processing, Rev. Sci. Inst., **56**, 307~317 (1985)

(3) Gagnoud, A., Brancher, J. P. : Modeling of Coupled Phenomena in Electromagnetic Levitation, IEEE trans. on Mag., **MAG-21**, No. 6, 2424~2427 (1985)

(4) Day, D. E., Ray C. S. : Containerless Processing of Glass Forming Melts in Space, NASA-TM-4069, **2**, 537~556 (1988)

(5) 依田真一, 藤森義典, 橋本泰明：宇宙ステーション計画における基準ミッションの検討, 第6回宇宙利用シンポジウムプロシーディング, 38~42 (1989)

(6) Ikegami, K., Tsukishima, C., Okuda, S. : Control System of Electric Levitator, Proc. of 17th International Symposium on Space Technology and Science, 2191~2196 (1990)

(7) Space Station Freedom Program Office : Space Station Microgravity Environment Definition, SSEIC, SHQ-343-0001 (1990)

(8) 児玉仁史, 吉沢憲治, 正田 勲, 大貫一志, 伴 和生：マイクロ波放電光源装置とその応用, 三菱電機技報, **57**, No.2, 151~154 (1983)

(9) 大貫一志, 正田 勲, 児玉仁史, 名取 茂, 吉沢憲治：新マイクロ波放電光源装置, 三菱電機技報, **59**, No.9, 663~666 (1985)

宇宙開発事業団納め 小笠原精測レーダ設備測距装置

森永幸平* 佐藤 巧**
佐藤長未* 村瀬文義**
広瀬健一* 北野勝巳***

1. ま え が き

小笠原精測レーダ設備は、種子島宇宙センターから打ち上げられたロケットの追尾を、種子島に設置されている野木精測レーダ設備及び宇宙ヶ丘精測レーダ設備に引き続いて行い、ロケットの飛行軌道の監視に使用されるほか、打上げ後の飛行解析にも使用されている。

今後使用される H-II ロケットでは電波リンク状態の劣化が想定されるため、データ取得の信頼性を向上させるために測距装置を 1 台増設した。また、種子島アップレンジ系との位相同期運用が複雑になるため、新たな位相同期制御機能を付加して運用者の負担を軽減した。

この設備は、昭和 51 年に整備され各種ロケットの打上げに使用されてきたが、老朽化が進んでいるため、データ管制装置に引き続き、このたび既設測距装置を更新した。更新に際しては、運用性の改善のため、①捕そく (捉) シーケンスの自動化、②送信ごとのパルス積分、③ビデオ AGC による誤差感度一定化、④測距データアラーム検出、⑤ C1 ←

→ C2 相互スレーブ等の機能を付加した。

平成 6 年 2 月 4 日に種子島宇宙センター吉信射点から打ち上げられた H-II ロケット、及び OREX (Orbital Re-entry Experiment: 軌道再突入実験) の追尾を正常に行い、所期の目的を達成した。

2. 小笠原精測レーダ設備の概要

2.1 小笠原精測レーダ設備の機能・構成・性能

図 1 に、小笠原精測レーダ設備システム系統を示す。送受信装置は、C1、C2 の 2 系統 (表 1) 同時に使用可能であり、測距系、測角系は切り替えて使用していたが、今回測距系を 1 系統増設し、既設装置 (測距装置 1) を C1、増設装置 (測距装置 2) を C2 として使用する。表 2 に主要性能を示す。

2.2 種子島アップレンジ局との位相同期運用

静止軌道へ衛星を投入するロケットは、種子島から打ち上げられ、小笠原上空を通過する。ロケットには C1 トランスポンダ及び C2 トランスポンダが搭載されており、種子島アップレンジの野木精測レーダ設備は C1、宇宙ヶ丘精測レー

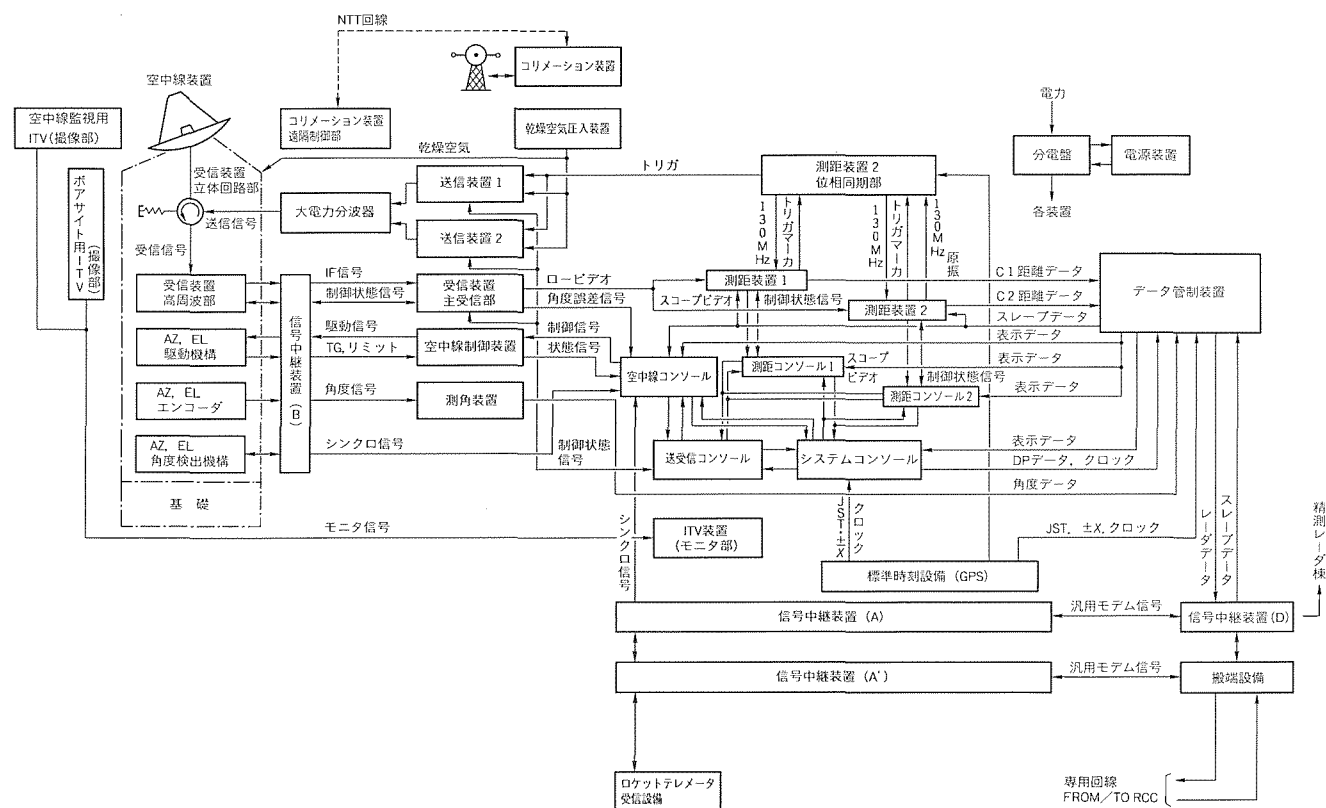


図 1. 小笠原精測レーダ設備システム系統

ダ設備はC2、小笠原ダウンレンジ局はC1及びC2で運用される。

打上げ直後は、種子島アップレンジで追尾を行う。その後、種子島アップレンジからは飛行中のロケットとの間で電波リンクが確保できなくなるため、追尾不能となる前に小笠原ダウンレンジ局で電波リンクを確保し、種子島アップレンジに代わってロケットを追尾する。そのためには、C1、C2独立に各レーダ局においてトランスポンダからの受信波がぶつからないように送信タイミングを制御する必要がある。

3. 測距装置

3.1 構成・機能

表1. C1, C2の周波数

単位: MHz			
	SKINモード	BEACONモード	
C1	送信 5,636	送信 5,586	
	受信 5,636	受信 5,636	
C2	送信 5,480	送信 5,430	
	受信 5,480	受信 5,480	

図2に、測距装置1のブロック図を示す。測距装置1(図3)及び測距装置2(図4)の構成を表3に示す。

送信タイミング基準であるゼロトリガから受信ビデオの中心までの時間を測距基準信号(約130MHz:周期約7.6ns)

表2. 小笠原精測レーダの主要性能

(1) 総合静止精度	測角精度 0.15mil rms 測距精度 1.21m rms
(2) 使用周波数	C1, C2
(3) 最小追尾レベル	-98dBm
(4) 追尾方式	4 ホーンモノパルス方式
(5) マウント形式	AZ, EL方式
(6) 耐風性	精密追尾 瞬間最大15m/s以下 非破壊 瞬間最大30m/s以下
(7) 最大角速度	AZ, ELとも10°/s
(8) 最大角加速度	AZ, ELとも20°/s ²
(9) 測距範囲	約1~8,400km
(10) 測距分解能	約1.14m
(11) PRF	250又は267 $\frac{6}{7}$ pps
(12) 送信出力	1 MW以上 (マグネトロン出力)
(13) 送信パルス	SKIN 1 μ s シングルパルス BEACON 0.25 μ s 2パルス

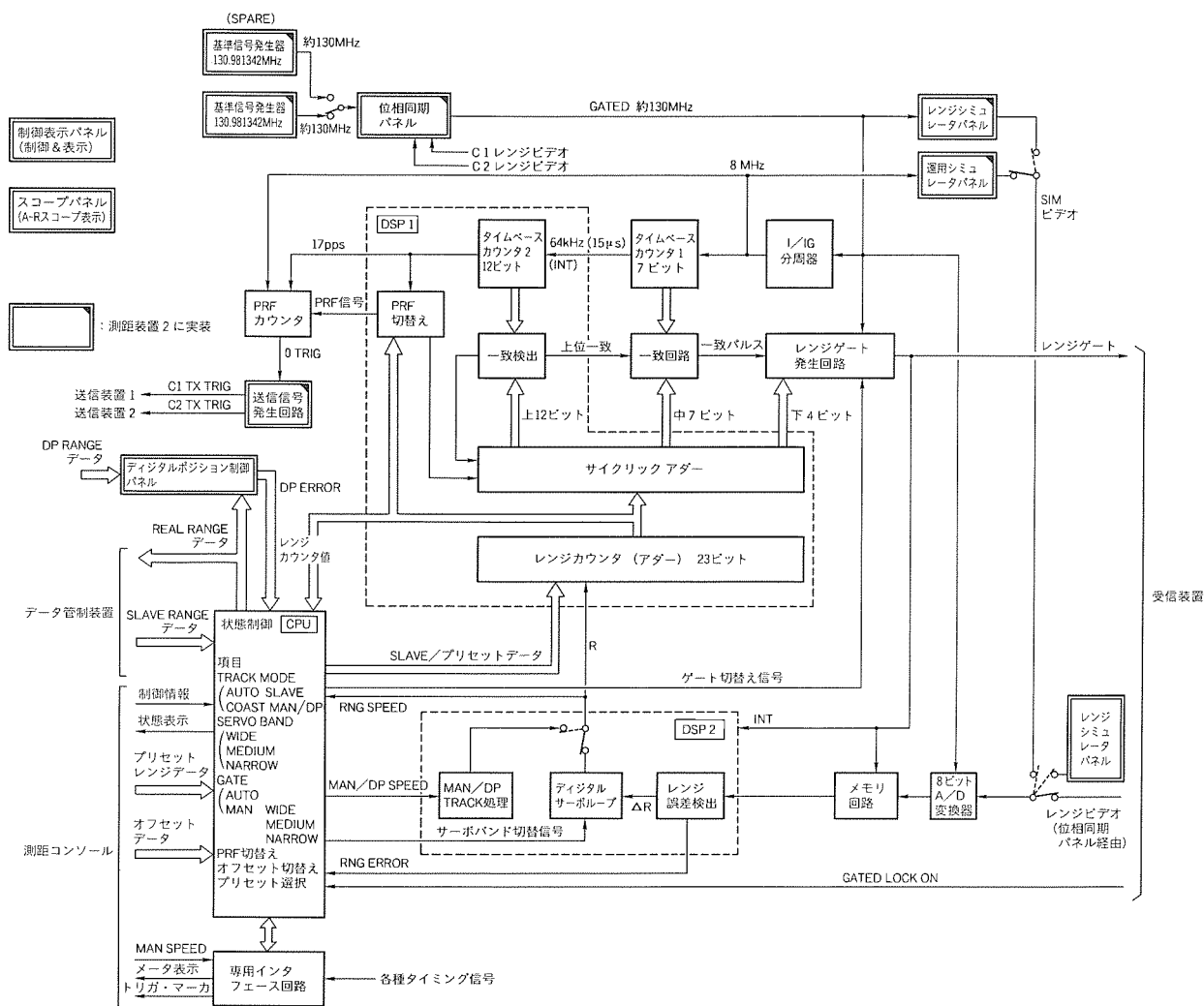


図2. 測距装置1のブロック図

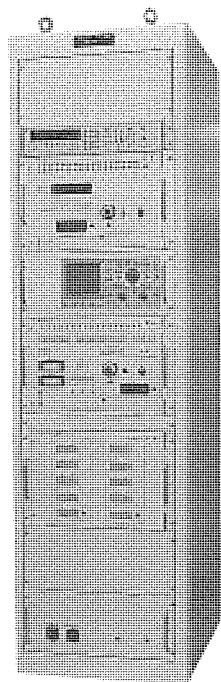


図 3. 測距装置 1

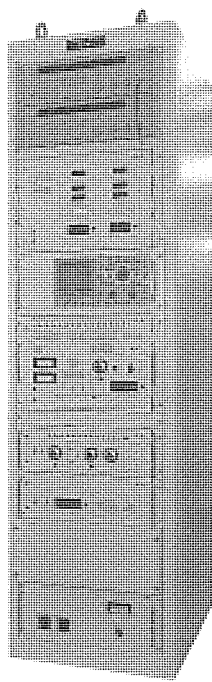


図 4. 測距装置 2

のクロックでカウントし、その時間から光速 ($2.99792458 \times 10^8 \text{ m/s}$) を用いて自局から目標までの距離に換算して測定する。位相同期パネルでこのクロックを ON/OFF して位相同期制御を行う。

3.2 測距基準信号

測距基準信号発生器として、従来使用していた温度制御水晶発信器ではなく、市販シンセサイザを採用した。シンセサイザ方式の発信器で実用に十分な安定度 (エージングレート: 24時間動作以降 5×10^{-9} /日以下) と十分な位相雑音 (-46 dBc 以下) の製品が市販されており、電源投入から安定するまでの時間 (10分動作以降 5×10^{-8} /日以下) も短縮されている。

3.3 測距装置のハードウェア

操作性を変更しない観点から、パネルフェースは既設とほぼ同一とした。VME (Versa Module Europe) バスを採用し、高速が必要な部分は ECL (Emitter Coupled Logic: エミッタ結合論理回路) を使用している。図 5 に高速 A/D カード、図 6 に DSP (Digital Signal Processor) カードの外観を示す。

測距パネルの動作概要を以下に述べる(図 2)。

測距パネルは、まず基準クロックを“1/16分周器”でカウントダウンし、約 8 MHz のクロックを発生する。この約 8 MHz クロックをタイムベースカウンタ (最大 8,400 km) でカウントすることにより、距離の尺度となるタイムスケールを作成する。なお、タイムベースカウンタは、ハードウェアでカウントする“タイムベースカウンタ 1 (7 ビット, LSB = 約 18m)”と DSP を使用し、ファームウェアでカウントする“タイムベースカウンタ 2 (12 ビット, LSB = 約 2.3

表 3. 測距装置 1 / 測距装置 2 の構成

	測距装置 1	測距装置 2
(1) 基準信号発生パネル	—	2
(2) ユニバーサルカウンタ	1	—
(3) レンジシミュレータ	1	—
(4) 運用シミュレータ	—	1
(5) 測距パネル	1	1
(6) 位相同期パネル	—	1
(7) 測距スコープパネル	1	1
(8) デジタルポジション制御パネル	1	—
(9) インタフェースパネル	—	1
(10) 送信信号発生回路	—	1
(11) 分電盤	1	1

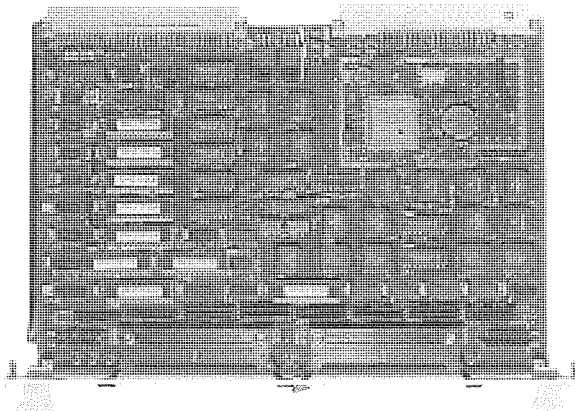


図 5. 高速 A/D カード

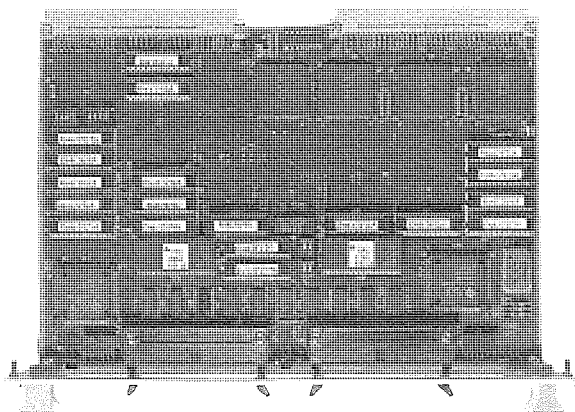


図 6. DSP カード

km)”で構成されている。

DSP 1 の“レンジカウンタ (23 ビット)”に目標までの距離が設定されているとすれば、DSP 1 はタイムベースカウンタ 2 とレンジカウンタ上位 12 ビットの一致を検出し、上位一致パルスとレンジカウンタ下位 11 ビットのデータを出力する。“一致回路”では、タイムベースカウンタ 1 とレンジカウンタ下位 11 ビットのうちの上位 7 ビットを比較し、一致していれば“一致パルス”を出力する。なお、PRF (Pulse Repetition Frequency: パルス繰返し周波数) の関係から 600 km/560 km ごとに一致パルスを出力させる必要がある

ので、サイクリックアダーにより、600km/560kmを一定のプログラムに従ってレンジカウンタの内容に加算する。

レンジゲート発生回路では、一致回路からの一致パルスをトリガとしてゲートカウンタを起動し、約8MHzクロックをカウントして、レンジゲート等が発生する。さらに、これらの信号を約130MHzクロックで動作する16ビットシフトレジスタによってレンジカウンタ下位4ビットに比例した時間だけ遅延させる。こうすることにより、距離分解能 約1.14mを可能にしている。

オフセットアダーは、レーダ各部及びトランスポンダ等の遅延を補正するもので、レンジカウンタの値にオフセット量を加算又は減算し、実距離を示す純2進23ビットのレンジデータを出力する。このレンジデータは、JST 20Hzでサンプルホールドされた後、データ管制装置へ送出される。

PRF切替え部は、PRFが250ppsの場合600kmごとに測定不能となるのでレンジカウンタの値を監視し、自動モードのときは $600 \times n \pm 20 \text{ km}$ で自動的に250/267ppsのPRF切替えを行う。

PRFカウンタは、タイムベースカウンタと同期して約8MHzクロックをカウントし、PRF約250pps(600kmごと)又は約267pps(560kmごと)のトリガが発生する。これを、“0 TRIG”として送信信号発生回路を経由して送信装置へ送出する。

8ビットA/D部は、受信装置から送られてくるレンジビデオ又はシミュレータから送られてくるSIMビデオを、約130MHzのサンプリングレート(200MHzまで可能)で8ビットビデオデータに変換する。これにより、全デジタル化測距を可能としている。

メモリ回路は、レンジゲートをトリガとし、ゲート幅に相当する量のビデオデータをメモリ(First In First Out : FIFO : 先入れ先出し法)に記憶する。同時にDSP 2は、メモリ回路からビデオデータを読み出し、ゲート幅に相当する量のデータを積分することによってレンジ誤差検出を行う。さらに、レンジ誤差から、サーボループ演算を行い、レンジスピードを求める。このレンジスピードは、レンジカウンタ補正データに変換後、DSP 1へ出力される。

DSP 1では、タイムベースカウンタ2をインクリメントするタイミングで、レンジカウンタに補正データを加算又は減算し、レンジカウンタの内容すなわち目標までの距離を修正する。

以上により、距離追尾ループを構成して目標を自動追尾する。マンマシンインタフェース及び各部の状態制御にはCPU(Central Processing Unit : 中央処理装置)を使用し、動作モードの切替えや表示を行っている。

3.4 測距装置のソフトウェア

測距パネル・位相同期パネルにはCPUとDSPが、レンジシミュレータ・インタフェースパネル及びデジタル制御

パネルにはCPUが使用されているが、ここでは測距パネルのソフトウェア概要を以下に述べる。

(1) CPU

CPUは、一定周期で測距コンソール又は測距パネル前面のスイッチを監視し、スイッチ押下を検出すると、そのスイッチに従って動作モード等を変更し、制御・表示データを出力する。また、DSP 1、DSP 2及びハードウェアに対して変更したモードに対応するパラメータデータを設定する。

(2) DSP 1

DSP 1の基本動作は、約64kpps(約15 μ sごと)の割込みによって起動される。

割込みを検出すると、タイムベースカウンタ2をインクリメントし、レンジカウンタに補正値を加算又は減算する。サイクリックアダーで600km/560kmの整数倍をレンジカウンタの値に設定した後、タイムベースカウンタ2と比較する。上位12ビットが一致していれば、一致パルスと下位11ビットデータを出力する。また、CPUに対してレンジデータを出力する。

このほか、タイムベースカウンタ2の値を監視し、8,400kmになれば17pps信号を出力するとともにタイムベースカウンタ2をクリアする。また、PRF切替えがAUTOのときはレンジカウンタの値を監視し、 $600 \times n \pm 20 \text{ km}$ で250/267ppsモードを17ppsに同期して切り替える。

(3) DSP 2

DSP 2は、レンジゲートの割込みによって起動される。割込みを検出するとメモリ回路からデータを読み込み、積分を行うことによってレンジ誤差を算出する。積分するデータ数は、CPUから指定されるゲート幅によって決定する。次に、サーボループ演算を行い、レンジスピードを求める。レンジスピードは、補正データに変換後、DSP 1へ出力する。

また、表示用にレンジ誤差、レンジスピード等のデータ出力を行う。

3.5 性能確認結果

測距機能及び位相同期機能の性能を表4に示す。静的精度の結果を表5に示す。0℃、+40℃での長時間放置の温度試験を実施した結果、良好な結果が得られた。

4. 付加機能

運用性改善のため以下の機能を追加し、良好な結果が得られた。

(1) 捕捉シーケンスの自動化

レンジゲート WIDE でパルス周期である約4msの間をサーチし、ビデオの有無を検出する。相関処理を施し、送信トリガを数パルスデリートすることにより、自局ビデオか否か及び $600 \text{ km} \times n$ を判断して、レンジゲートを自動制御することにより、ビデオの自動捕捉を可能にした。

(2) パルス積分

表 4 . 測距機能及び位相同期機能の性能

(1) 最大速度	AUTO : 20km/s以上 MAN : 40km/s以上
(2) 最大加速度	10km/s ² 以上
(3) レンジゲート幅	WIDE : 36 μs MEDIUM : 9 μs NARROW : 2.25 μs
(4) サーボ帯域	WIDE : 5.25Hz MEDIUM : 1.43Hz NARROW : 0.48Hz
(5) 位相シフト可変範囲	±0.01 ~ ±3.99ms
(6) 位相設定精度	±0.01 μs以下

S/N (信号対雑音比) の悪い状態での追尾性能を向上するため、パルス周期ごとにパルス積分を行い、約 6 dB の改善を得た。

(3) ビデオ AGC

急激なビデオ信号の振幅変化を吸収するため、ビデオ信号を正規化して処理することにより、ビデオレベルが変動しても誤差感度を一定にする手法を採用した。

(4) 測距データアラーム検出

過去の追尾データの速度からあるべき測距データを予測し、測距データが予測から外れたときにはアラーム音でオペレータに警報を通知する。

(5) C1 ↔ C2 相互スレーブ

表 5 . 測距静的精度

単位 : m rms	
(1) オフセット設定誤差	0.47
(2) 距離検出部の零点移動による誤差	0
(3) 原発振周波数による誤差	neg
(4) 受信装置遅延の変動による誤差	0.79
(5) 熱雑音誤差 (注)	0.46
(6) 送信パルスジッタ	0.45
(7) 距離計数部ドリフト	0.45
誤 差 計	1.21

注 熱雑音誤差は下記の条件の場合である。
パルス幅 : 0.5 μs
PRF : 250pps
RANGE GATE : NARROW
SERVO BAND : NARROW

C1 / C2 の測距パネル相互間で周期的にデータをやりとりし、相手が AUTO であればスレーブし、即時に LOCK ON できるようにした。

5. む す び

測距方式は、従来と全く同一であるが、最新の技術を採用して安定した性能と一部の性能向上及び操作性向上を実現し、かつ小型の測距装置が開発できた。

終わりに、この装置の設計・製作・据付け・調整に当たり、御尽力いただいた関係各位に深謝する次第である。

郵政省通信総合研究所納め ETS-VI用フィーダリンク地球局

木村 繁* 藤原知博***
若菜弘充** 永岡正志***
鈴木良昭*

1. ま え が き

ETS-VIを用いた衛星間通信実験で使用する地上設備は、①Kaバンド(30/20GHz帯)の周波数を用いてETS-VIと送受信を行うフィーダリンク地球局、並びに②ユーザー衛星を模擬するSバンド擬似衛星局及びミリ波擬似衛星局から構成される。全体の実験の構成を図1に示す。

衛星間通信は、従来の地上のアンテナによる低軌道衛星の追跡機能をETS-VIなどの静止衛星を用いた中継衛星に持たせることにより、通信域の拡大を図ることを目的としている。その背景として、

- (1) 地上の追跡・管制局の局数削減
- (2) 低高度ユーザー衛星と地上局との通信可能時間の改善
- (3) 地球観測衛星を始めとする低高度ユーザー衛星との通信容量拡大要求

がある。この中継衛星のシステムは、NASAのTDRSS(Tracking and Data Relay Satellite System)として運用されている。

その特長は上記の(1)~(3)の要求を解決できる。システムの説明を図2を用いて行う。同図に示すように、中継衛星は東西のTDRSS-WEST、TDRSS-EASTの2機から構成され、経度が両衛星のほぼ中央に設置された地上局(TDRSS Ground Terminal)との間で通信パスが設定されている。

る。低軌道を周回するユーザー衛星をこれらの2機の静止衛星から追跡すれば裏側の一部(高度1,200km以下のユーザー衛星について通信ができない範囲: Zone of Exclusion)を除いてユーザー衛星を見通せることになるので通信可能時間が飛躍的に拡大されることになる。通信容量の拡大については、広帯域のKaバンドの周波数帯の導入等により可能となる。

次に、ETS-VIの衛星間通信システムを説明する。図1に示すように、衛星間通信を構成する地上局は郵政省通信総合研究所(Communications Research Laboratory: CRL)のこの設備と宇宙開発事業団(NASDA)のETS-VIデータ中継・追跡実験地上システム(筑波局)がある。CRLでは、SIC(Sバンド衛星間通信)及びOCE(ミリ波帯衛星間通信)を行うが、ETS-VIのテレメトリコマンド運用は直接送信できないので、NASDA筑波局と地上回線を経由して筑波で各種照合の上でETS-VIに送信される。なお、今回のシステムは実験を行うことが目的のため、中継衛星としてETS-VI1機のみ構成とされている。

CRLの衛星間システムの構成要素を以下に説明する。

- (a) Kaバンド(30/20GHz帯)の周波数を用いて、ETS-VIと送受信を行うフィーダリンク地球局
- (b) ETS-VIの衛星間通信実験パラメータを制御・監視するため、NASDA筑波運用追跡管制システム(SOCS)

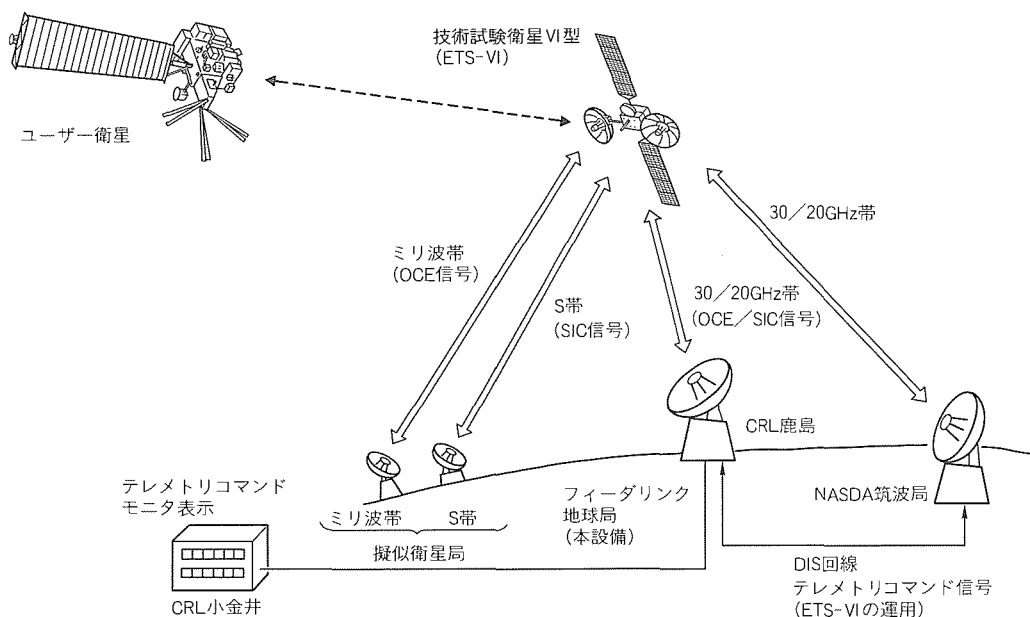


図1. ETS-VIを用いた衛星間通信実験の構成

に対して、テレメトリコマンド(バックグラウンドコマンド)を送受信する管制端末装置

(c) 衛星間通信路に実際のユーザー衛星を使う以外に実験のために用いる、ユーザー衛星を模擬するSバンド擬似衛星局及びミリ波擬似衛星局

(d) 衛星間通信実験を自動化するための追尾制御装置及びユーザーパソコン

これらのうち、ここではCRLのETS-VIを用いた衛星間通信実験における“Kaバンド(30/20GHz帯)の周波数を用いて、ETS-VIと送受信を行うフィーダリンク地球局”について述べる。この設備のKaバンド周波数は、送信が29.74~29.97GHz、受信が19.84~20.25GHzで、従来の通信衛星(CS-2)用の帯域(送信が27.5~29.25GHz、受信が17.7~19.45GHz)とは異なること、また、衛星の偏波が直線偏波でCS-2の円偏波と異なることから、新たにETS-VI対応のアンテナ給電部、送受信装置を開発した。また、この設備はETS-VI中継衛星のユーザー側のシステムであり、将

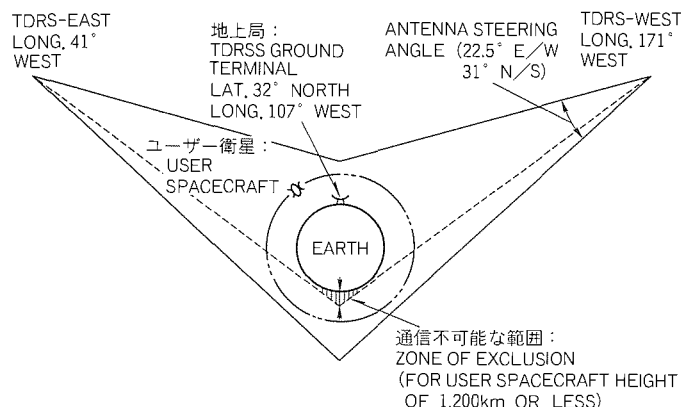


図2. TDRSSの構成

来の中継衛星のユーザー数拡大が可能なように、できる限りシンプルな構成とした。

2. ETS-VI用フィーダリンク地球局の機能・性能

2.1 システム

表1にフィーダリンク地球局の主要性能・諸元を、また図3に地球局システムのブロック図を示す。

地球局のシステム性能の最大実効放射電力(EIRP)は、以下のように設定した。この設備からの送信信号がETS-VI經由ユーザー衛星又は擬似衛星に伝送される系においては、

表1. フィーダリンク地球局の主要性能・諸元

項目	性能・諸元
アンテナ方式	直径5mカセグレンアンテナ
周波数範囲	送信: 29.74~29.97GHz 受信: 19.45~20.26GHz
偏波	直線偏波 (送信: 水平偏波, 受信: 水平偏波)
駆動・追尾方式	自動追尾(ステップトラック), プログラム追尾, 手動
追尾精度	0.02° rms以下(方位角, 仰角とも)
駆動範囲	方位角: 初期設定角度±10度 仰角: 初期設定角度±5度 (初期設定角度はETS-VI方向とCS-3a/3b方向に設定可能)
耐風性(非破壊)	60m/s
最大実効放射電力	98.3dBm以上
システムG/T	32dB/K以上
サイドローブ特性	CCIR勧告580を満たす
電力増幅装置出力	47dBm(50W)以上 (TWT出力で)
インタモジュレーション(IM ₃)	-17dB以下(等振幅2波入力時トータル出力バックオフ3dBで)
筑波インタフェース	D1S回線(9,600bps)

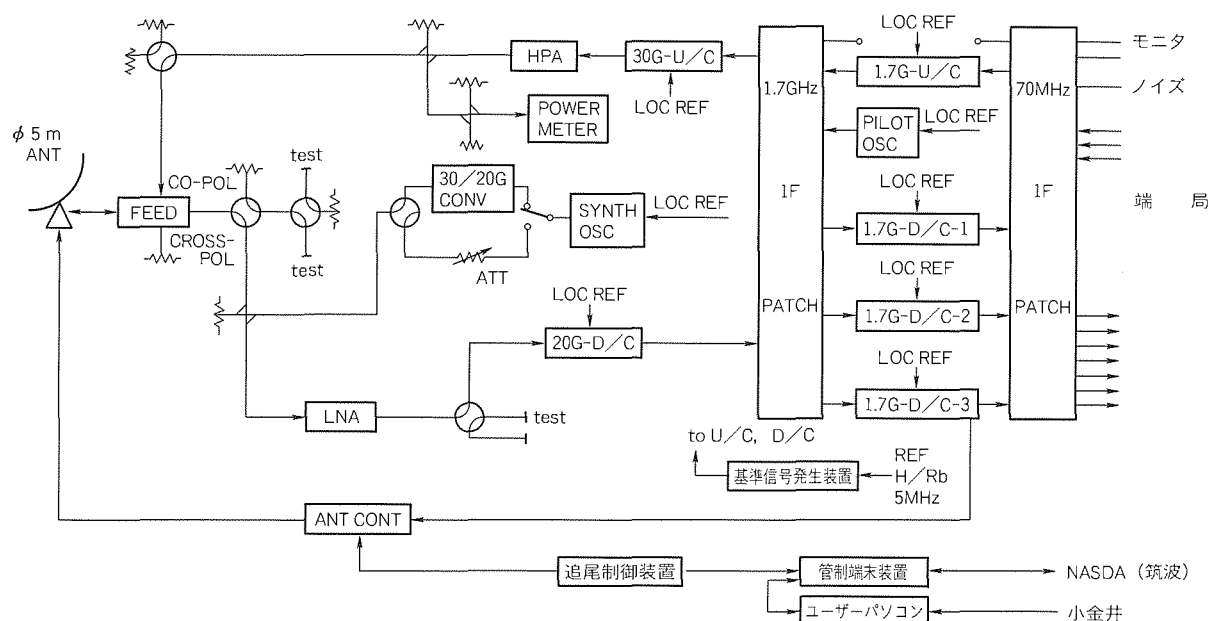


図3. フィーダリンク地球局のシステムブロック図

ETS-VIとユーザー衛星間のフォワードリンクの信号品質により系全体の信号品質が支配され、この設備から ETS-VI へのアップリンクの信号品質に影響されにくい。ETS-VI の中継器変換利得特性の飽和動作範囲の中で動作するよう地上局の EIRP を低めに設定するのが望ましい。さらに、同時送信信号数が通信実験信号とパイロット信号の 2 波であることや、電力増幅装置を含む装置の操作・運用場所が規定されており、実験室とアンテナとの接続導波管損失を考慮して、電力増幅装置の TWT 飽和出力電力は 47 dBm (50 W 相当) 以上とした。

この設備は、通信容量の拡大要求のため Ka 帯周波数を用いているが、従来からの衛星のテレメトリコマンドの低ビットレートの通信も可能でなければならない。将来の計画に役立て、したがって測定可能な下限ビットレート等の評価も可能な設備である。ビットレートが低くなると送信搬送波の近傍の位相雑音に関係するため、位相雑音を低減した設計とした。

2.2 アンテナ装置

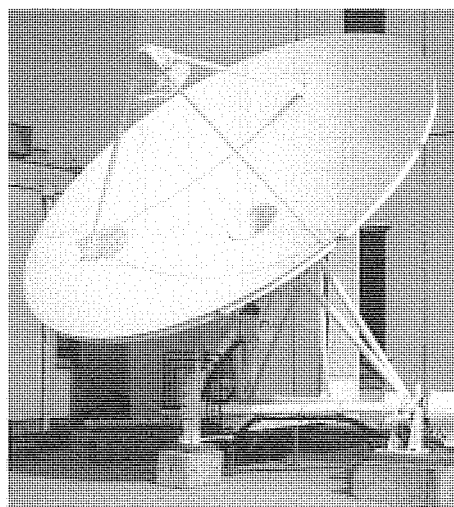


図 4. ETS-VI 用 30/20GHz 帯直径 5 m アンテナの外観

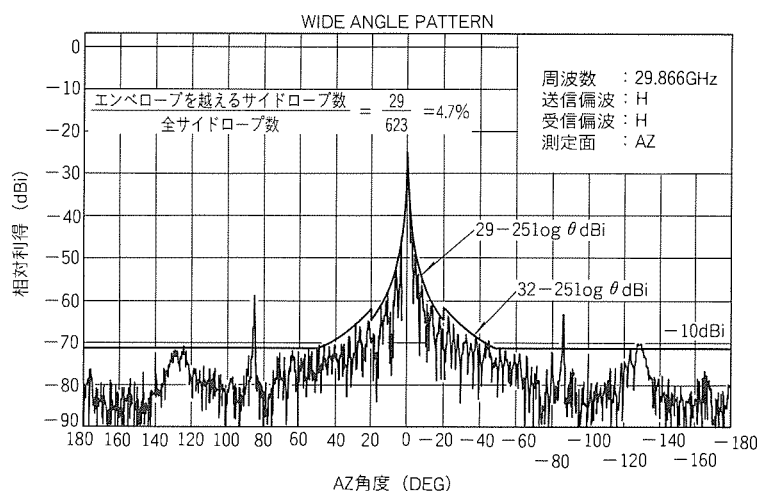


図 5. 広角サイドローブ特性

図 4 に設計・製作した直径 5 m のアンテナの外観を示す。このアンテナは、20 GHz 帯及び 30 GHz 帯にわたって良好な放射特性を得るために、ホーンリフレクタ給電カセグレン形式とし、1 次放射器には広帯域にわたって回転対称な放射特性を持つコルゲートホーンを採用している。また、主・副反射鏡で鏡面修正を施し、高能率・低サイドローブ特性を持っている。図 5 に広角サイドローブ特性 (送信帯) を示す。

給電部は、ETS-VI の偏波 (送受信とも水平偏波) に対応できるように、図 6 に示すように、偏波変換器・偏分波器・送受分波器から構成されている。ここで、偏波変換器は、偏波面調整のためにロータリジョイントを介して回転できる構造となっており、また、受信帯については、偏分波器を用いて交差偏波成分 (垂直偏波) を取り出せる構成としている。

この装置の追尾特性などの性能の測定や ETS-VI 打上げまでの保守のため、通信衛星 CS-3a/3b への方向設定及び追尾受信を可能とした。

2.3 送受信装置

フィーダリンク地球局のシステムブロック図を図 3 に示す。送受信装置は図に示すように、①低雑音増幅装置 (LNA)、②20 GHz 帯受信周波数変換装置 (20 G D/C)、③1.7 GHz 帯受信周波数変換装置 (1.7 G D/C)、④30 GHz 帯電力増幅装置 (HPA)、⑤30 GHz 帯送信周波数変換装置 (30 G U/C)、⑥1.7 GHz 帯送信周波数変換装置 (1.7 G U/C)、⑦IF 分配装置 (IF PATCH)、⑧局内試験装置 (30/20 G CONV)、⑨基準信号発生装置 (REF/PILOT)、などから構成されている。

30 GHz 帯電力増幅装置 (HPA) は、電源制御盤 (HPA CONT/PS) と高周波盤 (HPA RF) の二つのユニットから

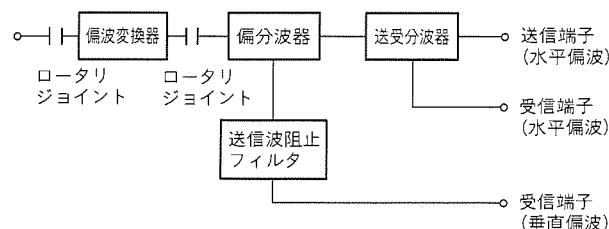


図 6. 給電部の構成

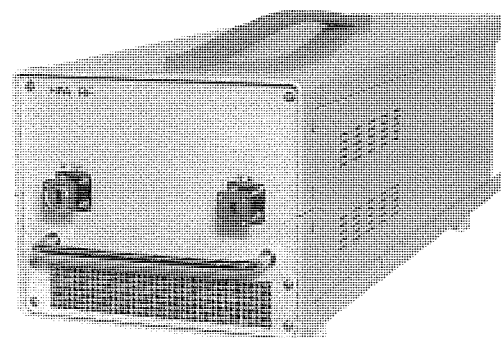


図 7. HPA RF 部の外観

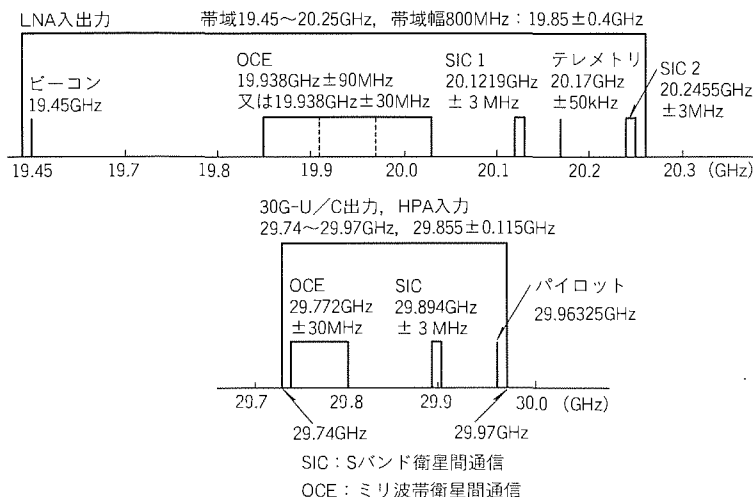


図 8. ETS-VI及びフィーダリンク地球局の周波数配列

構成される。HPA RFはコンパクトなモジュール構造とすることで取り付けを容易にし、インタフェースする機器との接続線路長を短くし損失を小さくできるようにした。HPA RFの外観を図7に示す。HPA RF部に実装する増幅器としては、終段部に伝導冷却タイプの50 W TWTを、前段部にはGaAs FET増幅器を採用し、表1の送信周波数帯域、飽和出力電力、インタモジュレーションなどを満足している。

低雑音増幅装置はシステムG/Tをできる限り高くするために、アンテナに直結とした。

Ka帯周波数変換装置(30 G U/C, 20 G D/C)は、ブロックコンバータ方式としており、所要のRF帯域の全帯域と1.7 GHz帯を周波数変換する機能を持っている。送受信の周波数変換用のローカル信号は周波数シンセサイザを用いているため周波数変更が容易で、さらにその周波数シンセサイザの基準信号は局内の高安定な5 MHz基準信号発生装置から供給しているため、運用性・安定性に優れている。

この設備は、CRLの開発・保有している各種通信実験装置とインタフェースする必要があるため、それらとの整合性を考慮し、中間周波数は標準の1.7 GHz及び70 MHz帯とした。入出力する信号は図8の周波数配列のとおりであり、送信はOCE/SIC/PILOTの3波、受信はOCE/SIC1/SIC2/TLMの4波である。このように、実験する信号は送信2波(パイロット信号は共通増幅)、受信4波であるが、地球局のブロック図(図3)に示すように、周波数変換の系統数は、送信が1系統、受信が通信用に2系統とTLM(テレメトリ)用に1系統であるため、信号を選択/組み合わせて運用する。

また、周波数シンセサイザにより周波数変換のローカル信号を送受信周波数に対応して発生させる。設備の性能の測定のため、アンテナと同様に低雑音増幅装置などの周波数帯はCSのビーコン信号も受信可能なように19.45 (CSビーコン)～20.26 GHzとした。なお、アンテナ追尾はETS-VIのテレメトリ信号の残留搬送波を用いて行う。

表 2. フィーダリンク地球局の測定結果

項 目	測 定 結 果
最大実効放射電力	100.4 dBm
システムG/T	34.2 dB/K
HPA飽和出力電力	+47.9 dBm (図9)
インタモジュレーション	-18.8 dBc (図10)
HPA振幅周波数特性	0.2 dB _{p-p} (図11)
U/C振幅周波数特性	0.7 dB _{p-p} (図12)

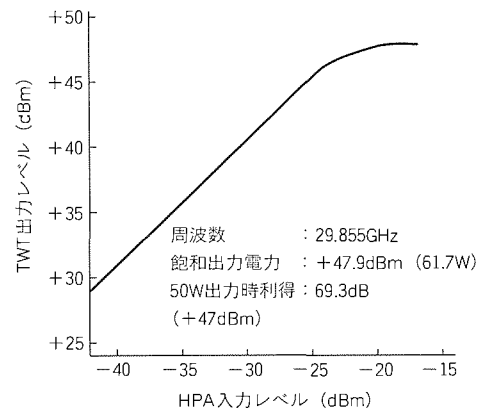


図 9. HPA入出力特性

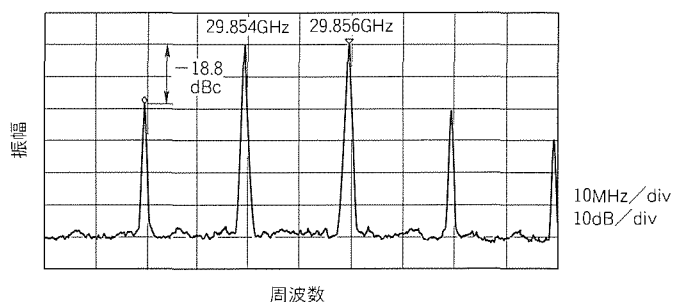


図10. 30GHz帯電力増幅装置(HPA)インタモジュレーション特性

2.4 テレメトリコマンド運用

この設備は、30/20 GHzのフィーダリンクでETS-VIのテレメトリコマンドを直接送受信する機能を持たないため、データ回線を通じてNASDAのSOCSと接続し、CRL側の管制端末装置からテレメトリコマンド運用を行う。CRL側のこの設備はNASDA 筑波局に対してユーザー局側となるため、コマンド運用はバックグラウンドコマンドと称したりモート運用となる。したがって、ユーザー側としてのこの装置はできる限りシンプルなハードウェア、ソフトウェアとし、将来増加する中継衛星のユーザーシステムの基礎とした。

管制端末装置はテレメトリ処理プログラム、コマンド処理プログラム、通信処理プログラム、パソコン、D1S回線モデムから構成されている。

この装置はNASDAのSOCSとの間で各種の適合性試験を実施し、動作を確認し問題のないことを確認した。

2.5 ETS-VI実験運用ソフトウェア(ユーザーパソコン)

衛星間実験は、ETS-VIとユーザー衛星又は擬似衛星の通信パラメータを変化させて行われる。ユーザーパソコンは擬

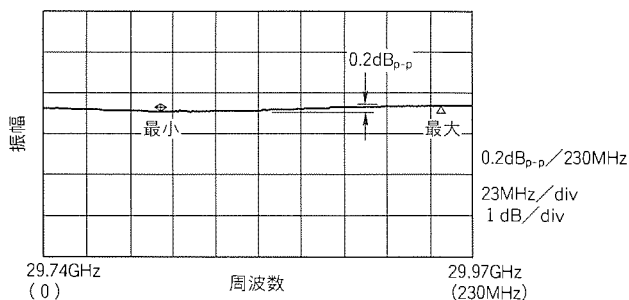


図11. 30GHz帯電力増幅装置(HPA)の振幅周波数特性

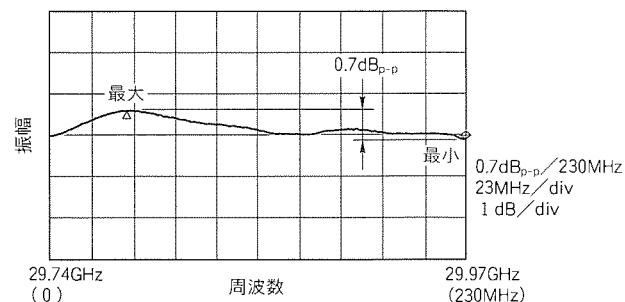


図12. 30GHz帯送信周波数変換装置の振幅周波数特性

似衛星の送受信周波数や送信電力の通信パラメータ制御、周波数制御によるドップラ効果のシミュレーション、ETS-VI搭載の SIC 及び OCE のアンテナ (SIC はフェーズドアレー) の指向方向を計算し、フェーズドアレーの位相制御などのコマンドフォーマットの作成などを行う。このためのソフトウェアを4台のパソコンで構成し、管制端末装置にインタフェースする。また、CRL の小金井の研究室からも MODEM を介して実験時のテレメトリコマンドの運用状態のモニタ表示(CRT)ができる機能も持っている。

なお、追尾制御装置は5m アンテナ、Sバンド擬似衛星局アンテナ及びミリ波擬似衛星局アンテナのプログラム追尾、アンテナ間角度スレーブ制御、追跡実験機器 (測距/ドップラ装置、干渉計装置) からのデータによる軌道解析に基づいたアンテナ予測追尾を行う。

3. 性能確認結果

この設備は、郵政省通信総合研究所関東支所に設置され、現地総合試験を行い、初期の設計値を満足することを確認した。アンテナの駆動特性については、ETS-VIの打上げ前であるのでCS-3a/3bを用いて測定し、テレメトリコマンド関連については、NASDA 筑波 SOCS との適合試験を行った。

表2に主要な項目の測定結果を示す。同表に示すように、

最大実効放射電力、システム G/T の地球局システム性能を始め、各種の仕様値を十分満足している。30GHz 帯大電力増幅装置 (HPA) 及び 30GHz 帯送信周波数変換装置 (30GHz U/C) 等の取得データを図9～図12に示す。

4. む す び

この設備は、ETS-VIを用いた衛星間通信の実験に用いられ、衛星間通信の技術開発に貢献することが期待されている。その成果は、今後計画されている中継衛星システムや地上局の開発に役立つものである。

終わりに、筑波との適合性試験などご指導いただいている宇宙開発事業団を始め、この設備の設計・製作・据付け・調整に当たりご尽力いただいた関係各位に深く感謝の意を表す。

参 考 文 献

- (1) NASA : Space Network (SN) Users' Guide, STD. No.101.2
- (2) Franklin, S. B. : TDRSS-User Satellite Acquisition and Tracking, '78 Proc. Int. Telemetry Conf. (USA), 14, 671～681 (1978)
- (3) 阿波裕二, 山田克彦, 山口哲郎, 柏瀬俊夫 : 衛星間通信用搭載アンテナ追尾制御システム, 三菱電機技報, 64, No.12, 1047～1054 (1990)

中部電力(株)松ヶ枝変電所納め 超高圧地下変電所用変圧器設備

竹本和雄* 宮本憲繁* 工藤 淳** 中塚昭治** 近藤克三**

1. ま え が き

名古屋市内への超高圧送電は、系統の信頼度向上のために昭和63年から導入され始め、東ルート及び南ルートと呼ばれる二方面からのルートで構成されている。中部電力(株)松ヶ枝変電所は両ルートの接点に位置しており、市内中心部の変電所であるため、市内の超高圧送変電拠点として重要な役割を担っている。都市部の変電所は地価高騰・用地確保難等から特に用地の効率的利用が求められ、変圧器等の電力設備は変電所ビル内の地下に設置されており、所要据付けスペースの削減、すなわち機器のコンパクト化が求められている。

三菱電機(株)では、松ヶ枝変電所向けに“分路リアクトル内蔵変圧器(リアクトランス)”を採用し、分路リアクトル室を不要とし、建設費の低減に大きな効果を発揮した。

東ルートと南ルートは松ヶ枝変電所の南武平町側で常時切り離されているが、両ルートを接続してループ(環状)化を図ることによって万一の系統遮断時に停電範囲を極小化し、系統の信頼性を上げることができる。しかしながら、両ルートは系統もルート長も異なり、松ヶ枝変電所における位相が異なる。このため、両ルートの連系を行うための“位相調整器”を設置する必要があった。このため独自の技術である外鉄形構造の特長を生かした二相鉄心・横置構造を採用して機器容積を大幅に縮小した。

また、変圧器設備と地中線ケーブルを一括冷却する“総合冷却システム”も導入し、冷却設備の効率的運用を実現した。

ここでは、中部電力(株)松ヶ枝変電所に納入した“分路リアクトル内蔵変圧器”“位相調整器”及び“総合冷却システム”の概要を紹介する。

2. 分路リアクトル内蔵変圧器

2.1 定格及び仕様

分路リアクトル内蔵変圧器の定格・仕様を表1に、概略外形を図1に示す。

内蔵の分路リアクトルは主変圧器の三次端子に接続されており、別室の遮断器で開閉することができる。

2.2 基本構造

外鉄形変圧器、リアクトル及び分路リアクトル内蔵変圧器の基本構造を図2に示す。

外鉄形変圧器の中身構造は、く(矩)形に巻かれた巻線を交互に配置したコイルグループの周囲に、同一幅の鉄心を水平に積層した構造となっている。

また、外鉄形分路リアクトルの中身構造も外鉄形変圧器と基本的には同一構造であり、主脚鉄心をギャップ鉄心に置き換えた構成となっている。

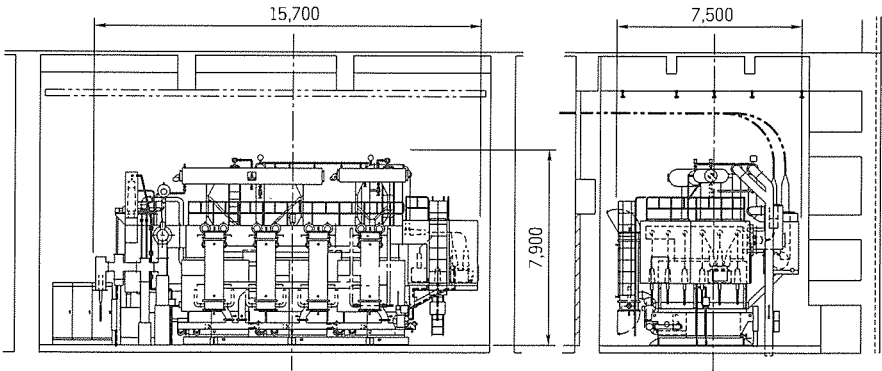
こうした外鉄形の基本構造を生かすことで、変圧器の鉄心と分路リアクトルのシールド鉄心を一部共用化することが容易に実現できる。

2.3 複合一体化の原理

図3に複合一体化の原理を示す。

表1. 分路リアクトル内蔵変圧器の定格・仕様

項 目	主 変 圧 器	分路リアクトル
形 式	特別三相 60Hz 外鉄形 送油水冷式 分路リアクトル内蔵 負荷時タップ切換器付き	
容 量 (MVA)	一次 450 二次 450 三次 135	40
電 圧 (kV)	一次 275 二次 154 三次 31.5	31.5
調 整 電 圧 (kV)	300~243.8 (タップ点数19点)	—
絶 縁 階 級	一次線路 200号 一次中性点 80号 二次線路 140号 二次中性点 80号 三次 30号A	30号A
インピーダンス	一次-二次間 22% (450MVA基準)	24.8 Ω/相



単位: mm

図1. 275kV 450MVA分路リアクトル内蔵変圧器の概略外形

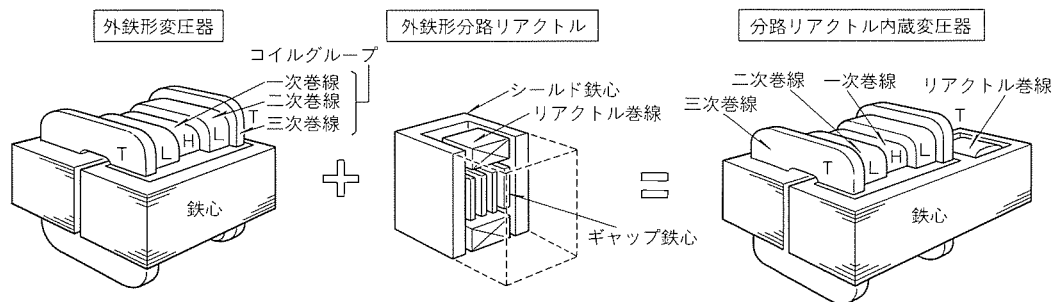


図 2. 外鉄形変圧器・リアクトルの構造と分路リアクトル内蔵変圧器の構造

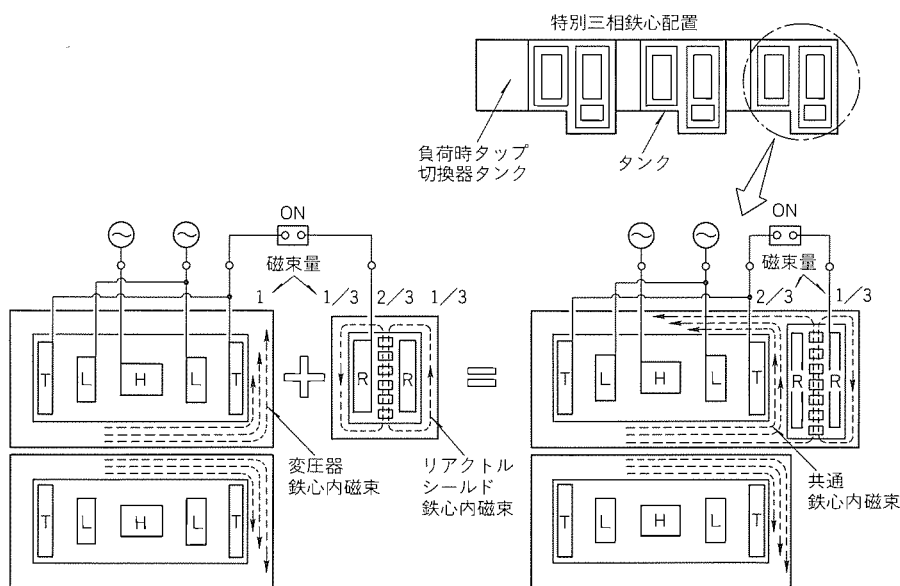


図 3. 複合一体化の原理とリアクトル接続時の磁束の流れ

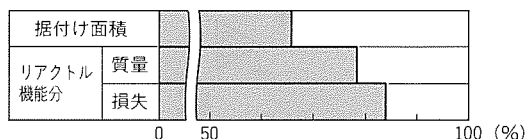


図 5. 単独設置に対する分路リアクトル一体化による低減効果

変圧器の主磁束と分路リアクトルのシールド鉄心内磁束の方向が共用鉄心部で逆向きとなるように配置すれば、共用鉄心部の磁束量は変圧器の主磁束と分路リアクトルのシールド鉄心内磁束との差分となる。

例えば、変圧器の主磁束の半分为 1 とし、分路リアクトルの総磁束量をその 2/3 に設定すると、下記のように、共用鉄心部の磁束量は 2/3 となる。

$$\text{シールド鉄心内磁束} = \text{リアクトル総磁束} \times 1/2$$

$$\text{共用鉄心磁束} = \text{変圧器主磁束} \times 1/2$$

$$= \text{シールド鉄心内磁束}$$

$$= 1 - 2/3 \times 1/2$$

$$= 2/3$$

言い換えると、共用鉄心部の鉄心断面積は変圧器主脚部の片方の 2/3 にでき、残りの 1/3 を分路リアクトルのシールド

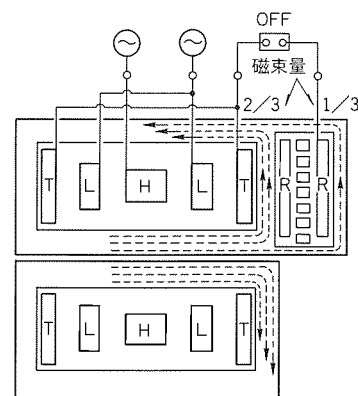


図 4. リアクトル開放時の磁束の流れ

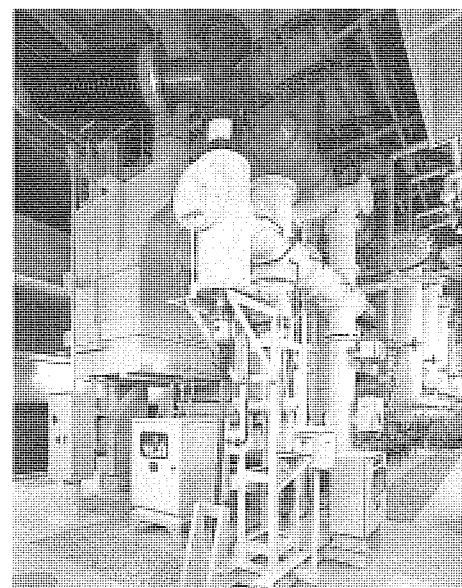


図 6. 275kV 450MVA 分路リアクトル内蔵変圧器

鉄心用として利用したことになる。つまり、変圧器の鉄心を 2:1 に分割し、その間にリアクトル巻線を設けたことになり、分路リアクトルの両サイドのシールド鉄心が不要となる。

なお、分路リアクトルが励磁されていないときは、変圧器の主磁束は図 4 に示すように分流するため、なんら問題なく運転することができる。

2.4 特長・効果

(1) 据付け面積が縮小できる。

松ヶ枝変電所の場合、リアクトル室 (W) $8.6 \times (L) 12 \times (H) 6 \text{ (m)} \times 3 \text{ 室}$ が不要となった。

(2) 質量が軽減できる。

(3) 損失が低減できる。

(4) 部品類が共用できる。

(5) 輸送・据付け工事が簡便化できる。

図5に、単独設置に対して複合一体化後の据付け面積、質量及び損失の低減効果を示す。また、図6に、この分路リアクトル内蔵変圧器の外観を示す。

3. 位相調整器

3.1 定格及び仕様

位相調整器の定格・仕様を表2に、概略外形を図7に示す。

表2. 位相調整器の定格・仕様

形 式	特別三相 60Hz 外鉄形 送油水冷式 負荷時タップ切換器付き
容量・電圧	400MVA, 275kV
調整角度	0～15° (タップ点数17点)
絶縁階級	線路 200号, 中性点 80号
インピーダンス (400MVA基準)	11.2% at 15° 8.6% at 0°

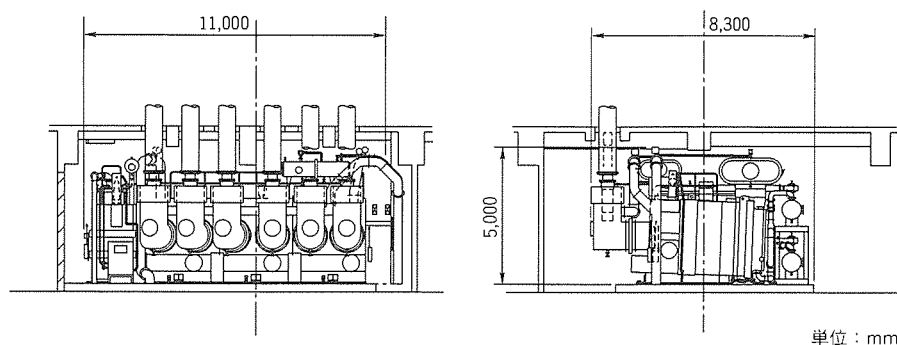


図7. 275kV 400MVA位相調整器の概略外形

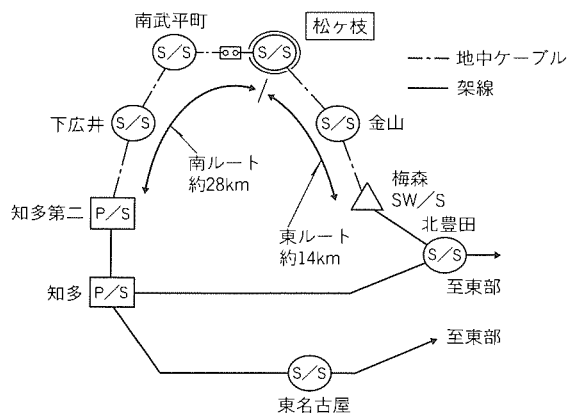


図8. 中部電力㈱の名古屋市内超高压系統

図8に示す名古屋市内の超高压系統(南・東ルート)は松ヶ枝変電所の南武平町側で常時切り離されている。両ルートを接続してループ化を図ることによって系統の信頼度を上げることができるが、両ルートは系統もルート長も異なるために松ヶ枝変電所における位相が異なる。

この位相調整器により、両ルートの位相調整が可能となる。

3.2 基本原理

位相調整器は“調整変圧器”と“直列変圧器”と呼ばれる一対の変圧器で構成される。その結線図を図9に、原理を図10に示す。

共通巻線の電圧 E_c に対し、タップ巻線と励磁巻線を接続して星形-三角形変換し、90度位相の異なる直列巻線電圧 E_s を得て、その中点を共通巻線に接続する。この両端を系統1-系統2間に挿入し、直列巻線電圧をタップ巻線で変えて増減することにより、系統電圧 E_1 , E_2 間の位相差 θ を調整する。

3.3 横置構造

この位相調整器は、外鉄形変圧器の標準構造を採用して、調整変圧器・直列変圧器共に図11に示すように、中身とタンクが一体となった“フォームフィット構造”としている。

このため、図12に示すとおり、通常の製品高さ方向を約

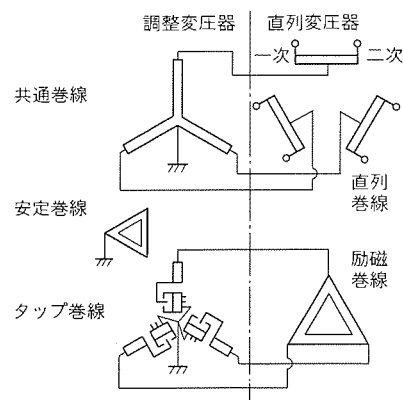


図9. 位相調整器の結線図

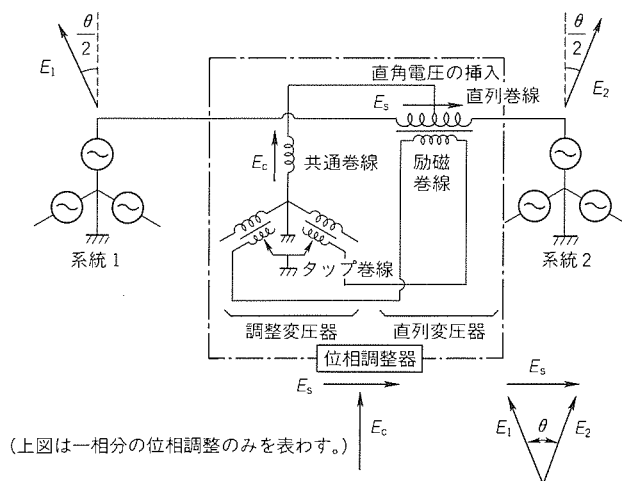


図10. 位相調整器の原理図

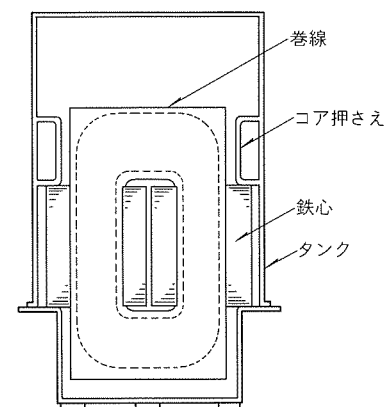


図11. 外鉄形変圧器の
フォームフィット構造

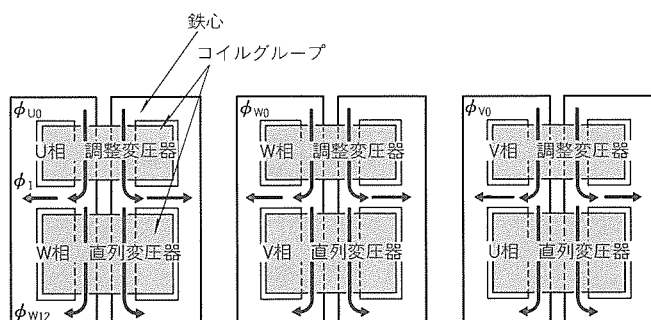


図13. 調整変圧器と直列変圧器の複合一体化構造

90°寝かせた横置構造の採用が可能である。これは従来から移動用変圧器等に採用されており、据付け高さ低減に大きな効果がある。

3.4 複合一体化の原理

この位相調整器も分路リアクトル内蔵変圧器と同様、調整変圧器と直列変圧器の鉄心の一部を共用化して、更にコンパクト化と低損失化を実現した。この複合一体化の原理を次に示す。

調整変圧器の鉄心内磁束量と直列変圧器の鉄心内磁束量の差が共用鉄心部で最小となるように各変圧器の各相を配置すればよい。つまり、U (V, W) 相の直列変圧器と V (W, U) 相の調整変圧器を図13のように配置すれば、共用鉄心部の磁束量は単独構成のときの鉄心内磁束量よりも小さくなる。このときの鉄心内磁束の方向をベクトルで示すと図14のようになる。

調整角度を0°としたときの共用鉄心部の磁束量は、単独構成時における調整変圧器の鉄心内磁束量と同じとなる。したがって、共用鉄心部の鉄心幅は調整変圧器の鉄心幅と同じでよいことになる。これは直列変圧器の鉄心の一边が不要となることを示している。

3.5 特長・効果

(1) 機器容積が縮小できる。

松ヶ枝変電所の場合、分路リアクトル内蔵変圧器の採用によって不要となった分路リアクトル (40MVA, 31.5kV) 室

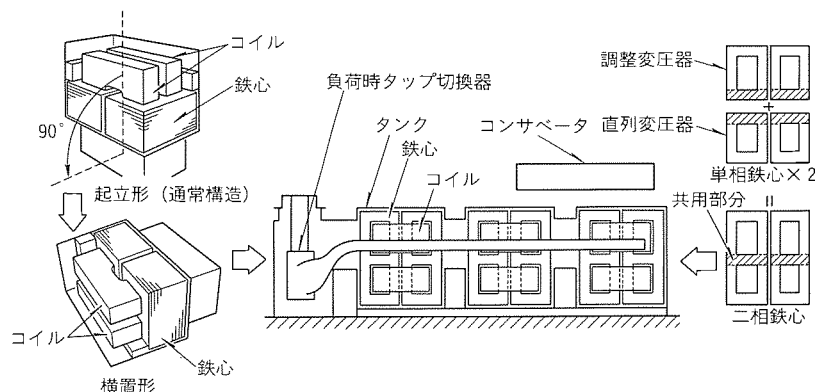


図12. 外鉄形変圧器の横置構造

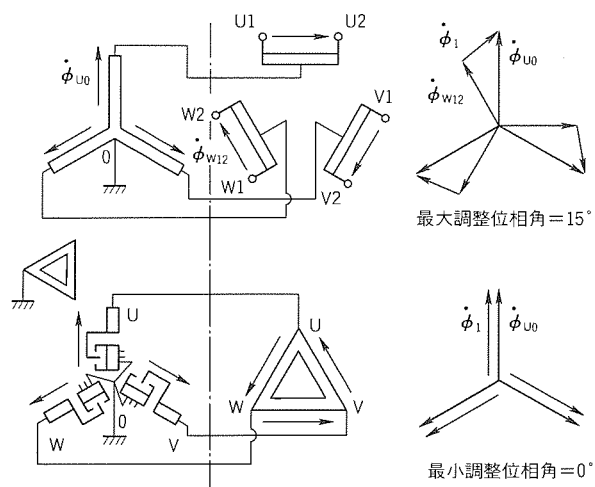


図14. 鉄心内磁束の方向

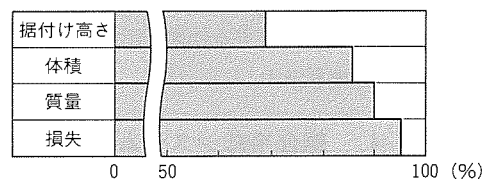


図15. 単独設置に対する位相調整器の複合一体化による低減効果

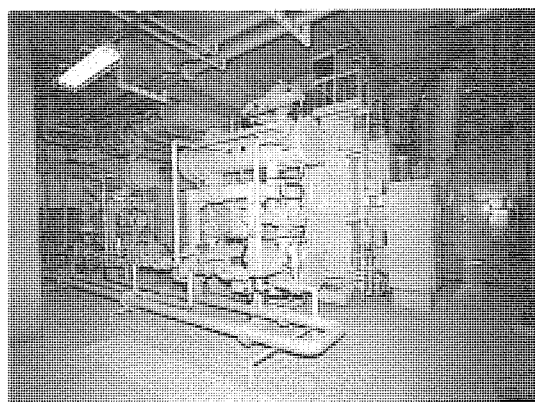


図16. 275kV 400MVA位相調整器

表3. 総合冷却システムの増設ステップ

増設ステップ	対象変電機器	地中線ケーブル冷却方式	冷却塔台数
平成5年	Re内蔵Tr×2台	— (自然冷却)	常用5台 予備1台
平成8年 ～15年	位相調整器×1台 所内変圧器×2台	簡易冷却	常用7台 予備1台
平成25年	Re内蔵Tr×3台 位相調整器×3台 所内変圧器×3台	本格冷却 (冷凍機設置)	常用11台 予備1台
最大設備容量対応			常用13台 予備1台

表4. 密閉形冷却塔の仕様

形 式	密 閉 形
冷 却 容 量 (単機)	910kW
循 環 水 入 口 温 度	60℃
出 口 温 度	50℃
基準外気湿球温度	28℃
アプローチ	22℃
レ ン ジ	10℃

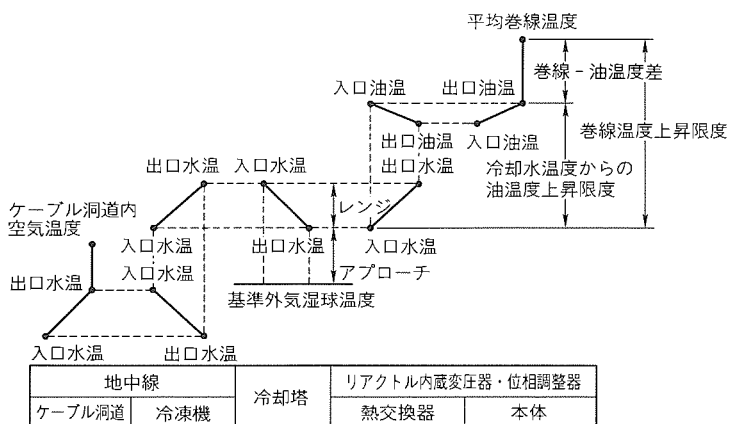


図17. 総合冷却システムの温度配分

への設置が可能となった。

- (2) 質量が軽減できる。
- (3) 損失が低減できる。

図15に、通常の位相調整器で調整変圧器と直列変圧器を各々単独構成としたときに対する効果を示す。また、図16に、この位相調整器の外観を示す。

4. 総合冷却システム

4.1 基本仕様

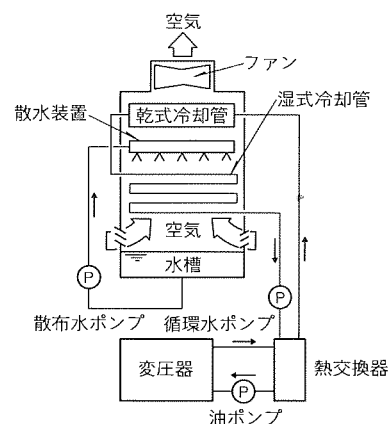
このシステムは、前述の分路リアクトル内蔵変圧器、位相調整器等の変圧器設備と超高圧地中線ケーブルを共用の冷却塔によって一括冷却する“総合冷却システム”である。

表3に示すように、冷却の対象となる機器及び地中線ケーブルは変電所の運開当初(平成5年)から将来(平成25年ごろ)にかけて順次増設される計画である。このため、このシステムも増設に対応した増強が可能なものとなっている。

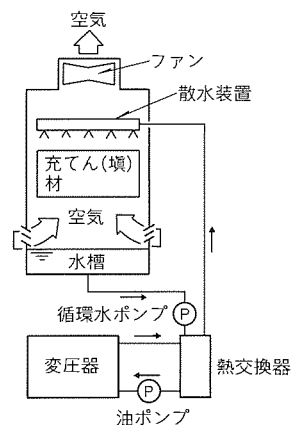
4.2 冷却塔の基本仕様

地下式変電所では、最重量物である変圧器等の変電機器は地下の最下層へ設置される。このため、地中線ケーブルも含め、発生した熱は冷却媒体である“水”を介して屋上まで移送され、屋上に設けた冷却塔で大気中へ放散される。このシステムに使用される冷却塔の単機仕様を表4に、各部の温度配分の概念を図17に示す。

冷却塔設計の基準となる基準外気湿球温度は、現実に運転



(a) 密閉形冷却塔



(b) 開放形冷却塔

図18. 冷却塔の種類

される湿球温度範囲内の最高湿球温度(28℃)に設定した。アプローチを大きくすると冷却塔は小型化するが、変圧器用の油-水熱交換器が大型化するとともに、地中線ケーブル用冷凍機の経済性が低下する。また、レンジを大きくすると、冷却水量の減少・冷却水管の管径縮小・循環水ポンプの小型化等の利点があるが、反面、水配管の全系統にわたって熱膨脹による伸縮が大きくなるため、配管工法上の難度が増すことになる。

この総合冷却システムではこれらを比較検討し、最も経済的な値としてアプローチ22℃、レンジ10℃を選定した。

4.3 冷却塔の形式

冷却塔には、図18に示すような密閉形と開放形がある。このシステムでは、大気による冷却水汚損の影響がなく、循

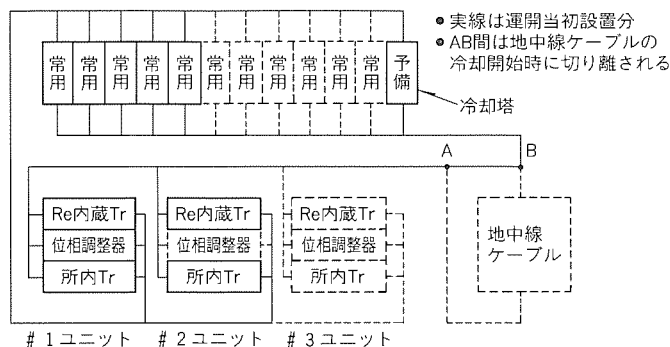


図19. 総合冷却システムの概略構成

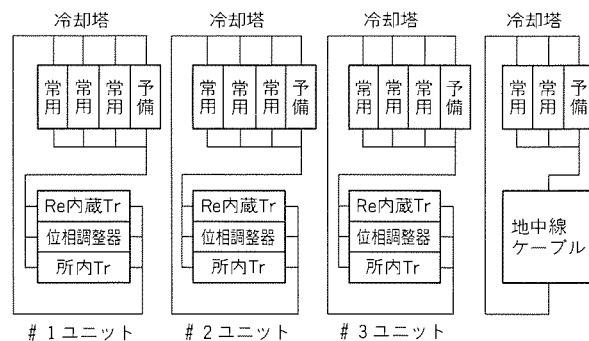


図20. ユニット独立形冷却システム

環水系の腐食やスケールの発生が防止できる密閉形を採用した。

4.4 システムの概要

システムの概略構成を図19に示す。

このシステムは、#1～#3の変圧器ユニットと地中線ケーブルの全冷却を一つのシステムとして冷却塔等を配置している。これにより、図20に示すユニット独立形冷却システムに比べ、予備冷却塔の台数を減少でき、ビルの屋上という限られたスペースに対応した設置面積の縮小が可能となり、初期設備費の低減が図れた。

さらに、変電機器の負荷率に応じた冷却塔の運転台数制御と冬期の乾式運転により、ランニングコストの低減を図った。

4.5 特長・効果

- (1) 変電機器と地中線ケーブルを一括冷却するため、予備冷却塔の台数低減が可能となった。
- (2) 冷却塔のアプローチ、レンジを最も経済的な値に選定し、設備費の低減を図った。
- (3) 密閉形冷却塔の採用により、保守の簡便化を図った。
- (4) 冷却塔の運転台数制御と冬期の乾式運転制御により、ランニングコストの低減を図った。

図21に、この総合冷却システムの冷却塔設備の外観を示す。



図21. 総合冷却システムの冷却塔設備

い、変電機器に対するニーズも多機能・高機能化している。今回は、これらのニーズに対応した“分路リアクトル内蔵変圧器”“位相調整器”及び“総合冷却システム”についてその概要を紹介した。

三菱電機(株)では、今後とも一層の研究・開発を続け、変電設備の高度化・多様化に貢献していきたいと考えている。

参考文献

- (1) 塩入佳孝, 江川 武, 三浦良和, 祖開克二, 中塚昭治: 中部電力(株)東信変電所納め275kV 250MVA 分路リアクトル内蔵変圧器, 三菱電機技報, 64, No.7, 598～602 (1990)

5. む す び

都市部の超高圧送電導入による地下変電所の建設増加に伴

三菱高速データ検索システム

松本利夫* 小川 晃* 吉田 学* 川口正高* 瀬川泰生**

1. ま え が き

情報システムを取り巻くシステム環境は急速に変化しており、クライアントサーバコンピューティングが注目されることとなった。しかし、分散配置された部門システムでホストに蓄積されたような企業情報を対象とする情報システムを構築するためには大量のデータを自在に検索する必要があるが、既存製品技術では性能的に実用的なシステムが構築できなかった。三菱電機(株)ではこれを可能とするため、研究所で開発された試作機⁽¹⁾⁽²⁾を基に機能・性能を強化し、三菱高速データ検索システムとして製品化した。

三菱高速データ検索システムは、パソコン LAN をベースとするオープンな環境のもとでの情報系システム構築を強力に推進することができ、1分間で検索応答可能なデータベース規模が既存 DBMS (データベースマネジメントシステム) 製品では数万件であるのに対し数十万件と、大量データの検索でも対応できる性能を実現した。

2. システムの特長

2.1 高 速 性

RDB (リレーショナルデータベース) 処理、特に非定型の RDB 処理では全件サーチ、ジョインなど負荷の非常に大きな処理が多く、アルゴリズムの最適化によって高速化が追求されてきた。しかし、パソコン LAN 上のデータベースの世界では、処理対象データが10万件を超えるような大量データの場合、実用的な応答性能を得るのが困難であった。

このシステムでは、高速データ検索マシンで複数プロセッサの密結合によって並列処理を行うとともに、大量処理に特化したデータベース機能を持つオーバーヘッドの少ないファームウェアにより、インデックスを付けない数十万件規模のデータの全件検索を1分以内に処理する高速性が得られた。

2.2 オープン性

三菱高速データ検索システムはクライアント/サーバ型システムである。検索サーバを Ethernet^(注1) の LAN に TCP/IP (Transmission Control Protocol/Internet Protocol) 接続しデータをロードするだけで、検索クライアントのアプリケーションから直ちにアクセスできる。また、アプリケーションインタフェース (API) として標準的な ODBC (Open Database Connectivity)/API を採用しているた

(注1) "Ethernet" は、米国Xerox社の商標である。

め、オープンなアプリケーション作成が可能である。

2.3 簡単な操作性

クライアントでは共通 GUI (Graphical User Interface) 環境の Windows^(注2) 上に、初めて操作するユーザーにも見やすく理解できる 4 GL (第四世代言語) を用意しており、特別なアプリケーションの作成をしなくても検索が可能である。また、システムのオープン化によって EXCEL^(注2) や Lotus 1-2-3/Windows^(注3) 等と連動させて検索したデータを、表やグラフ化して分析することも簡単にできる。

3. システム構成

3.1 ハードウェア構成

三菱高速データ検索システムの外観を図1に、ハードウェア構成を図2に示す。三菱高速データ検索サーバは4Gバイトのディスク容量を持つ高速データ検索マシン (HDM) と制御装置で構成され、制御装置と HDM は SCSI と RS-232 C で接続されている。

また制御装置には、データベースのバックアップ用ストリーミングテープ装置とプリンタが接続されている。検索クライアントは三菱電機の AX, apricot シリーズ (クライアント・サーバコンピュータ) 及び他社 DOS/V 仕様パソコンの利用が可能である。

(注2) "Windows" "EXCEL" "Visual Basic" は、米国Microsoft Corp. の商標である。

(注3) "Lotus 1-2-3/Windows" は、米国Lotus Development Corp. の商標である。

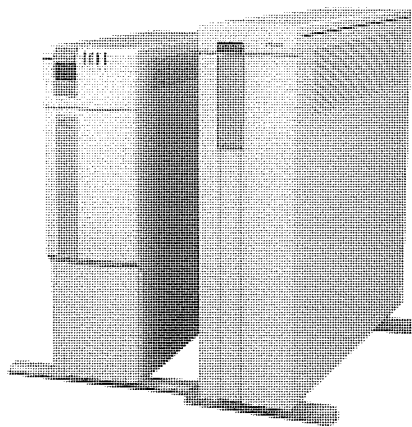


図1. 三菱高速データ検索システムの外観
(左が制御装置, 右は高速データ検索マシン)

3.2 ソフトウェア構成

図3に高速データ検索サーバシステム及び検索クライアントのソフトウェア構成を示す。検索クライアントではWindowsアプリケーションからの検索SQL (Structured Query Language) をDBS/SP<クライアント> (高速データ検索クライアントプログラム) で制御装置上のDBS/SP<サーバ> (高速データ検索サーバプログラム) に送り、その検索結果をアプリケーションに伝える。また、DBS/SP

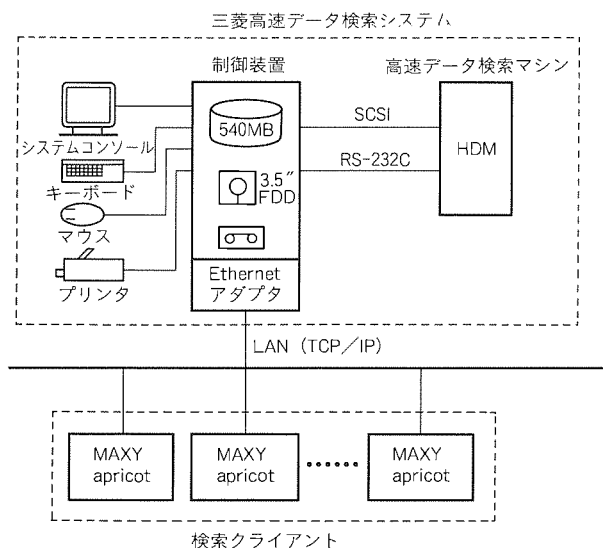


図2. 三菱高速データ検索システムのハードウェア構成

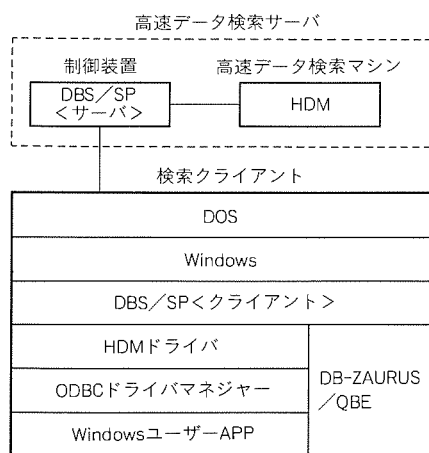


図3. 三菱高速データ検索システムのソフトウェア構成

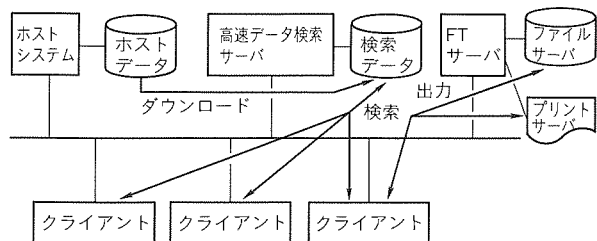


図4. ホストシステムと連携した分散情報系システム

<サーバ>は主に検索クライアントからの検索SQLの受け付け、検索SQLの中間言語翻訳とHDMへの検索要求及びその検索結果の管理を行う。

3.3 システム構成の例

3.3.1 システムの形態

三菱高速データ検索システムは、大量データを対象とする部門情報系システムの構築を可能とする製品であり、その主なシステム形態は次の2通りに分類できる。

(1) ホストシステムと連携した分散情報系システム (図4)

ホストシステムに蓄積されたデータの有効利用を行うことを目的としたシステム形態であり、ホストシステムにあるデータをダウンロードし、エンドユーザーに解放する。

(2) 部門処理支援情報系システム (図5)

部門サーバによる部門処理に対し、大量データからの検索処理を支援する。部門業務の結果として蓄積されたデータ量の増加に伴い検索性能低下が問題となるシステムにおいて、大量データからの検索部分を高速データ検索サーバで行う。

3.3.2 情報系業務の形態

高速検索システムで行われる実際の業務は、以下の二つに分類される。

(1) 実績把握・分析 (図6)

蓄積された過去のデータを各種の切り口から目的に応じて選択・集約し、実績把握や分析を行う検索業務である。

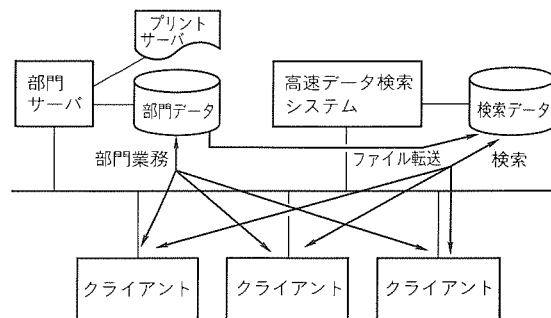


図5. 部門処理支援情報系システム

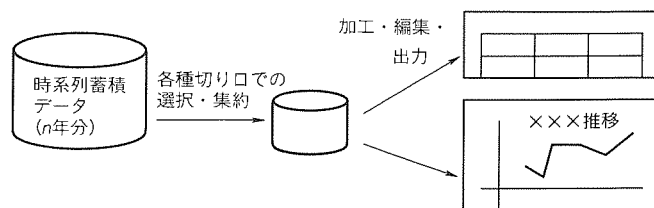


図6. 実績把握・分析

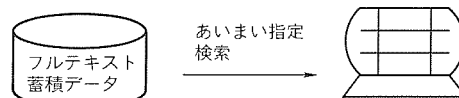


図7. 目標情報探査

(2) 目標情報探索 (図 7)

目標とする文書番号などを探索する検索業務で、利用者の記憶に基づき目的のデータを特定するため、通常の前データ処理と比べて要求にあいまいさが必要となる。このため、データにフルテキストの摘要などを含み、前方/後方一致などのあいまい検索を伴う。

4. 高速データ検索サーバシステムの利用方法

高速データ検索サーバシステムの代表的な利用方法となる“テーブル作成”と“データ検索”について処理の流れを説明する。

4.1 テーブル作成

HDM にテーブルを作成するために、原始ファイル (HDM に格納するデータ) とフォーマットファイル (原始ファイルの形式を定義) を用意する。高速データ検索サーバシステムでは、フォーマットファイルの作成及び HDM へのデータ投入を支援するツールとして、Windows で動作する運用制御ユーティリティを用意している。図 8 に示すように、HDM にテーブル作成をするために次の三つの操作を行う。

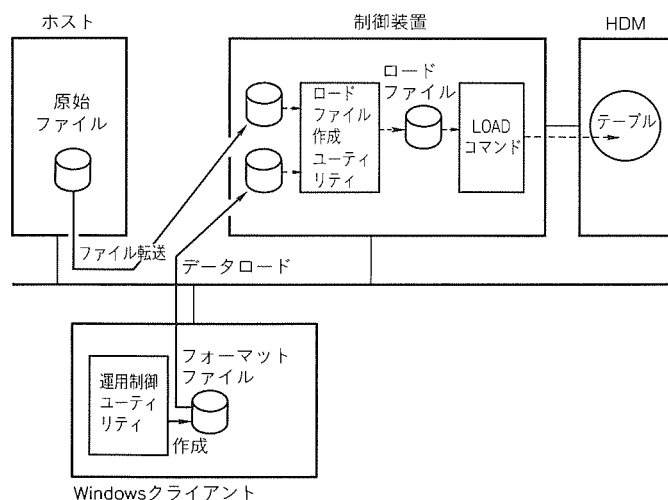


図 8. テーブル作成

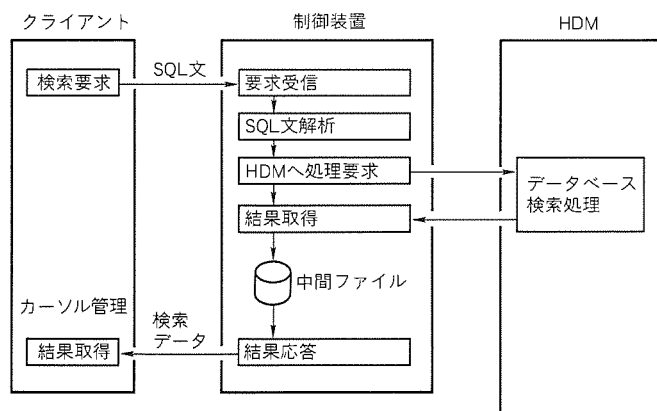


図 9. データ検索時の処理の流れ

- 原始ファイルの制御装置へのファイル転送
- フォーマットファイルの作成
- データロード処理

(1) 原始ファイルの制御装置へのファイル転送

HDM に投入する原始ファイルは、別コンピュータのデータベースなどから抽出して用意し、ftp (File Transfer Protocol) で制御装置にファイル転送する。ファイル転送のために、自動ファイル転送機能を持つ FOAS/CS II (三菱電機ホスト-クライアント連携製品) 等の製品を利用することも可能である。

(2) フォーマットファイルの作成

テーブル名、コラム名、コラム長、コラムタイプ等の形式を定義したフォーマットファイルを、運用制御ユーティリティを利用してクライアント上に作成する。

(3) データロード処理

データロードは、運用制御ユーティリティでデータロードを実行することによって行う。このとき内部的には、フォーマットファイルのファイル転送、ロードファイルの作成、HDM へのデータロードの処理を行っている。

4.2 データ検索

クライアントからデータ検索を行うときの処理の流れを図 9 に、検索結果画面例を図 10 に示す。

データ検索を行うためには、クライアントからデータ検索要求の指定を行う。クライアント側アクセスツールとして Windows 上で動作する DB-ZAURUS/QBE^(注4) (非定型業務を可能とした 4GL をサポートしている。)と ODBC/API (定型業務を可能とし、Visual Basic^(注2)、C 言語からのインタフェースを提供している。)を利用する。

HDM から検索したデータは、制御装置に中間ファイルとして一次的に蓄えられる。また、クライアント側で検索データのカーソル管理を行い、クライアントで必要な分だけサ

(注 4) “DB-ZAURUS/QBE” は、エー・エム・アール社の商標である。

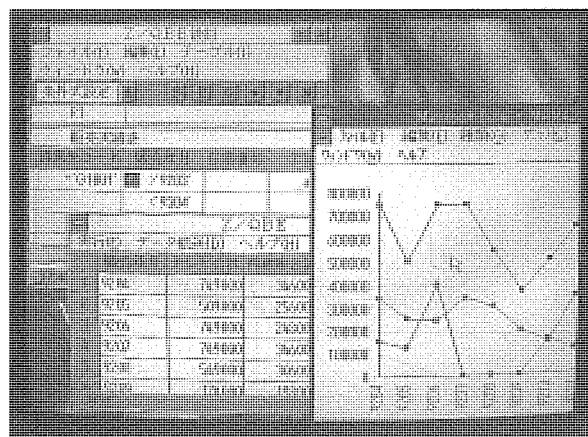


図 10. 検索結果画面例

一バから検索データを受け取る。

5. 機能

5.1 ユーザーインタフェース

三菱高速データ検索システムは、業務へのいろいろな利用形態に適合するために、検索マシン、アプリケーション構築及びデータベース運用に関して以下の特長を備えるインタフェースを提供している。

(1) オープンなプラットフォームの採用

検索クライアントの OS には Windows を採用しており、共通 GUI による統一された操作でデータを検索することができる。また得られたデータをスプレッドシート、ワープロ等の他の OA ソフトウェアと容易に連携して編集加工することが可能である。

(2) 簡単な検索操作

データベースの検索インタフェースとして自由な非定型検索が可能な 4GL を用意しており、いろいろなレベルのユーザーが欲しいデータを簡単な操作で得ることを実現している。また、絞り込み検索、検索件数制限も図示的インタフェースによって簡単な操作で実行することが可能である。

(3) 標準化されたアプリケーションインタフェースの採用

定型業務を作成するアプリケーションインタフェースとしては、標準的な ODBC/API を採用し、Visual Basic や C 等のビジュアルプログラミング言語による優れた GUI を駆使した効率的アプリケーション作成を実現している。

(4) 簡単なデータベース運用操作の実現

データベースの運用作業を効率的に行うため、運用作業に必要なすべての操作を、検索クライアントのデータベース運用制御ユーティリティで行う。データベースの構築から日々の保守作業までを、GUI による簡単な対話式操作で実現している。

5.2 データベース機能

データベースアクセス言語としては、RDB 標準言語である SQL を採用している。機能的には検索専用の位置付けとなっている。ただし、データのロード、削除は可能である。

表 1 に三菱高速データ検索システムのデータベース仕様として主な機能強化点を掲げる。大規模データのより柔軟な検索を可能とするよう強化を図っている。

表 1. 三菱高速データ検索システムのデータベース仕様

項目数/表	256個
タプル長	4,080バイト
検索条件数	256個
検索条件演算	演算可能
あいまい検索	%と_の任意の組合せによるあいまい検索可能
選択項目数	256個
選択項目演算	演算可能
ソート機能	昇順及び降順

5.3 運用管理機能

高速データ検索サーバシステムが提供している、運用管理のための主な機能を紹介する。

(1) 運用制御機能 (図 11)

Windows クライアント上で動作し、HDM の制御及びテーブル作成を支援する運用制御ユーティリティを提供している。主に次の運用制御を支援する。

- HDM の起動/停止
- フォーマットファイル作成
- データロード
- UNIX ファイル管理

(2) 運用のためのデータ操作機能 (図 12)

会話型のインタフェースで、データ操作を支援するインタラクティブ SQL コマンドを提供している。インタラクティブ SQL コマンドは、制御装置で動作し、ユーザー登録及びテーブルの作成/データ投入などに利用する。

(3) コード変換/形式変換機能 (表 2)

HDM へ一括して投入するデータのコード/形式変換を行うロードファイル作成ユーティリティを提供している。

(4) ダンプ/ロード機能

HDM に格納されているデータをディスクやストリーミングテープ装置にダンプするための機能、ダンプしたバックアップを HDM に再ロードするための機能を提供している。インタラクティブ SQL コマンドから利用できる。

6. 検索マシンの改良点

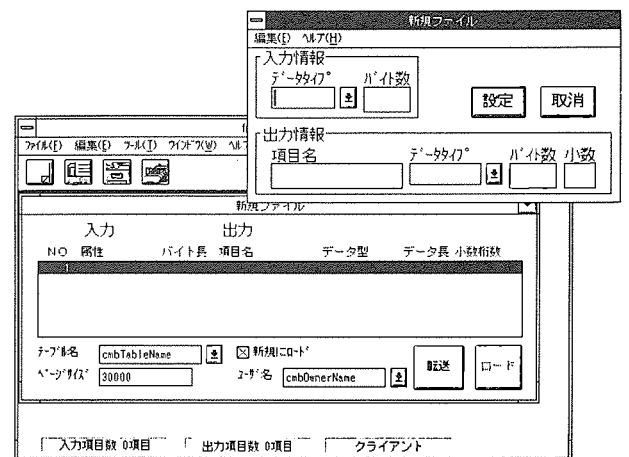


図 11. 運用制御ユーティリティ

```
$ sql
Hostname : hdmsrv
please login : user1
password : user1pass
sql[0] > insert into sysuser values.....
sql[1] > exit
$
```

図 12. インタラクティブ SQL コマンド

表 2. コード変換/形式変換

原始ファイルの属性	HDMへ格納する属性			
	INT	STR	LCHAR	DECIMAL
FRE	×	×	×	×
VAL	○	×	×	○
MEUC	○	○	×	○
SJIS	○	○	×	○
ANK	○	○	×	○
PACK10	○	×	×	○
UNPACK10	○	×	×	○
KAN	×	×	○	×

INT : 数値(2バイト, 4バイト) MEUC : EUCコード文字
 STR : 文字 SJIS : シフトJISコード文字
 LCHAR : 漢字 ANK : EBCDICコード文字
 DECIMAL : 10進数 PACK10 : パック10進数
 FRE : 空き領域 UNPACK10 : アンパック10進数
 VAL : 数値 KAN : EX漢字コード

表 3. 高速データ検索マシンのハードウェア仕様

MPU	MC68020 (20MHz)
MPU数	5
メモリ容量	40Mバイト (8Mバイト/PCA)
ディスク容量	5.0 Gバイト (フォーマット) 3.5" HDD 5台
寸 法	(H) 600×(W) 150×(D) 645 (mm)
質 量	35kg
消費電力	350VA (250W)

HDM は、研究所の試作機をベースにしているが、ここでは、製品化において実施したハードウェア面での強化内容について述べる。

(1) 高速化

プロセッサの処理速度を上げるため、システムクロックを16MHz から20MHz に変更した。また、メモリアクセス回路を高速化し10Mバイト/秒から13.3Mバイト/秒とした。さらに、SCSIバスの転送方式を非同期転送から同期転送に変更することによってデータ転送レートを2Mバイト/秒から5Mバイト/秒に引き上げた。

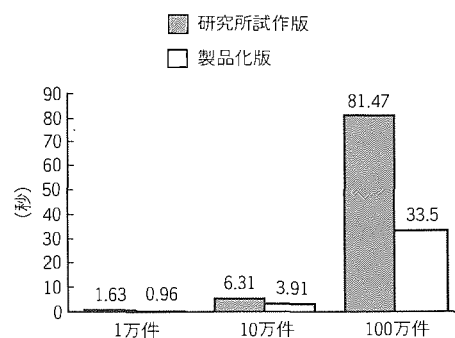
これらの改良により、試作機の1.6倍から2.4倍の処理速度を実現した(性能の詳細は7章に示す)。

(2) 大容量化

大規模なデータベースに対応するため、1プロセッサ当たりのディスクの容量を380Mバイトから1Gバイトに変更し、ユーザーデータの容量を1.5Gバイトから4Gバイトに拡大した。また、ユーザーデータ容量の拡大に対応するため、1プロセッサ当たりのメモリの容量を4Mバイトから8Mバイトに変更し、ディスク・キャッシュ領域及びワーク領域を拡大した。

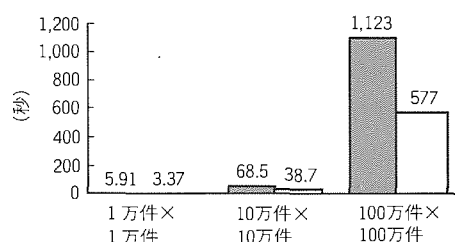
(3) 小型・軽量化

ディスクを5インチから3.5インチに置き換え、コンパクト



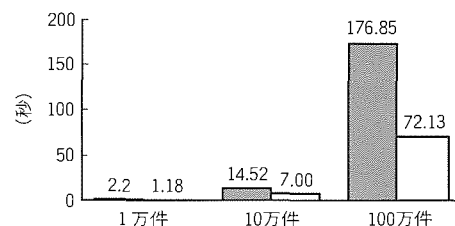
(a) 選択 (選択率1%の選択演算)

insert into templ select * from flock
 where unique2 between 1000 and 1099 ;



(b) 結合 (2つのテーブルの10%選択条件付き結合)

insert into templ select f1 * f2 * from
 flock f1, flock f2 where f1. unique2 = f2. unique2
 and f2. unique2 < 1000 ;



(c) 集約 (100分割した部分ごとの4バイト整数項目の合計値)

insert into templ select sum (twothous)
 from flock group by hundred ;

図13. 拡張ウィスコンシンベンチマークテスト比較結果

トナキョウ (筐体 (H) 600×(W) 150×(D) 645 (mm)) への実装を行った。これにより、容積・設置面積で57%の小型化を実現した。また質量は70kgから35kgとなり、50%の軽量化を実現した。

(4) 低消費電力化

ディスクを5インチから3.5インチに変更するとともに、バスドライバを低消費電力タイプのものに置き換え、低消費電力化を行った。これにより動作時の消費電力は、製品版では250Wとなり50%の低消費電力化を実現した。

表3にHDMのハードウェア仕様を示す。

7. 性 能

表 4. 検索性能比較 (入力件数特性)

		1 万件	5 万件	10 万件	50 万件
ファイル サーバ型	dBaseIII	40秒	202秒	—	—
	SQL Base	47秒	235秒	—	—
クライアント ／サーバ型	高速データ検索 システム	1 秒以下	5 秒	8 秒	38秒

7.1 性能比較

高速データ検索マシンの性能として、拡張ウィスコンシンベンチマークテスト⁽³⁾の値を示す。リレーション (表) は、1 タプル 208 バイトの、1 万件、10 万件、100 万件のものを使用している。初回検索のキャッシュ無効状態で“選択”“結合”“集約”について高速データ検索マシンと試作機の内部実行性能を比較した (図 13)。高速データ検索マシンが 1.6 倍から 2.4 倍性能向上していることが分かる。

7.2 三菱高速データ検索システムと他製品の性能比較

三菱高速データ検索システムの検索性能を、クライアント／サーバ型 DB の SQL Base^(注5)と、ファイルサーバ型 DB の dBase III^(注6)とで比較した (表 4)。値は画面に検索条件を設定後、命令を実行させてから結果が画面に出力されるまでの時間である。検索対象としては、1 タプル 500 バイト、50 列のリレーションを用いている。

(注 5) “SQL Base” は、米国 Gupta Technologies, Inc. の商標である。

(注 6) “dBaseIII” は、米国アシュトン・テイト社の商標である。

このシステムに対しては 1 万件から 50 万件の大規模なテーブルを対象としたが、SQL Base, dBase III の場合には現実的な処理時間を考慮して 1 万件から 5 万件を対象とした。5 万件での結果を比較すると、このシステムが他より 40 倍以上の性能を達成している。

8. む す び

クライアント／サーバシステムにおける RDBMS の重要性の増大、オープン性の拡大が進む中、今後は高性能マイクロプロセッサの導入及び並列度の拡張による更なる性能の改善、データベース規模の拡大を検討していく所存である。

参 考 文 献

- (1) 中村俊一郎, 峯村治実, 箕原辰夫, 板倉國司, 花畑寿士 : 高速リレーショナルデータベースマシン HDM, 三菱電機技報, **62**, No. 6, 529 ~ 534 (1988)
- (2) 峯村治実, 浅野拓哉, 佐藤 誠, 鹿島理華, 中村俊一郎, 武藤達也 : 並列データベースマシン HDM, 電子情報通信学会データ工学研究会, DE89-39 (1989)
- (3) DeWitt D. J., Ghandeharizadeh, S., Schneider, D., Jaubari, R., Muralikrishna, M. Sharma, A. : A Single User Evaluation of the GAMMA Database Machine, Proc. of Int. Workshop on Database Machines, 43-59 (1987)

フラッシュメモリ内蔵 16ビットマイクロコンピュータ

植木 浩* 黒田幸枝* 樋口光誠* 池口浩之* 安本信行*

1. ま え が き

当社は今回、フラッシュメモリ内蔵マイコン M37710F4 BFPを開発した。この製品は、内蔵されたフラッシュメモリのデータの電氣的消去が可能であるため、従来の EPROM 版やマスク ROM 版では不可能であった、マイコンをシステムに組み込んだままの ROM 内容の書換えが可能である。すなわち、マイコンに内蔵するプログラムの開発やデバッグを、マイコンを基板に実装したままの状態で行えるので、マイコン応用製品の開発において、プログラム開発期間の短縮や品質向上が可能となる。

また、マイコン応用製品が非常に多機種で、機種ごと又は仕向け地ごとにプログラムの一部が異なる場合や、製造工程中におけるプログラムのバグ改修などにも、フラッシュメモリ内蔵マイコンであれば容易に対応できる。

以下、このフラッシュメモリ内蔵マイコン M37710F4 BFPについて紹介する。

2. M37710F4BFPの概略

フラッシュメモリ内蔵マイコンである M37710F4 BFP

表 1. M37710F4BFPの性能概要

項 目	性 能
基本命令数	103
最短命令実行時間	160ns (クロック入力25MHz時)
メモリ容量	フラッシュメモリ 32Kバイト RAM 1Kバイト
入出力ポート	68
タ イ マ	高機能タイマ 16ビット×5 + 16ビット×3
シリアルI/O	(非同期型又はクロック同期)×2
A/D変換器	10ビット×1 (8チャネル)
D/A変換器	8ビット×2
監視タイマ	12ビット×1
割 込 み	外部割込み3, 内部割込み16, 割込み優先レベル7
パルス波形出力回路	4ビット×2
クロック発生回路	内蔵 (セラミック共振子又は 水晶共振子外付け)
電 源 電 圧	5V±10%
アドレス空間	最大16Mバイト
動作周囲温度	-20～+85℃
素 子 構 造	CMOSシリコンゲート
パッケージ	80ピン プラスチックモールド フラットパッケージ

は、EPROM 内蔵 16ビットマイコン M37710E4 BFPの周辺機能であるアナログ機能、パルス波形出力機能を継承し、ROM をフラッシュメモリ化した高速・高性能ワンチップマイコンである。表 1 に M37710F4 BFP の性能概要を示す。ウェーハプロセスは、1.0 μ m CMOS プロセスを使用し、11.3mm×5.41mm のチップ上に約 39 万個のトランジスタで回路を構成している。図 1 に M37710F4 BFP のチップ写真とパターンレイアウトを示す。

M37710F4 BFP の開発に当たっては、次の 3 点を開発目標とした。

- (1) 1.0 μ m マイコンプロセスと 1M ビットフラッシュメモリプロセスを統合したプロセスを構築する。
- (2) フラッシュメモリのメリットを生かしつつ、マイコンを活用できる手段をユーザーに提供する。
- (3) マスク ROM 版や EPROM 内蔵版と同等の性能を持つチップにする。

3. フラッシュメモリの概略

次に、今回開発した M37710F4 BFP に内蔵されたフラッシュメモリの基本的特長及び動作原理について紹介する。

3.1 フラッシュメモリの基本的特長

フラッシュメモリは、EEPROM の電氣的書換え機能をE

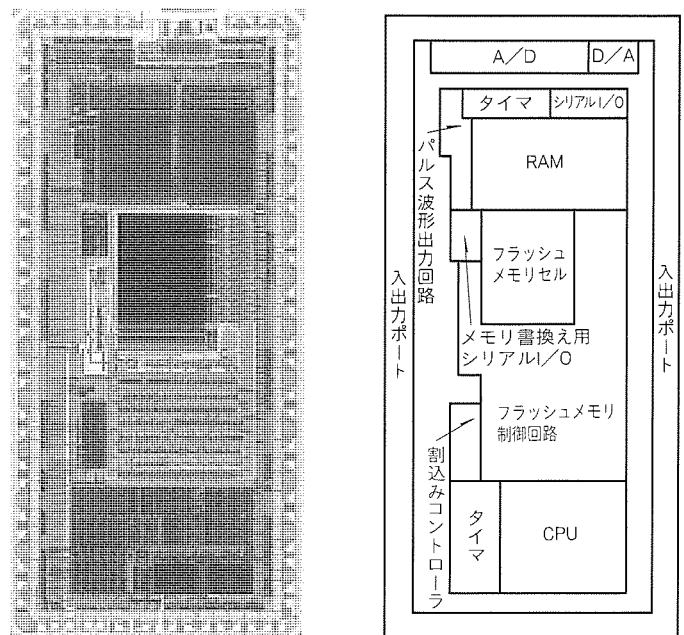


図 1. M37710F4BFPのチップ写真とパターンレイアウト

PROMと同様の集積度で実現しようとしたものであり、近年最も盛んに開発が行われている不揮発性メモリである。

PROMのメモリセル構造の比較を図2に示す。フラッシュメモリはデザインルールが同じならば、セル面積はEPROMと同一で、EEPROMの1/2～1/5程度と小さい。また、ゲート酸化膜厚が約10nmで、EPROMの約1/30である点を除けば、断面構造的にはEPROMとほとんど同じである。

データの書換えは電氣的にできるので、EPROMのようにガラス窓付きパッケージを必要としない。また、消去単位は、EEPROMがバイト単位であるのに対して、チップ一括又は比較的大きなデータ単位で消去できる。

ちなみに、フラッシュメモリの“フラッシュ”とはEPROMの紫外線照射による消去に比べて、写真のフラッシュのように瞬時にデータを消去できることを意味している⁽¹⁾。

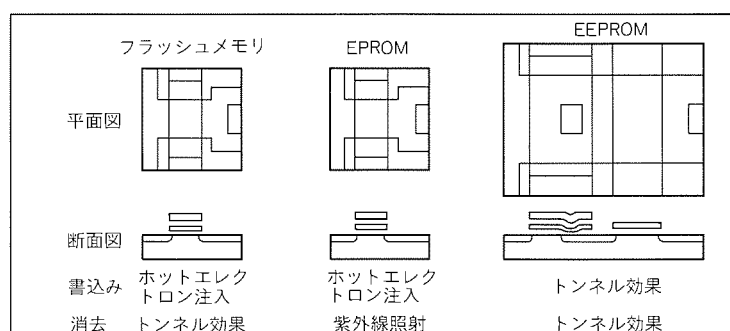


図2. メモリセル構造の比較

モード	メモリセル	メモリアレー構成
書込み	12V 7V ソース ドレイン	7 0 12 0 0
消去	12V open ソース ドレイン	open open 0 12 0
読み出し	5V 1V ソース ドレイン	1 0 5 0 0

図3. 各モードでの電圧印加条件

3.2 フラッシュメモリの動作原理

図3に書き込み・消去・読み出しの各モードでのメモリセル電圧印加条件及びメモリアレー構成を示す。メモリセルは1トランジスタで構成されており、ドレインがビット線に、コントロールゲートがワード線に接続される。

書き込み時はEPROMと同様にコントロールゲートとドレインに高電圧を印加し、ソースを接地することにより、ドレイン近傍で生じるホットエレクトロンを浮遊ゲートに注入する。書き込み後、メモリセルトランジスタのしきい値は高くなる。

消去時はコントロールゲートを接地し、ソースに高電圧を印加、ドレインを開放状態にすることにより、Fowler-Noldheim トンネリングを起こさせ、浮遊ゲートに蓄積した電子をソースに引き抜く。消去後、メモリセルトランジスタのしきい値は低くなる。ソースは各メモリセル間で共通に接続されているので、3.1節で述べたように消去単位はチップ一括又はソースが分離されているブロックとなる。

読み出し時はEPROMと同様に、コントロールゲートに電源電圧5V、ドレインに1V程度を印加し、メモリセルトランジスタを介して電流が流れるか否かをセンスアンプによって検出する。

4. フラッシュメモリ内蔵 CMOSウェーブプロセス

M37710F4BFPの開発に際しては、当社において実績のある1.0μmマイコンプロセスと1Mビットフラッシュメモリプロセスを統合することにより、安定度の高い構造設計を行った。プロセスの統合に対し、フラッシュメモリの高信頼性とマイコンの高性能の維持を基本ターゲットとした。

フラッシュメモリの書き込み・消去の基本動作は、メモリトランジスタのドレイン近傍で生じるホットエレクトロンを浮遊ゲートに注入することによって電荷を蓄積し、ソースと浮遊ゲートの間に生じる強電界(～10MV/cm)でFowler-Noldheim トンネ

表2. 主要デザインルールプロダクトパラメータ

	項目	プロセス
メモリ	ゲート長	0.9 μm
	ゲート幅	1.1 μm
	フローティング幅	2.3 μm
	セルサイズ	3.0 μm×3.0 μm
	トンネル酸化膜	精密希釈酸化
周辺	ゲート長	PMOS, NMOSとも1.0 μm
	ゲート幅	PMOS, NMOSとも2.0 μm
	コンタクト孔	1.0 μm×1.0 μm
	メタル配線ピッチ	3.0 μm
	ゲート酸化膜	20nm (V _{cc} 系) 33nm (V _{pp} 系)
	ゲート電極	WSi

リングを起こさせ、電子を浮遊ゲートから放出させることにより実現する。

この二つの物理現象を効率良く、かつ安定に実現するため、フラッシュメモリの縦構造、ソース及びドレイン構造、熱処理条件を、高信頼性を実現している1Mビットフラッシュメモリと同一とした。また、周辺トランジスタに対しては、ゲート酸化膜厚及びゲート長を $1.0\mu\text{m}$ マイコンプロセスと同一にすることによってトランジスタの合わせ込みを可能にし、マイコンの高性能維持を実現させた。

表2に今回採用した主要デザインルールプロダクトパラメータの概要を示す。また、図4にはフラッシュメモリ内蔵プロセスの断面構造を示す。

以下に、このプロセスの特長について述べる。

(1) メモリセル誤動作対策

フラッシュメモリで問題となるゲートディスタース^(注1)、ドレインディスタース^(注1)、過消去^(注2)に対して、それぞれこのプロセスでは次の対策を実施した。

- (a) ポリシリコン層間絶縁膜高耐圧化
- (b) トンネル酸化膜厚、ドレイン-浮遊ゲート間の容量結合、プログラム時のドレイン電圧最適化
- (c) 消去電圧とソース-浮遊ゲート間の容量結合、トンネル酸化膜厚の適切な設定

(2) PMOS トランジスタのパンチスルー防止

PMOS トランジスタゲート長 $1.0\mu\text{m}$ を採用可能とするため、従来のボロンのカウンタドープによるプロファイルをもっと最適化することにより、パンチスルーによる耐圧低下防

(注1) “ディスタース”とは、いったん書込みが行われたビットが後続アドレスの選択ビットの書込みによって干渉され、非選択であるのにデータが変わってしまう現象。

そのうち、“ゲートディスタース”は、書込み非選択セルのワードラインに高電圧(12V)がかかり、浮遊ゲートに注入されている電子がポリシリコン層間絶縁膜を通してコントロールゲート側に引き抜かれて起きる。

“ドレインディスタース”は、同じく書込み非選択セルのドレインに高圧がかかり、トンネル酸化膜を通して浮遊ゲート中に電子が基板側に引き抜かれて起きる。

(注2) “過消去”は、複数のビットを一括して消去する間、すべてのビットの電子が消去状態として必要なレベルにまで引き抜かれる前に、一部のビットの電子が過剰に引き抜かれる現象。過消去されたメモリトランジスタは、読み出し時選択をしなくても導通状態になるので、正しいデータが読めなくなる⁽¹⁾。

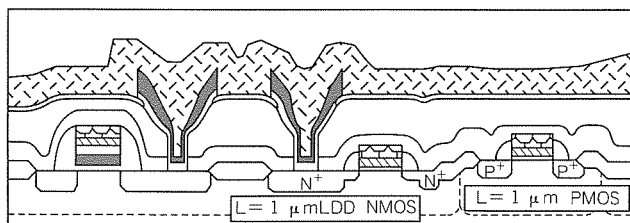


図4. フラッシュメモリ内蔵CMOSプロセス構造断面

止を実現した。

(3) アルミ配線の高信頼化

微細化に伴うアルミ配線上の問題、すなわち、エレクトロマイグレーションによる断線及び各種拡散層との接続不良対策として、このプロセスでは下記を実施し、高信頼化を図った。

- (a) 配線材料Al-Si-Cuの採用
- (b) バリヤメタルの採用

5. フラッシュメモリの書換え方式

5.1 ソフトウェアコマンド制御

フラッシュメモリは電氣的消去が可能のため、EPROMと異なり基板実装状態での書換えが実現できる。したがって、高電圧電源を V_{pp} ピンに印加したままでの使用が想定され、従来のEPROMのような \overline{WE} ピンによる制御方法では誤消去や誤書込みのおそれがある。そこで、入力データの組合せで動作モードの設定を行うソフトウェアコマンドコントロールと呼ばれる制御法が、単体のフラッシュメモリで採用されている。

当社製1MビットフラッシュメモリM5M28F101では、表3のコマンド指定のデータの入力により、書込み・消去・読み出し等の各動作モードが設定される。ただし、消去のコマンドは二度同じデータを入力することによって動作モードの設定を行う。今回開発したM37710F4BFPについても、ソフトウェアコマンド制御に従ってフラッシュメモリの書換えを行うことにした。

5.2 フラッシュメモリモード

M37710F4BFPは、通常のマイコンとしての動作モードと、内蔵のフラッシュメモリへの書換え(書込み・消去・読み出し)を行うためのフラッシュメモリモードの二つのモードを持つ。

特に、後者のフラッシュメモリモードにおいては、2章で掲げた“フラッシュメモリのメリットを生かしつつ、マイコンを活用できる手段をユーザーに提供する”という目標を達成するために、二つの書換えモードを選択できるようにした。

その一つは、書込み・消去等のコマンドコード、アドレス、データ等を外部とシリアル通信することによって内蔵のフラッシュメモリへの書換えを行うシリアル入出力モードであり、

表3. ソフトウェアコマンド一覧

項 目	第1回目	第2回目
リード	00 _H	—
プログラム	40 _H	—
プログラムベリファイ	CO _H	—
イレーズ	20 _H	20 _H
イレーズベリファイ	AO _H	—
リセット	FF _H	—
デバイス識別	90 _H	—

もう一つは、汎用の PROM ライタ等で書換えを行う場合のように書き込み・消去等のコマンドコード、アドレス、データ等をパラレルに入出力することによって内蔵のフラッシュメモリへの書換えを行うパラレル入出力モードである。

以下、M 37710 F 4 BFP のフラッシュメモリモードについて、シリアル入出力モードとパラレル入出力モードの二つのモードに分けて説明する。

5.3 シリアル入出力モード

基板実装状態のマイコンに対して、通常のパラレル入出力ポートを用いたメモリ書換えを行おうとする場合、マイコンの多数の入出力ポートはプリント基板上でマイコンが制御する外部回路と、マイコンのメモリへの書換え制御用の外部回路とにワイヤード OR 接続することになる。このような状態でデータの書換えを行うと、外部回路が短絡したり、過大な負荷が発生する危険がある。また、図 5 のように回路的な工夫により、ワイヤード OR 接続を回避したとしてもパラレル入出力モードの場合、外部の書換え制御回路と連結するためのコネクタピンが基板上に多数必要となる。図においてコネクタピン数は 31 である。

これらの煩雑さを避けるために、M 37710 F 4 BFP では、

内蔵のフラッシュメモリへの書換えに必要なコマンドコード、アドレス、データを少数のピンを使用して、シリアルに入出力する機能を持たせた。この少数のシリアル入出力ピンをメモリ書換え専用端子にすれば、マイコンを基板に実装したままでデータの書換えができる(図 6)。図において、コネクタピン数は 6 である。また、表 4 に示すように、シリアル入出力モードとパラレル入出力モードの書換え時間の差はほとんどない。

5.4 パラレル入出力モード

パラレル入出力モード時、M 37710 F 4 BFP はフラッシュメモリ M 5 M 28 F 101 相当の動作をするので、汎用 PROM ライタによってメモリ書換えができる。ソフトウェアコマンド制御のコードは表 3 と同一である。

6. M37710F4BFPの動作速度

2 章で掲げた“マスク ROM 版や EPROM 内蔵版と同等の性能を持つチップにする”という目標を達成するために、M 37710 F 4 BFP においては、特に動作速度の維持・向上を図った。すなわち、フラッシュメモリ読み出し速度が、マスク ROM 版や EPROM 内蔵版並みになることを目指した。

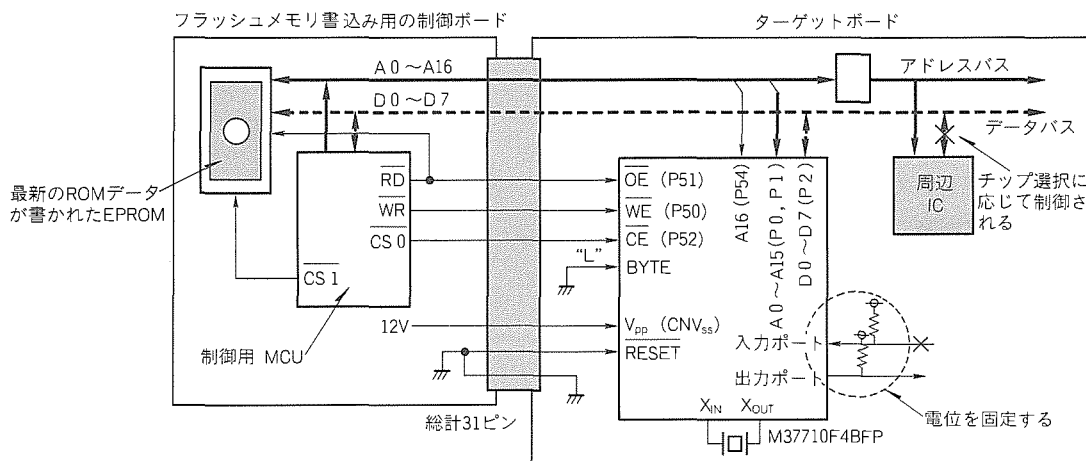


図 5. パラレル入出力モードのボード接続例

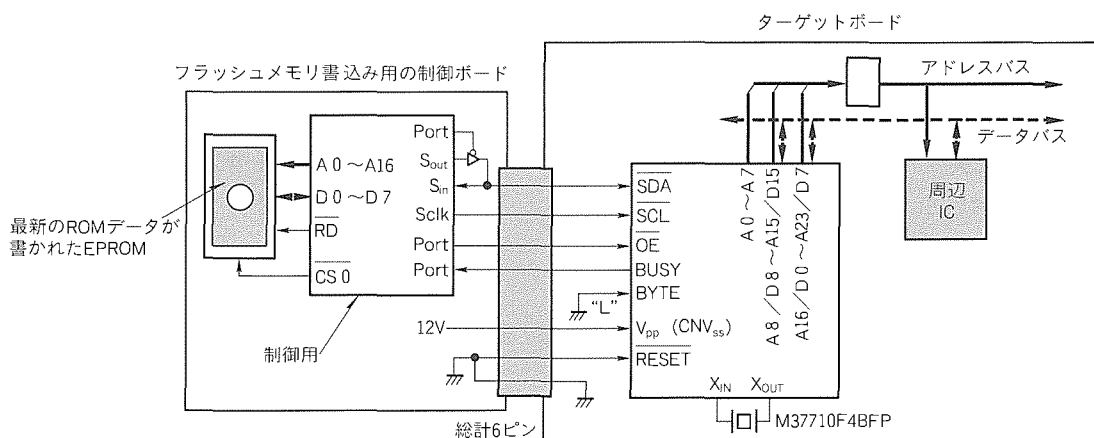


図 6. シリアル入出力モードのボード接続例

表 4. 書換え所要時間の比較

	シリアル入出力モード	パラレル入出力モード
書込み時間 (ペリファイも含む)	約 1 秒 (ただし、送信クロック 25MHz 時)	約 1 秒
消 去 時 間	約 3 秒 (ただし、オートイレース時)	約 6 秒 (ただし、通常のイレースシーケンス使用時)

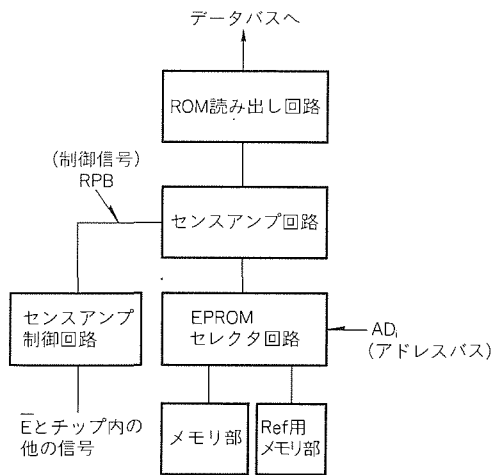


図 7. EPROM読み出し部のブロック図

6.1 従来のROM読み出し

まず、従来の EPROM 内蔵製品 M37710E4BFP の EPROM 読み出し部の基本的な動作について説明する。図 7、図 8 はそれぞれ、従来の EPROM 読み出し部のブロック図と EPROM 読み出し部のタイミングチャートである。図 8 (b) に示すタイミングでアドレスバスにアドレスが出力されると、EPROM セレクタ回路では入力されたアドレスからビットラインとワードラインを選択し、アクセスすべきメモリトランジスタを決定する(図 8 (c))。一方、センスアンプ制御回路は CPU からの読み出しタイミング信号 \bar{E} を受けて、 \bar{E} とチップ内部の他の信号からセンスアンプ回路の制御信号 (RPB) を生成する(図 8 (d))。センスアンプ回路は RPB 信号が“H”レベルの時は OFF 状態で、センスアンプ回路と EPROM 回路の初期化を行う。次に RPB 信号が“L”レベルになると、センスアンプ回路は ON 状態となり、選択されたメモリトランジスタとリファレンス用メモリトランジスタのレベルを比較し、その結果を ROM 読み出し回路を通してデータバスに出力する(図 8 (e))。

6.2 高速化のための工夫

M37710F4BFP において、フラッシュメモリ読み出し部のブロックは、図 9 に示すようなものになる。この読み出し部の回路構成は、EPROM 内蔵版 M37710E4BFP と比較して大きな差がある。そのため、図 8 に示される従来の RPB 生成タイミングでは、EPROM 内蔵版と同等の動作速度を維持することは困難である。そこで、図 10(c) に示すように、センスアンプ制御回路において RPB 信号を \bar{E} 信号の立ち下がりより、かなり手前で立ち下がるように変更した。

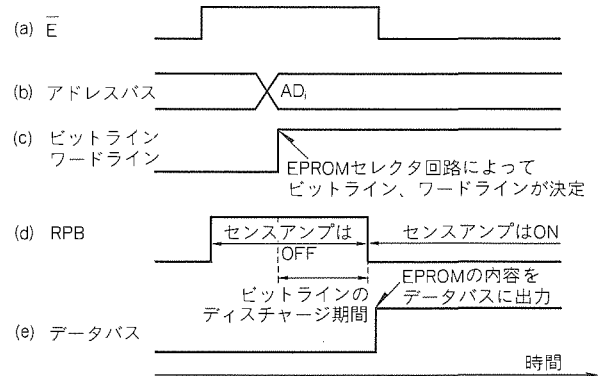


図 8. EPROM読み出し部のタイミングチャート

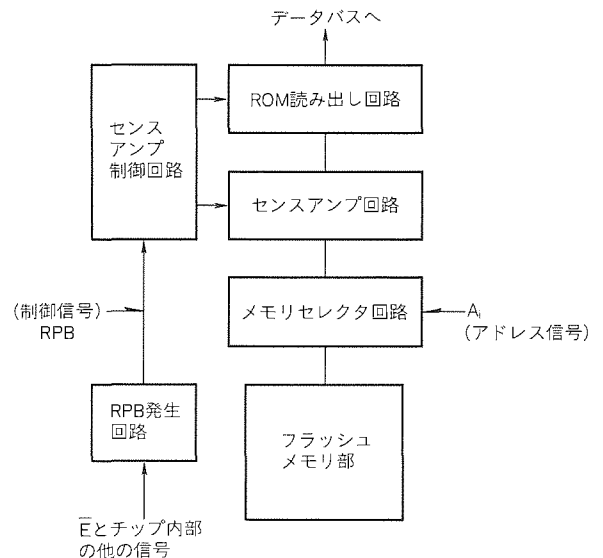


図 9. フラッシュメモリ読み出し部のブロック図

このように、センスアンプ回路のセンス開始時期を早めることで、当然、フラッシュメモリ読み出し速度は速くなるが、一方、センスアンプ回路の OFF 時に行われるビットラインのディスチャージ期間が短くなるという問題が起きる。しかし、その点に関してはフラッシュメモリの各ビットラインごとのディスチャージ用トランジスタの駆動能力を強化することにより解決を図った。

6.3 評価

図 11 に M37710F4BFP と M37710E4BFP とを比較した動作周波数マージンの実測値を示す。図において、EPROM 内蔵版 M37710E4BFP とマスク ROM 版 M37710M4BFP の実測値は同一であるので、マスク ROM 版の表記は省略した。図の測定結果に示されるように、M37710F4BFP において、マスク ROM 版や EPROM 内蔵版と同

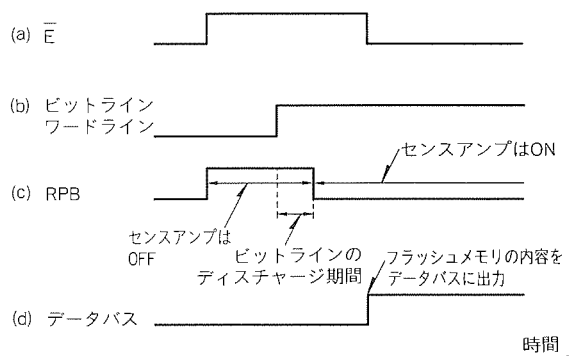


図10. フラッシュメモリ読み出し部のタイミングチャート

等以上の動作速度を実現できた。

7. む す び

1.0 μ m マイコンプロセスと1Mビットフラッシュメモリプロセスを統合したプロセスにより、フラッシュメモリ内蔵16ビットマイコン M37710F4BFP を開発した。今後、この M37710F4BFP に引き続き、フラッシュメモリ容量を変更した製品の開発、また、ブロック消去や低電圧又は一電

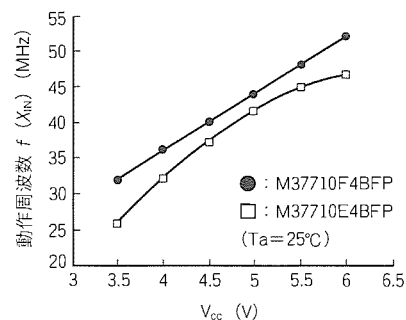


図11. M37710F4BFPとM37710E4BFPの動作周波数マージンの比較

源動作可能な製品の開発を行っていく予定である。

最後に、M37710F4BFPの開発に当たって協力いただいた関係者の方々に深く感謝の意を表する。

参 考 文 献

- (1) 技術動向「フラッシュメモリとプロセス技術」, トリプルA, No.11, 12~15 (1992)

I²Cバスインタフェース対応16ビット マイクロコンピュータ“M37709M4L×××HP”

大西賢治* 小浦正人* 古田幸司**

1. ま え が き

近年、民生市場製品の高機能化、コンパクト化、低価格化に対する競争は厳しくなっている。それに伴い、それらの製品に使用されるマイクロコンピュータに対しても、小型パッケージの採用、低消費電力化、データ処理速度の高速化、又は部品数削減のため、採用されるシステムの周辺機能の取り込みなど、市場からの要求はますます多様化している。

従来、民生市場では4ビット、8ビットマイクロコンピュータが主に使用されてきた。しかし、カメラ一体型VTR等の多量の情報通信及び高速処理を必要とする分野においては、16ビットマイクロコンピュータが使用され始めている。三菱電機(株)では、16ビットシングルチップマイクロコンピュータ“MELPS 7700”の民生市場への展開として、クロック同期型シリアル通信機能及びモータ制御機能を強化したオートフォーカス制御用マイクロコンピュータM37708グループを開発し、既に量産している。しかし、シリアル通信の通信プロトコルとして、TV、VTR等のAV機器を中心に、I²Cバス(Internal IC Bus)を採用するシステムが増加しているため、使用されるマイクロコンピュータにもI²Cバス対応ハードウェア内蔵の要求が高まっている。I²Cバスは2線(SCL, SDA)だけで送信・受信が可能であり、システム内部にバスを構築してデータの相互通信を行う場合、ピン数や基板上の配線も少なくなり、制御が簡単のため、様々な分野で使用されている。そこで今回、I²Cバスインタフェース対応特殊シリアルI/Oを内蔵し、さらにパラレル通信機能を加え、情報通信機能を強化した民生機器制御用16ビットマイクロコンピュータ“M37709M4L×××HP/GP”を開発した。

本稿では、特殊シリアルI/O、パラレル通信機能など情報通信機能を強化したM37709M4L×××GP/HP(以下“M37709M4L”という。)の製品概要と、今回開発した特殊シリアルI/O、パラレル通信機能を紹介する。

2. M37709M4Lの概要

表1にM37709M4Lの性能概要を示す。M37709M4Lの特長は以下のとおりである。特に、項

目(2)の情報通信機能の強化が今回の大きな特長である。

(1) 命令

MELPS 7700に共通の豊富なアドレッシングモードを継承している。最短命令実行時間が333ns(電源電圧3.0V、入力クロック周波数12MHz時)であり、低電圧で動作させても高速なデータ処理が可能である。

(2) 情報通信機能

従来の8バイトFIFO付きシリアルI/Oに加えて、I²Cバスインタフェース対応特殊シリアルI/Oと、8バイトFIFO付きクロック同期型8ビットパラレル通信機能を新たに内蔵し、情報通信機能を強化している。

(3) 発振回路

発振回路を2系統(メインクロック12MHz/サブクロック32kHz)内蔵し、システムクロックの切替えが可能である。

(4) 時計機能

表1. M37709M4Lの性能概要

項 目	性 能
基本命令	103
最短命令実行時間	333ns (クロック入力12MHz時)
メモリ容量	PROM 32Kバイト RAM 1.5Kバイト
入出力ポート	64
多機能タイマ	16ビット×6
パルス出力ポート	8ビット×1 (各ビットに8段のバッファ付き、送信/送受信切替え)
シリアルI/O	(UART又はクロック同期)×2 クロック同期形、UART送信は8バイトのバッファ付き I ² Cバス×1
A/D変換器	10ビット×1 (4チャンネル)
D/A変換器	8ビット×1 (2チャンネル)
監視タイマ	12ビット×1
割込み	外部割込み5、内部割込み14、割込み優先レベル7
クロック発生回路	2回路内蔵 (12MHz/32kHz) (セラミック共振子又は水晶共振子外付け)
電源電圧	2.7~5.5V
消費電流 (電源電圧3V時、 標準値)	6mA (X _{IN} =12MHz, X _{CIN} =32kHz) 18μA (X _{IN} =停止, X _{CIN} =32kHz) 3.0μA (X _{IN} =停止, X _{CIN} =32kHz, ウェイト時)
動作周囲温度	-40~85°C
素子構造	CMOSシリコンゲート
パッケージ	80ピン プラスチックモールド フラットパッケージ M37709M4L×××GP (0.65mmピッチ) M37709M4L×××HP (0.5mmピッチ)

汎用の16ビットタイマを6本内蔵しており、最大3本まで接続が可能。このタイマで32kHz発振回路のクロックをカウントすることにより、時計機能を実現することができる。

(5) 低消費電力

電源電圧2.7Vでの動作が可能。また、時計機能のみ動作させる低消費電力モード(時計モード)をサポートしている。

(6) 外部割込み5要因

(7) A/D, D/A

10ビットA/D 4チャンネル, 8ビットD/A 2チャンネルを内蔵し、アナログ機能を強化している。

(8) パッケージ

80ピン0.5mmピッチプラスチックモールドフラットパッケージを採用しているため、カメラ一体型VTR等の基板面積の小さい用途に適している。

図1にM37709M4Lの機能ブロック図、図2にチップ写真、図3にピン配置図を示す。上記特長から、M37709M4Lはバッテリー駆動の民生機器制御、特に、多量の情報通信

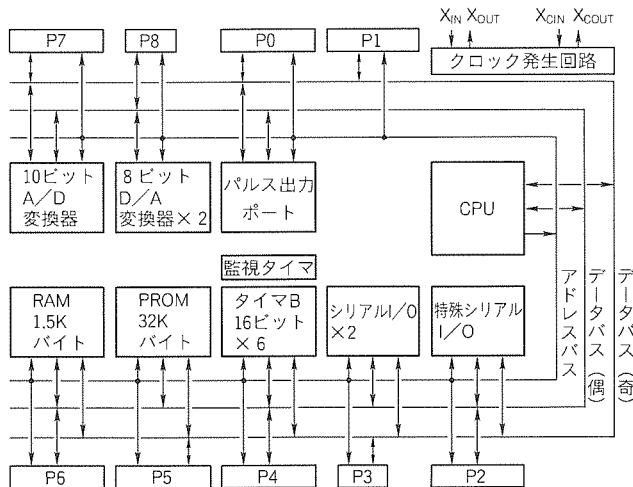


図1. 機能ブロック図

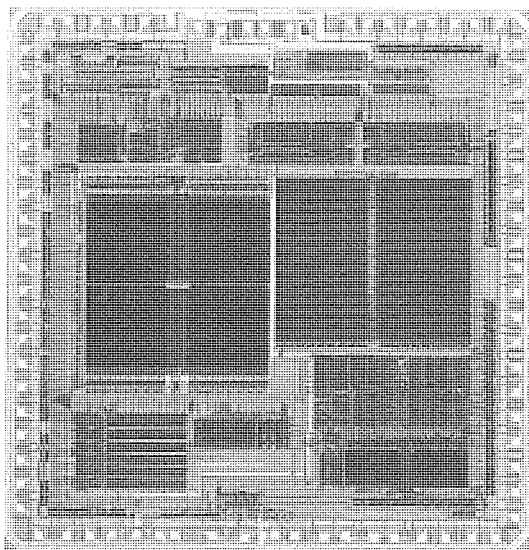


図2. チップ写真

を必要とするシステムの制御に適している。

2.1 特殊シリアルI/O

特殊シリアルI/Oは、I²Cバスのデータ転送フォーマットに基づいたデータ送受信を行うために開発したシリアルI/Oである。

2.1.1 I²Cバス

フィリップス社によってフォーマットが規定されているI²Cバスは、シリアルデータライン(SDA)と、シリアルクロックライン(SCL)の2本の双方向バスラインのみで構成されるマルチマスタバスである。バスを制御する装置をマスタと呼び、マスタによってアドレスを指定される装置をスレーブと呼ぶ。図4にI²Cバスの構成例を示す。I²Cバスによるインタフェースを行うには、以下のような機能が必要である。

- (1) バスの使用・開放を宣言する開始条件・停止条件の生成機能
- (2) 複数のマスタが同時にバスを使用しようとした場合のバス使用権の調停機能(アービトレーション機能)
- (3) システムで使用するクロックを生成するクロック同期機能
- (4) スレーブアドレス検出機能
- (5) 確認応答のためのACK(Acknowledge)信号制御機能
- (6) スレーブがSCLを“L”にホールドしてマスタを待たせるウェイト制御機能

マイクロコンピュータでは2本のI/Oポートを使用することによってI²Cバスフォーマットのデータ通信を行うことが可能である。しかし、2本のI/Oポートの状態を常に

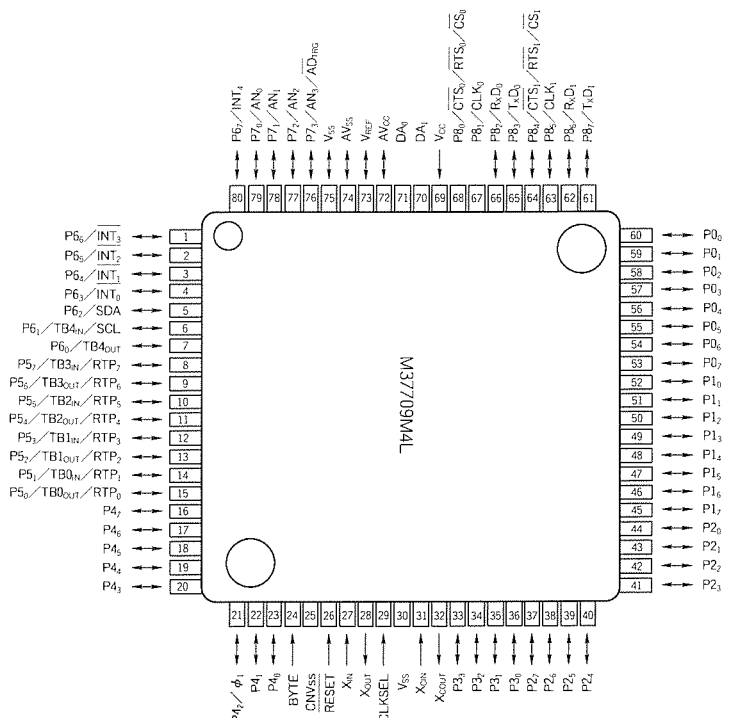


図3. ピン配置図

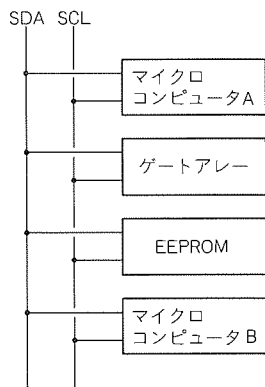


図4. I²Cバス構成例

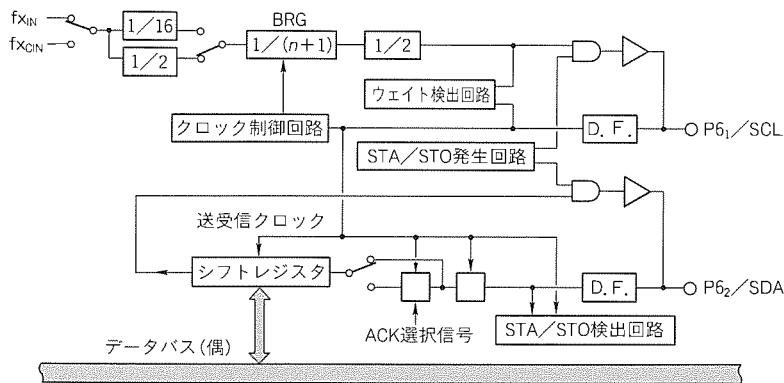


図5. 特殊シリアルI/Oブロック図

モニタする必要があるため、ソフトウェア及び中央演算処理装置 (CPU) の負荷が増大するため、ハードウェアの内蔵が望ましい。

2.1.2 特殊シリアルI/Oの開発ポイント

特殊シリアルI/Oは、シングルマスタのマスタ送受信用シリアルI/Oである。特殊シリアルI/Oの開発に当たって目標としたのは、

- (1) 高コストパフォーマンス (レイアウト面積の最小化)
- (2) CPU 及びソフトウェアの負荷削減

である。

2.1.1項で述べたI²Cバスの仕様をフルバックで実現すると、回路規模やレイアウト面積が大きくなってしまう。そこで、仕様の絞り込みを行い、回路規模の縮小を図った。

2.1.3 特殊シリアルI/Oの特長

図5に特殊シリアルI/Oのブロック図を示す。仕様決定に当たっては、I²Cバス形式のデータ転送を行うために最低限必要な機能のみとした。また、幅広い動作周波数での使用が可能となるように考慮した。特殊シリアルI/Oに採用した機能は以下のとおりである。

(1) シングルマスタ専用インタフェース

マルチマスタ動作時に必要なアービトレーション機能やクロック同期機能、あるいは、スレーブ動作時に必要なスレーブアドレス検出機能等をすべて排除し、シンプルな回路構成とした。

(2) 開始条件 (STA), 停止条件 (STO) の自動生成

開始条件、停止条件にはそれぞれ4 μ sのホールドタイム、セットアップタイムが必要である。CPUを使用して開始条件、停止条件を発生させるとCPUを待たせる必要がある。そこで、CPUの負荷を軽減するため、開始条件、停止条件を自動発生するように構成した。また、I²Cバスでは、開始条件後の最初の1バイト目は、スレーブアドレス、及び受信を行うか送信を行うかを制御するビットで構成される。特殊シリアルI/Oでは、開始条件生成後の最初のデータを連続して転送するように構成し、割込みの発生を極力少なくするようにした。図6に特殊シリアルI/Oの動作タイミング図

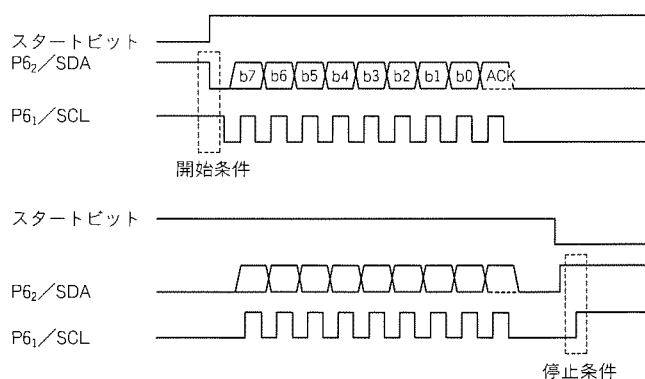


図6. 特殊シリアルI/O動作タイミング

を示す。操作手順は以下のとおりである。

- (a) シフトレジスタにスレーブアドレスデータを書き込む。
- (b) スタートビットを“1”にする。
- (c) 開始条件を生成後、スレーブアドレスデータを連続して送信する。ACK信号の受信が完了すると割込みを発生する。
- (d) 2バイト目以降は、シフトレジスタにデータを書き込むことによって転送が開始する。
- (e) バスを開放する場合は、スタートビットを“0”にすることによって停止条件を自動生成する。

(3) ACK信号制御機能

ACK信号は通信が正常に行われたことを確認する信号であるとともに、マスタが受信を行う場合に、受信を継続するか中止するかをスレーブに知らせる信号でもある。特殊シリアルI/Oでは、ACK信号を受信の中止継続信号として位置づけ、ACK信号の設定を受信開始前に行う構成とした。これにより、8ビットのデータ受信後にクロックをいったん停止させ、ACKビットの設定を行う必要がなくなるため、CPUの負荷を軽減できる。

(4) デジタルフィルタ採用

I²Cバスでは、プルアップされたSDAやSCLラインを、マスタとスレーブが、Nチャネルオープンドレイン出力によって“L”にするワイヤードANDでデータ通信を行う。SDA、SCLラインの信号の立ち上がり時間は、プルアップ

抵抗の抵抗値によって左右される。消費電流削減のため抵抗値を大きくすると、立ち上がり時間が大きくなる。 I^2C バスの規格では、信号の立ち上がり時間は最大1,000nsと規定されている。このように信号の立ち上がり時間を大きくすると、ノイズに弱くなる。そのため、SDA、SCL入力にデジタルフィルタを採用した。フィルタ特性は最大、システムクロック1サイクル分のノイズをキャンセルできる。例えば、メインクロック12MHzを選択した場合、166ns以下のノイズをキャンセルできる。

(5) ウェイト制御機能

スレープからのウェイトを検出すると、ウェイトが解除されるまでクロックを停止する。図7にウェイト制御のタイミング図を示す。ウェイトの検出はSCLが安定した状態で行う必要があり、SCLに“H”を出力してから一定時間後のSCLの状態を検査して行っている。(4)のデジタルフィルタの項で述べたように、SCLの信号の立ち上がり時間は、最大1,000nsである。また、システムの構成によっても変わってくる。特殊シリアルI/Oでは、ウェイト検出時間を、システムクロックをカウンタでカウントすることによって発生

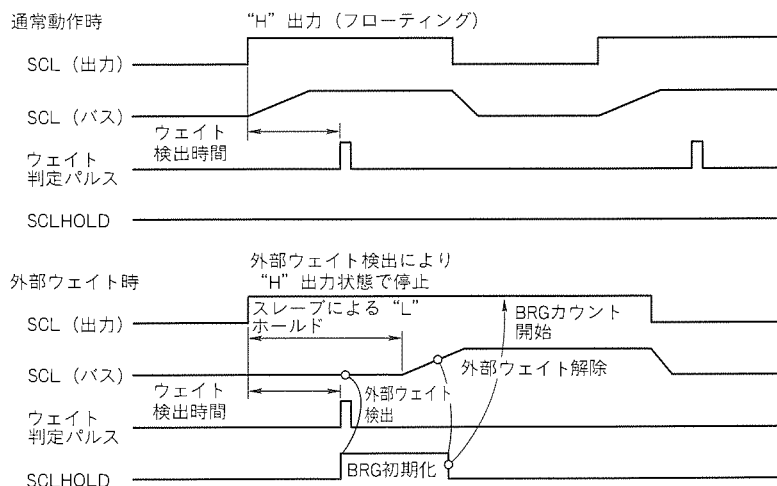


図7. ウェイト制御のタイミング

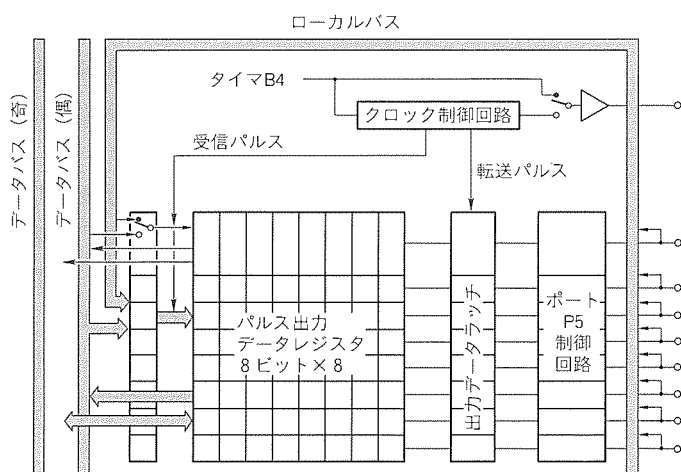


図8. パルス出力ポートのブロック図

している。多様なシステムに対応するため、カウント値はシステムクロック4サイクル/8サイクルの切替え式とした。

(6) 転送クロック発生用タイマ

転送クロック発生用の専用タイマを内蔵しているため、マイクロコンピュータの動作周波数を変更した場合でも、最大のビット転送レートの設定が可能である。

特殊シリアルI/Oは、以上の機能を約1,100トランジスタで実現した。これらの機能により、スレープ機能を持つ I^2C バスインタフェース内蔵のLSIとの通信を容易に行うことができる。特殊シリアルI/Oを内蔵することにより、シングルマスタのインタフェースをI/Oポートを使用している場合に比べ、ソフトウェアの負荷を1/5に軽減できた(テストプログラムによる比較)。

2.2 クロック同期型パラレル通信機能

2.2.1 パラレル通信機能の特徴

シリアル通信よりも高速に情報通信を行う必要がある場合、パラレルで通信が行われる。パラレル通信を行う方法としては、アドレス、データ、制御信号を外部端子に出力して、読み出し・書き込みを行う方法や、DPRAM (Dual Port RAM) のように、対応するLSIに内部のRAMに読み出し・書き込みを行わせる方法、また、I/Oポートにデータを書き込み、制御信号を送る方法など様々である。しかし、読み出し・書き込みを直接行う方法では、アドレスを入力する端子が必要であるため、システムの小型化には不利である。また、I/Oポートを使用する方法では制御が複雑になるため、通信に要するCPUの負荷が大きくなる。そこで、今回、少ない端子数で効率の良いパラレル通信を行う方法として、クロック信号に同期して、連続して情報通信を行うパラレル通信用のハードウェアを内蔵した。

クロック同期型パラレル通信機能は、パルス出力ポートの一機能として追加した。図8にパルス出力ポートのブロック図を示す。パルス出力ポートは8ビット×8のFIFO形式

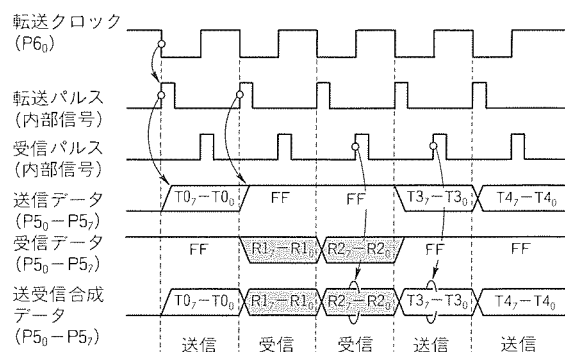


図9. 送受信の動作タイミング

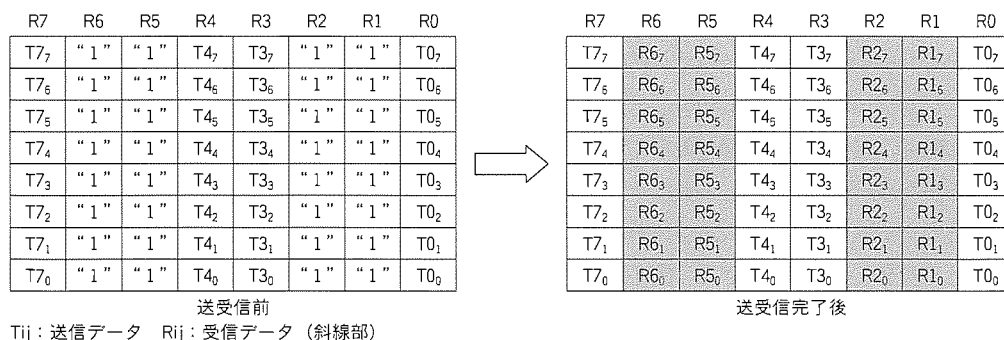


図10. 送受信時のパルス出力データレジスタの動作

のパルス出力データレジスタを内蔵しており、最大8バイトのデータを連続して送信・受信を行うことができる。処理の自由度を考慮し、パルス出力データレジスタには、8ビット単位/16ビット単位のいずれでも書込み、読み出し可能とした。転送クロックのクロック源には、16ビットタイマを使用するため、幅広い転送速度の設定が可能である。また、最大転送速度は1.5Mバイト/秒である。送受信に必要な端子は、データ入出力端子8本と、転送クロック出力用1本の、計9本のみである。

2.2.2 パラレル通信機能の動作

図9、図10に送受信時の動作タイミング図、及びパルス出力データレジスタの動作を示す。動作タイミングは別途内蔵しているクロック同期型シリアルI/Oと同一とした。すなわち、転送クロックの立ち下がりデータで出力し、立ち上がりで入出力端子上的データをパルス出力データレジスタ内に書き込む。送信データと受信データは、パルス出力データレジスタ内の同一のメモリを使用するように構成しているため、データ処理を容易に行うことができる。送受信はNチャネルオープンドレイン出力によるワイヤードANDで行う。

2.3 シリアルI/O

UART/クロック同期切替え式のシリアルI/Oを2本内蔵している。このシリアルI/Oは、オートフォーカス制御用マイコンM37708グループに採用した8バイトFIFO付きシリアルI/Oをベースに、UARTモード時の連続転送機能(送信のみ)、及びクロック同期型シリアルI/Oモード時のLSB/MSB切替え機能を追加し、応用範囲の拡大を図っている。

3. 応 用

図11にカメラ体型VTRへの応用例を示す。I²Cバス対応のハードウェア、DSP(Digital Signal Processor)と高速に通信を行うパラレル通信機能、サーボマイコンに連続的に制御データを送るシリアルI/O、調整用のA/D、D/A、時計機能、動作電圧2.7Vなど、M37709M4Lはカメラ体型VTRの制御に適した周辺機能、特長を備え

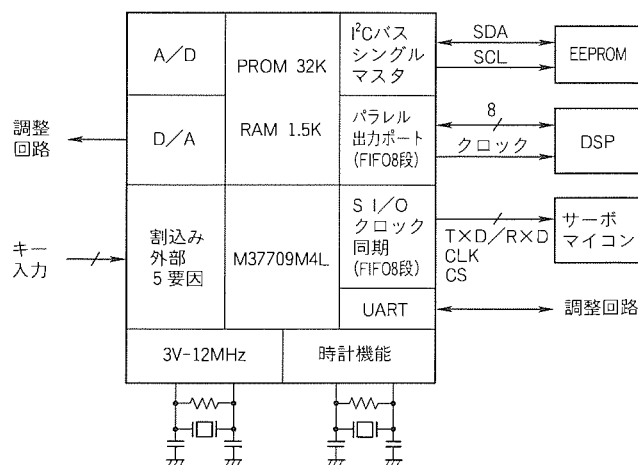


図11. カメラ体型VTRへの応用例

ている。また、カメラ体型VTRに限らず、多量の情報通信を必要とするシステムの制御に適したマイクロコンピュータである。

I²Cバスは、バスシステムに影響を与えることなく、接続されるLSIの変更、追加を行うことができるため、I²Cバスインタフェース対応特殊シリアルI/Oを内蔵したことにより、システム設計の自由度が向上すると考える。

4. む す び

民生機器制御用16ビットマイクロコンピュータとして、I²Cバスインタフェース対応特殊シリアルI/Oを内蔵したM37709M4Lを開発した。少量生産やプログラム評価等の用途に対応するため、併せて、PROM版であるM37709E4Lを開発している。

16ビットマイクロコンピュータの応用範囲は今後ますます拡大すると考えられる。今後も、“MELPS 7700”の開発を通じ、メモリ展開や周辺機能の取り込み等により、応用システムの高度化、コスト低減に貢献していきたい。また、産業用・民生用を問わず広範な分野に適合できる高速・高性能なマイクロコンピュータの開発を行い、市場の要求にこたえていく所存である。

最後に、M37709M4Lの開発に当たって協力いただいた関係者の方々に感謝の意を表する。

インテリジェント監視装置“MELSIM”

江上憲位* 一枝圭祐* 中原敏明*

1. ま え が き

DCS (Distributed Control System) が広く普及している PA (Process Automation) 分野では、一般的にプロセス挙動が把握しにくく、かつ外乱に対し鋭敏に対応する必要があるため、常に人が監視し調整するためのマンマシンインタフェース装置が重要となる。

また、アナログ計器の置換からスタートした DCS は、開発当初からソフトウェアの標準化思想が徹底し、ソフトウェアの機能・性能が競合ポイントとなっている。

一方、FA (Factory Automation) 分野から生まれたシーケンサは、リレーロジックの代替として多種多様な機械の制御に使用され、ハードウェアのコスト競争力が重要視される。

このように DCS とシーケンサは、PA や FA という生まれ育った分野のユーザーニーズの特質から、機能・性能に差異が生まれ、住み分けられ使用されてきた。しかし、情報処理分野のダウンサイジングやオープン化の流れは、シーケンサに比べて高価格な DCS に、一大変革をもたらそうとしている。

大規模 PA では、機能・性能・高信頼性実現手法などの様々な観点からみて、今後とも DCS が主力となろう。しかし小規模 PA では、DCS に代わってシーケンサやパソコンを使ったシステムが中心になりつつある。このことは、パソコンを監視・操作用に使った場合の低速応答・低機能という問題が近年の性能向上によって克服されつつあること、そして何よりも低価格であることに起因する。米国製のパソコン用監視・操作パッケージソフトの流入、現在の長期不況によ

り、この傾向が加速化している。

このような状況の中、当社シーケンサ“MELSEC-A シリーズ”に直結できる監視・操作用マンマシンインタフェース装置として、小規模 PA 分野での大きなシェアを確保するため、“MELSIM” (Mitsubishi Electric Smart & Intelligent Man-Machine Interface: インテリジェント監視装置) を開発・製品化した。従来の DCS に対してはコスト面で、また、監視・操作用パソコンに対しては実使用に際しての性能面及び機能面で差別化している。以下、開発コンセプト、各種機能の順に述べる。

2. MELSIMの開発コンセプト

MELSIM の開発コンセプトは次のとおりである。

(1) 使いやすさの徹底追求

コンピュータになじみのない人でも簡単に操作できるタッチパネルを用いたマルチウィンドウ機能により、直感的な使いやすい監視・操作環境を実現している。

(2) 高速応答性の確保

パソコンでは、アラーム検出やトレンド収集などを実行させると、画面表示や操作性能に極端な応答性低下という問題が生じる。これに対応すべく MELSIM では、リアルタイム OS の採用、“MELSECNET (II)”への直結、専用グラフィック表示制御により、高速画面表示・収集周期 1 秒のリアルタイムトレンドを可能にしている。

(3) オープン化指向

リアルタイム OS 上で Windows 3.1^(注1)が動作し、Excel^(注1)、Lotus 1-2-3^(注2)、Visual Basic^(注1)等のパソコン用市

(注1) “Windows” “Excel” “Visual Basic” “DDE” “DLL” “Microsoft”は、米国Microsoft Corp. の登録商標

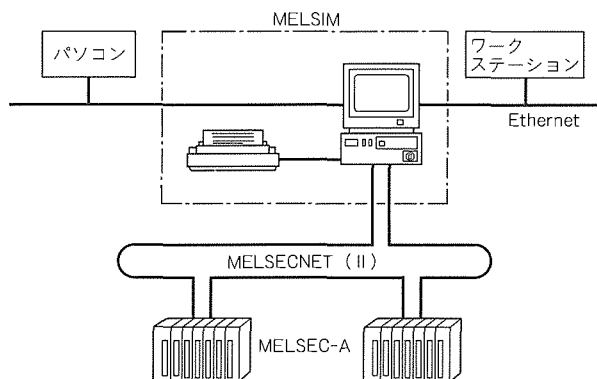


図1. MELSIMのシステム構成

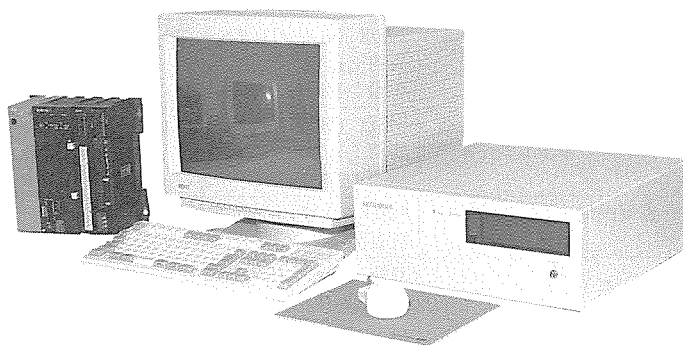


図2. MELSIMの外観

表1. MELSIMの主な仕様

ハードウェア仕様		
CRT	装 置	14・17・20インチカラーから1台選択
	解 像 度	736×576ドット
	表 示 色	30色 (背景色もオンライン可変表示可)
	ブ リ ン ク	3速 (高・中・低)
	文字サイズ	半角6種, 全角5種
	線 種	形状9種, 線幅4種
タッチパネル (*)		超音波方式
トラックボール・マウス (*)		いずれかを選択 タッチパネルとの併用可能
キーボード		●ストロークキーボード ●オペレーション専用シートキーボード (*)
ハードディスク装置		3.5インチ250Mバイト内蔵型 1台
フロッピーディスク装置		3.5インチ1.44Mバイト(2HD)内蔵型 1台
カレンダー・時計		内蔵、バッテリーバックアップ
RAS機能		電圧監視, 警報外部接点出力 (*)
警 報 音 (*)		電子音5種類
通 信 機 能		●MELSECNET (II) 光又は同軸 最大2チャンネル (*) ●MELSEC計算機リンク (RS-232C) 最大2チャンネル (*) ●Ethernet最大1チャンネル (*) (NetWare又はTCP/IP)
本体外形寸法		(W)410×(H)160×(D)420 (mm)
本 体 質 量		18kg
電 源		AC100V, 50/60Hz, 200VA
設 置		●デスクトップ ●デスクサイド (*) ●オペコン盤収納 (*)
ソフトウェア仕様		
グラフィック表示	画 面	128枚
	ウィンドウ	128枚
	可変表示情報	合計 2,824点/枚
	タッチゾーン	400点/枚
	データ設定	64テーブル
アラーム・ガイダンスメッセージ		合計 3,072点 漢字 26けた/メッセージ
アラームレベル		重・軽2段階
警報タイプ		10種類 (ロックイン, ノンロックイン)
アラーム・ガイダンス・操作履歴		10,496件ハードディスク保存, 印字出力可能
シフトキー	ストロークキーボード	24キー
	シートキーボード(*)	48キー
	表示 (イメージ)	400キー
イメージスイッチ		5,000個
札 掛 け		32種類, 札名称 漢字4けた
リアルタイムトレンド		256点 (8点/1グループ) 周期: 1, 2, 3, 4, 5, 6, 10, 20, 30秒 期間: 約56分~約28時間
ヒストリカルトレンド		896点 (8点/1グループ) 周期: 1, 2, 3, 4, 5, 6, 10, 20, 30, 60分 期間: 2日~120日
計装用画面・ウィンドウ (*)		128タグ, チューニング画面・ 計器図ウィンドウ・札掛けウィンドウ
帳 票 (*)		日報・月報・四半期報・半期報・年報 合計30種類
O A 機 能 (*)		DOS/V・Windows 3.1 対応市販ソフトウェア

注 *はオプションであることを示す。

販ソフトを活用して、銘柄管理や操業管理等を容易に実現できる。また、ワークステーションやパソコンとはTCP/IP^(注3)やNetWare^(注4)によって接続できる。

(4) ソフトウェア費用の削減, 立上げ期間の短縮

ソフトウェア費用やシステム立上げ期間を削減するため、ユーザー対応の各種監視・操作機能をアプリケーションプログラムレスで簡単に構築できるようにしている。

(5) 経済性の追求

監視・操作用の MELSIM, 制御用の MELSEC-A シリーズの組み合わせで、従来の DCS に比べて低価格な小規模計装制御・監視システムを構築できる。

図1に MELSIM のシステム構成を、図2に外観を、表1に主な仕様を示す。

3. オペレーション機能

監視・操作における様々なニーズに対応するため、豊富なオペレーション機能を提供している。これらは、プログラミング言語を使うことなく、ユーザー対応のアプリケーションが実現できる。

(1) 画面展開

アラーム発生時やプロセス非定常状態では、画面切替えを頻繁に行う必要がある。これに対応するためスピーディでスムーズな画面・ウィンドウ呼出しを可能としている。

- タッチ操作による呼出し (タッチ対象として、メニューウィンドウ, グラフィックシンボル, イメージキー, アラームメッセージ表示等がある。)
- キー操作による呼出し (ファンクションキー入力)

(2) ウィンドウ機能

ウィンドウは最大4枚まで同時表示ができ、タッチ操作で呼出し・移動・消去が可能である。

表示中画面の機能を補足・強化するために、豊富な種類のウィンドウを準備している。

- メニューウィンドウ
- イメージキーウィンドウ
- アラーム・ガイダンスウィンドウ
- ラベルメニュー・編集・トレースウィンドウ
- フリーフォーマットウィンドウ

(注2) "Lotus1-2-3"は、米国Lotus Development Corp. の登録商標

(注3) "TCP/IP"は、米国Texas Instruments, Inc. の登録商標

(注4) "NetWare"は、米国Novell, Inc. の米国での登録商標

- トレンドグラフ・メンテナンスウィンドウ

(3) グラフィック機能

プロセスの状態をシンボル・数値・文字・多様なグラフ表示を使って分かりやすく表現でき、タッチ機能・ウィンドウ機能等を組み合わせることで、ユーザーフレンドリな操作を行うことができる(図3)。

- 30色・3速ブリンク表示による多彩なプロセス状況表示
- 画面・ウィンドウの背景色のオンライン変更やアラーム・ガイダンスに連動した飛び出し表示によるくぎ(釘)付け監視からの解放
- 棒・帯・円・折線・軌跡・散布図・レーダチャートを使った表示・レポート出力

(4) データ設定機能

多品種少量生産における銘柄ごとの配合比率や工程時間などの製造条件のデータ設定機能が、グラフィック画面やウィンドウ内に実現できる。以下の機能を組み合わせることで、高度なデータ設定機能を容易に実現できる。

- データ集合体表示
- カーソル移動制御



図3. フリーフォーマット画面：
フリーフォーマットウィンドウ例

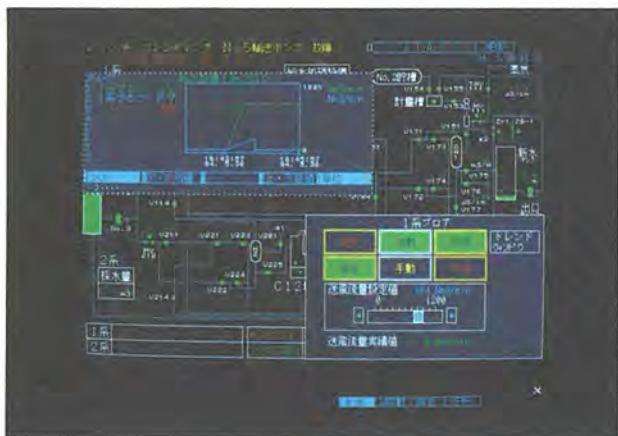


図4. イメージスイッチウィンドウ：トレンドウィンドウ例

- キー入力文字列編集処理
- 個別データエラーチェック
- 複数データ組合せチェック
- データ転送

(5) イメージスイッチ機能

従来のパネルオペレーションにおける押しボタンスイッチや切替えスイッチ、表示灯などを模擬したイメージスイッチを実現している。タッチ操作により、フィールド機器の制御が可能である。この操作は、カバーや確認スイッチとの組合せによる2アクション入力や札掛け機能により、誤操作を防止できる。また、画面展開機能を持つイメージファンクションキーを用意しており、イメージスイッチと組み合わせた画面やウィンドウによって、多様な操作方法に対応可能である(図4)。

イメージスイッチのレパートリは次のとおりである。

- 照光式押しボタン
- 2～4ノッチ切替えスイッチ
- スライドボリューム
- デジタルスイッチ

エンジニアリング機能

- システムエンジニアリング
- オペレータステーションエンジニアリング
 - 工業単位定義
 - 札定義
 - 周辺機器エンジニアリング
 - ユーザー定義キーエンジニアリング
 - 警報機能エンジニアリング
 - トレンド画面・ウィンドウエンジニアリング
 - フリーフォーマット画面・ウィンドウエンジニアリング
 - 統合画面エンジニアリング
 - ラベルメニュー定義
 - オペレーションメンテナンス Lock モード定義
- DOS & Windows オペレーション
- RMX オペレーション
- メンテナンス
 - ポインティングデバイス選択
 - 時刻設定
 - バージョンチェック
 - シャットダウン
- オプション
 - デジタルモニタ・レコーダエンジニアリング
 - 帳票エンジニアリング
 - 計装機能エンジニアリング

図5. エンジニアリング機能の構成

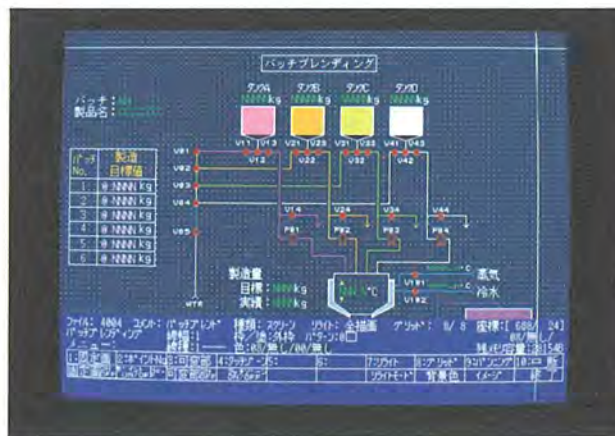


図6. エンジニアリング機能画面表示例, 1

- 表示灯
- 銘板

(6) 計装オペレーション機能

計装ループ用のパラメータチューニング画面・計器図ウィンドウ・札掛けウィンドウと MELSEC-A に搭載する計装制御ソフトウェアパッケージにより、低価格な計装制御・監視システムを実現できる。

- サポート点数：MELSIM …………… 128ループ
MELSEC (AnACPU) … 32ループ
MELSEC (AnNCPU) … 16ループ
- 計装機能：監視・PID 制御・比率制御・プログラム
設定器・2/3 位置 ON/OFF 制御・手動
出力・監視付き手動出力・カスケード制御・
温圧補正演算・開平演算

(7) アラーム・ガイダンス・履歴機能

アラーム・ガイダンス発生時には、画面上部へのメッセージ表示、警報音鳴動でオペレータへ通知し、同時に発生・復帰情報をプリンタへ記録印字し、履歴情報としてハードディスクへ蓄積することができる。従来の故障監視盤に用いられているアナシミュレタリレーの動作タイプを 10 種類用意しており、また、重・軽 2 段階のレベル分けが可能であり、従来と違和感のないアラーム監視が行える。

そのほか履歴情報として、オペレータの操作履歴やプロセスの操業イベント等も合わせて、時系列的に約 1 万件ほど保存できる。

(8) トレンド機能

収集周期最小 1 秒のリアルタイムトレンドや、蓄積時間最大 120 日のヒストリカルトレンドがあり、また、蓄積データのフロッピーディスクへの保管などの保守機能も充実している。トレンドグラフのペンの ON/OFF、データ軸・時間軸の拡大・縮小、収集対象の割付け選択等がタッチ操作で容易に行うことができる。

表示レポートは次のとおりである。

- トレンドグラフ画面：8 点 (1 グループ) / ページ

- トレンドグラフウィンドウ：8 点 (1 グループ)
/ ページ
- トレンドオーバービュー画面：48 点 (6 グループ)
/ ページ

4. エンジニアリング機能

MELSIM では、表形式の定義画面内の必要な項目にデータを登録したり、会話式の作画機能を用いることによってプロセス監視・操作に必要な機能をアプリケーションプログラムムレスで実現可能である。

エンジニアリング機能の特長を以下に示す。

(1) 階層化されたエンジニアリング機能

図 5 に MELSIM のエンジニアリング機能の構成を示す。必要な機能を実現するためのエンジニアリング作業範囲を分かりやすくするために、機能を階層化している。

この機能の階層化と登録データファイルの分割化により、エンジニアリング作業の分業化・並列化が可能となり、システム構築のための期間短縮を可能とした。

(2) ユーザーオリエンテッドなグラフィック画面構築機能

グラフィック画面の作成に際しては、シンボル作画やそれに対する可変表示条件登録、タッチ入力ゾーンの登録、データ設定機能の登録を、各々の関連を確認しながら一つの対象に対して手順を追って作業を行うことができる。このため、初心者にも分かりやすく生産効率の高い作業環境となっている。

作成→確認→変更のサイクル (プロトタイピング) が容易であり、ユーザーオリエンテッドなエンジニアリング環境を実現している。

エンジニアリング機能の画面表示例を図 6、図 7、図 8 に示す。

(3) ヘルプ機能

エンジニアリング機能における各設定項目ごとにヘルプウィンドウを用意している。このヘルプウィンドウを呼び出すことで、カーソルが位置している設定欄の意味や入力可能な

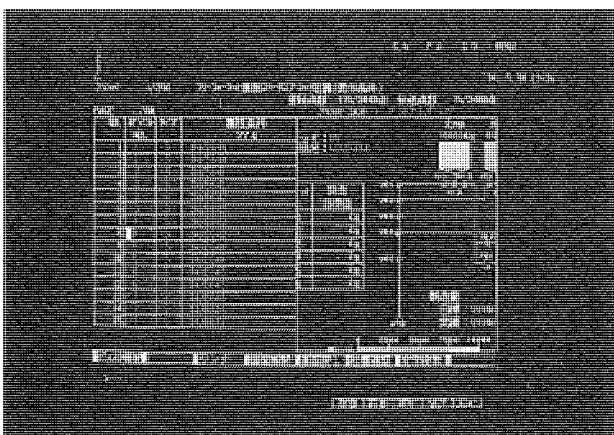


図 7. エンジニアリング機能 画面表示例. 2

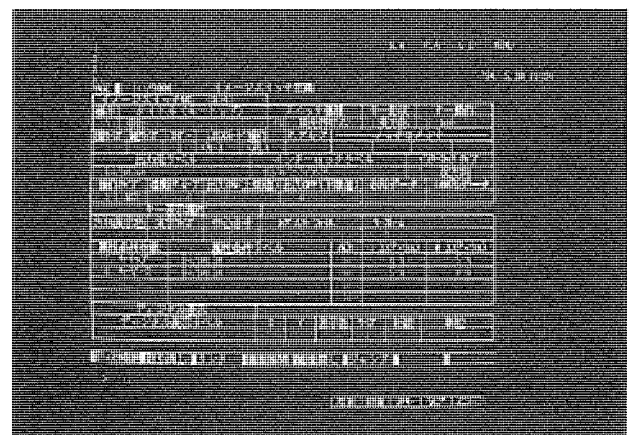


図 8. エンジニアリング機能 画面表示例. 3

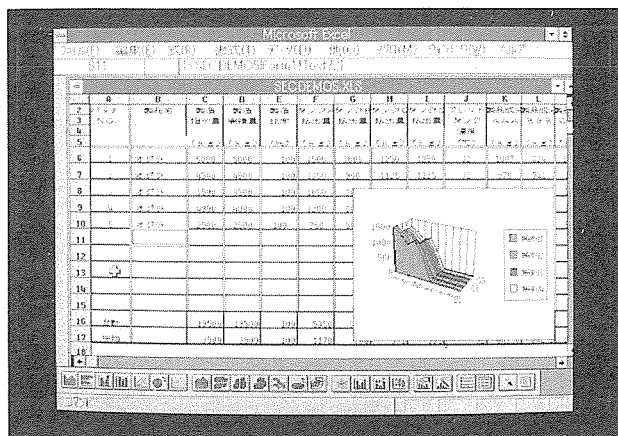


図 9. Excelによるプロセスデータ表示例

データタイプ・値域等が表示され、取扱説明書を見なくてもエンジニアリングが行えるよう配慮している。

(4) セキュリティ機能

登録データに対する誤った操作を防止するため、以下の制限を付加することが可能である。

- (a) オペレーションモードにおけるエンジニアリング機能の実行可否を各機能ごとに設定可能
- (b) オペレーションキーボード上のキースイッチ又はパスワード入力によるエンジニアリングモードへの移行のガード

(5) 日本語入力機能

アラーム・ガイダンスのメッセージや各種設定データに対するコメントなどの登録には、日本語のサポートが不可欠である。

DOS/Vの日本語フロントエンドプロセッサをリアルタイムOS上の各種画面からも利用可能であり、パソコン同様連文節変換・学習機能・熟語登録等が可能である。

(6) DOSファイル形式

ファイル形式としてDOSフォーマットを採用し、DOSの各種ユーティリティ（バックアップツール、圧縮ツールなど）を使用可能とした。

5. オープン化対応

オープン化を指向するため以下の機能をサポートしている。

(1) Windows 3.1のサポート

リアルタイムOS上の一つのタスクとして、DOS/V及びWindows 3.1の実行が可能である。Windows 3.1のデータ交換機能であるDDE^(注1) (Dynamic Data Exchange)を使って、プロセスデータをExcelやLotus 1-2-3内に取り込むことにより、ユーザー自身で自由にデータ処理・解析・印刷等を行うことが可能である。

Excelによる画面表示例を図9に示す。

(2) 汎用言語のサポート

監視・操作機能をプログラムレスで実現することが可能であるが、特殊な計算やRS-232Cによる他の機器との通信等を実現するには、若干のアプリケーションプログラムを製作する必要がある。

アプリケーションプログラム製作用として以下の二つの言語を用意している。

(a) Visual Basic

Visual BasicによってWindows 3.1で動作するプログラムを対話形式で容易に作成することができる。MELSECとの通信機能などをDLL^(注1) (Dynamic Link Library)として提供しており、これらを使ってユーザーオリジナルな監視画面作成や管理機能の実現が可能である。

(b) Microsoft^(注1) C/C++

リアルタイムOS上のアプリケーションプログラムの開発言語として、Microsoft C/C++をサポートしている。Microsoft C/C++は本来DOS又はWindows 3.1用のプログラムを開発するための言語であるが、実行ファイルを変換するソフトウェアを提供することにより、リアルタイムアプリケーションプログラムの製作を可能とした。

通信機能を始めとする各種ライブラリを提供しており、Microsoft C/C++が持つオブジェクト指向の環境と併せ、生産性の高い開発環境を実現した。

(3) 汎用ネットワークのサポート

生産実績データのパソコンやワークステーションへのアップロード、製造条件や製造スケジュールデータのダウンロード、また、他社シーケンサとの接続等が可能となるように、Ethernet^(注5)のNetWare、TCP/IPをサポートしている。

(a) NetWare機能

NetWareのクライアント機能を実装することにより、DOS及びWindows 3.1はもちろん、リアルタイムOS上のプログラムからもサーバ上のファイル、プリンタにアクセスすることが可能である。

(b) TCP/IP機能

DOS、Windows 3.1及びリアルタイムOS上のプログラムのいずれからでもTCP/IPによる通信が可能である。

(注5) "Ethernet"は、米国Xerox社の登録商標

6. む す び

"MELSIM"は、各種プロセスの監視・操作、ユーティリティ・電力設備・水処理設備の集中監視、ビル管理、実験データ収集・解析など様々な用途での活躍が期待される。まずは"MELSEC-Aシリーズ"との接続を実現した。

今日のマルチベンダ化、オープン化の流れの中、他のシステムとも接続を図り、更に使いやすいエンジニアリング環境を実現すべく、開発を進め、努力していく所存である。

スポットライト

リモコン漏電ブレーカBC-V03

リモコンブレーカに漏電保護機能をプラスし、リモコン漏電ブレーカとして一層充実した使いやすいシリーズとなりました。照明回路の遠隔制御システムが増加する中で、外灯のように屋外の照明制御の分野を中心に漏電保護機能の必要性が高まっています。リモコン漏電ブレーカは、遠隔制御システムの地絡保護と、併せて分電盤の小型化・省力化等の幅広いニーズにおこたえできます。

特 長

1. 機能は1台3役

電路保護と遠隔操作に漏電保護を備えた1台3役です。

2. 外形

JIS協約寸法にモジュール化しており、各種分電盤機器と組み合わせて使用することで、盤の小型化、配線作業の省力化による省スペース・省コストを提供できます。

3. 長寿命

機械的開閉寿命25万回、電気的開閉寿命10万回とリモコンブレーカ同様長寿命です。

4. 低消費電力の省エネタイプ

ON状態、OFF状態では電気的入力が必要としない瞬時励磁方式の省エネ操作形です。

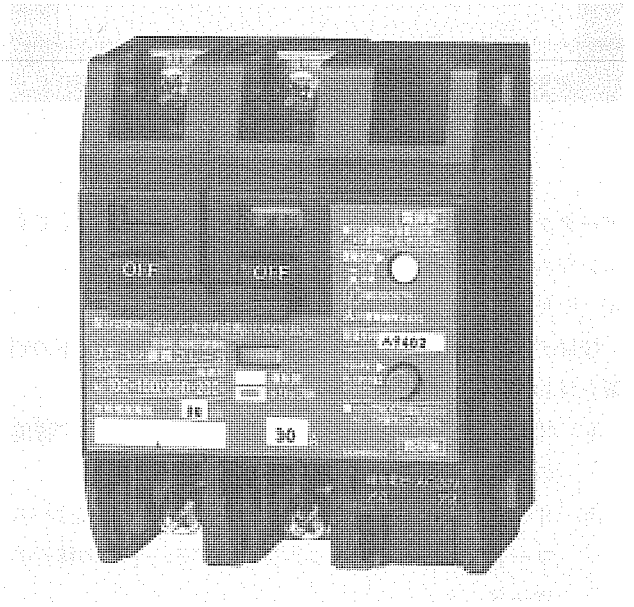
5. 多箇所操作、集中遠隔操作も可能

多箇所操作(同一負荷を複数の場所から開閉する)、集中遠隔

操作(多数の電灯分電盤を設置場所から離れた場所ので集中操作する)ができるので、幅広い照明制御が可能です。

6. B/NETとの組合せも可能

配電制御ネットワークB/NETと組み合わせると、より高度な照明制御ができます。



リモコン漏電ブレーカ BC-V03

仕 様

形 名			BC-V03
極 数			2
定 格 電 圧 (AC V)			100-200両用
定格遮断容量 (kA)	AC200V		2.5
	AC100／200V		5
	AC100V		5
定 格 電 流 (A)			15, 20, 30
定格感度電流 (mA)			15, 30
動 作 時 間 (s)			0.1以内
機械的開閉性能			25万回
電気の開閉性能 (開閉頻度 毎分 6 回以下)			10万回 (pf=0.8)
操作電流 (rms at 60Hz)	操作回路電圧 (使用電圧範囲) (AC V)	200 (170-240)	170mA
		100 (85-120)	340mA
		24 (18-30)	1,150mA
附属装置 (オプション)	警報スイッチ (AL)		○
	補助スイッチ (AX)		○
適 用 規 格			電気用品取締法, JIS C 8371-1992
開 閉 機 構			ハンドルによる手動ON・OFF・リセット, 制御回路による遠隔操作ON・OFF
外 形 寸 法			JIS C 8370-1986附属書 5, 電灯分電盤用協約形配線用遮断器に適合
附 属 部 品			取付爪 (4 個)
質 量 (kg)			0.57



特許と新案***

三菱電機は全ての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
総合グループ Tel(03)3218-2137

両極性短絡移行アーク溶接機 (特許 第1448360号)

発明者 田畑要一郎, 殖栗成夫, 平本誠剛, 水野孝治, 瀬川博久
由にコントロールできなかった。

この発明は極性を切り替えることのできる両極性短絡移行アーク溶接法に関し、容易に極性が切り替えられ、極性比率をコントロールできることを目的とするものである。

アーク放電は、電極の極性によって電極に入熱されるアーク熱の熱量が異なる。従来、短絡移行アーク溶接法では、溶接中に溶接ワイヤと電極と被溶接物間に印加する電圧の極性を切り替えることはできなかった。そのため、アーク熱量を変えて、溶接ビードの溶け込み量やワイヤ溶材の余盛り量を自

この発明は上記のような欠点を除去するためになされたもので、図1の実施例に示すように、極性を切り替えて電流を供給することのできるインバータ回路(15)、アーク時と短絡時を判定するための電圧検出器(9)、及び極性比率をコントロールできる極性切替器(17)を有し、極性切替え信号が発生した直後の短絡期間を電圧検出器(9)によって判定し、その短絡期間中に極性を切り替えられるようにインバータ回路

(15)に指令を与えるように構成されている。

以上のように、アーク放電の極性比率を容易に切り替えられるようにすることにより、被溶接物の板厚、形状等の溶接条件に合わせてワイヤ溶材の余盛り量や溶接ビードの溶け込み量が広い範囲でコントロールでき、最適なビード形状を維持して溶接できる効果がある。

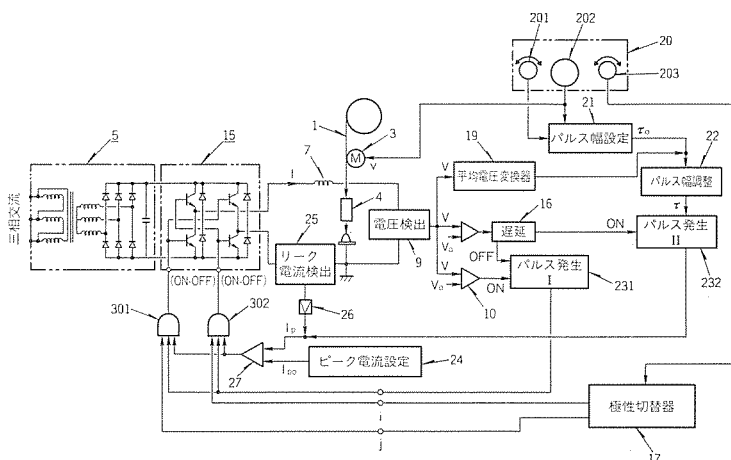


図1. インバータ回路方式の電源回路構成例

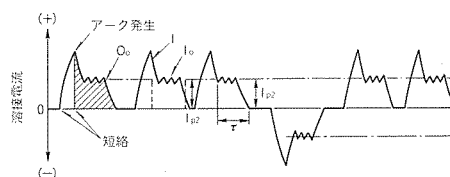


図2. 溶接電流波形例

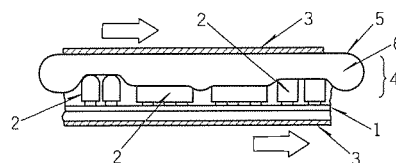
熱伝達装置 (実用新案登録 第1705828号)

考案者 村上政明, 藤井雅雄

この考案は、発熱体と放熱体の間にマットを配置した熱伝達装置に関するものである。従来の電子部品の冷却は、ファン、あるいはコンプレッサ等で送り出される空気を使用して強制冷却をしていた。しかし、塩分や腐食性ガスなどの悪環境下では、これらの冷却方法では絶縁破壊・機能低下などの問題があった。

体と電子部品回路の両方に密着して、悪環境条件下においても熱輸送量を増大させ発熱体の熱を効果的に放熱できる。

この考案はこのような欠点を解消するためになされたもので、図の実施例に示すように、配線板(1)や電子回路部品(2)と、それらを収納する放熱体(3)の間に、変形自由な材料で形成された伝熱マット膜(5)に、例えば水などの熱媒体(6)を封入した伝熱マット(4)を配置する。ここで、電熱マットの体積を放熱体と電子回路部品の包絡面との間にできる間隙体積より少し大きくし、内圧を高くしておくと、電熱マットは放熱





特許と新案***

三菱電機は全ての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
総合グループ Tel/(03)3218-2137

回転式キャビネット (実用新案登録 第2000316号)

この考案は、テレビなどのキャビネットをリモートコントロールにより左右に回転させる回転式キャビネットに関するものである。

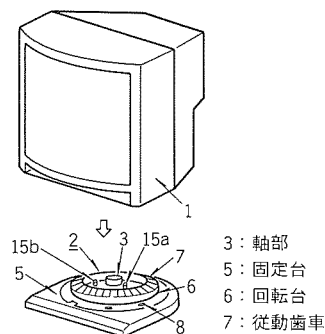
従来の回転式キャビネットは軸受により固定台に支承されるとともに、固定台の外周面に押し付けられた摩擦車を、キャビネットに装着された回転駆動装置を用いて回転させることによりキャビネットを回転させていた。

ところが、キャビネットと固定台が分離できない構成であることから長期の使用によって軸受にじんあい(塵埃)などの異物が蓄積すると摩擦車が固定台の外周面で滑りを生じ、キャビネットを左右に回転できないことがあった。

この考案はこのような不具合を解消するためになされたもので、図の実施例に示すように、固定台(5)に、この固定台としゅう(摺)動可能にかん(嵌)合された回転台(6)を設け、前

考案者 浜田 孝、日野照幸、野玉 卓、松岡 弘
記固定台とキャビネット(1)を回転可能のように固定し、回転台に設けられた従動歯車(7)と、キャビネットの底面から露出された駆動歯車をかみ合わせて、キャビネットを回転させるようにした。

この考案は以上のように構成されているので、異物の蓄積などによりロックされた場合、回転台が固定台との摺動摩擦抵抗に打ち勝って回転するので、駆動装置に無理な力が作用するのを防止し、破損するのを有効に防止できる。



<次号予定> 三菱電機技報 Vol. 68 No. 8 特集 “ニューラルネットワーク応用技術”

特集論文

- ニューラルネットワーク応用技術特集に寄せて
- ニューロ応用技術の現状と展望
- VLSI ニューロチップ
- 光ニューロデバイス
- 半導体欠陥検査システム
- ニューロ応用の真珠品質評価装置
- ニューロ応用の文字認識技術
- ニューロ応用の画像領域分離

- 視覚情報処理システム
- 自己組織型情報ベースの要素技術
- 大型望遠鏡“すばる”の主鏡鏡材最適配置設計
- プリント基板電子部品最適配置用 CAD
- ニューロ応用生産スケジューリングシステム
- リカレントニューラルネットワークによる電力系統制御
- 産業用ロボットの高精度制御

<訂 正> Vol.68, No.6, p.32, 下欄外

(誤) **電子システム研究所 → (正) **通信システム研究所

三菱電機技報編集委員

委員長 田岡恒雄
委員 永田譲蔵 鈴木幹雄
都築 鎮 大井房武
尾関龍夫 江頭英隆
水野久隆 東條孝雄
畑谷正雄 才田敏和
中井良雄 鳥取 浩
幹事 長崎忠一
7月号特集担当 永島敏一郎

三菱電機技報68巻7号

(無断転載を禁ず)

1994年7月22日 印刷
1994年7月25日 発行

編集兼発行人 長崎 忠一

印刷所 千葉県市川市塩浜三丁目12番地 (〒272-01)
菱電印刷株式会社

発行所 東京都港区新橋六丁目4番地9号
北海ビル新橋 (〒105)

三菱電機エンジニアリング株式会社内
「三菱電機技報社」Tel.(03) 3437局2692
発売元 東京都千代田区神田錦町三丁目1番地 (〒101)
株式会社 オーム社

Tel.(03) 3233局0641(代) 振替口座東京6-20018
定 価 1部721円(本体700円) 送料別

最近のマイクロコンピュータ技術の発展に伴い、鉄道分野ではインテリジェント化が進んでいます。列車の走行を自動的に制御する自動列車運転装置(ATO)においても、画一的な精度を求める列車の運転から、乗り心地や省エネルギーも考慮したより高度でフレキシブルな運転方式の実現に重点がおかれるようになりました。

列車の運転における乗務員の操作は、路線の条件(勾配、カーブ等)や列車の走行状態(スピード、次駅までの距離等)を認識し、その状況に応じて柔軟かつ的確な判断により行われます。この運転のノウハウをルール化してコンピュータに組み入れることにより、乗務員操作と同様な運転を実現したものが“エキスパートシステムATO”です。

エキスパートシステムATOは、運転制御に関するきめ細かな知識を蓄えた“知識ベース”と、走行状態に応じて知識を選択し、前向き推論によって制御指令を決定する“推論エンジン”を内蔵しており、刻々と変化する運転状態に柔軟に対応しています。このたび開発した新しいATOは、エキスパートシステムに1又は0で表現できない事象を扱うことのできるファジー制御を取り入れることにより、より乗務員の運転に近い柔軟な自動運転の実現を目的としています。

今回、開発した装置では一連の走行制御のうち、目標速度に追従して走行するよう列車を制御する“定速運転”にファジー制御方式を導入しました。列車の走行状況(列車の速度等)から制御指令値をエキスパートシステムで推論し、その制御指令を出力するタイミングをファジー制御で推論します。これにより制御指令の出力タイミングは、列車の走行状態に応じて連続的に変化し、より乗務員に近い柔軟な制御が行えるようになりました。

ファジー制御を組み込んだエキスパートシステムATOの特長を以下に示します。



自動列車運転装置

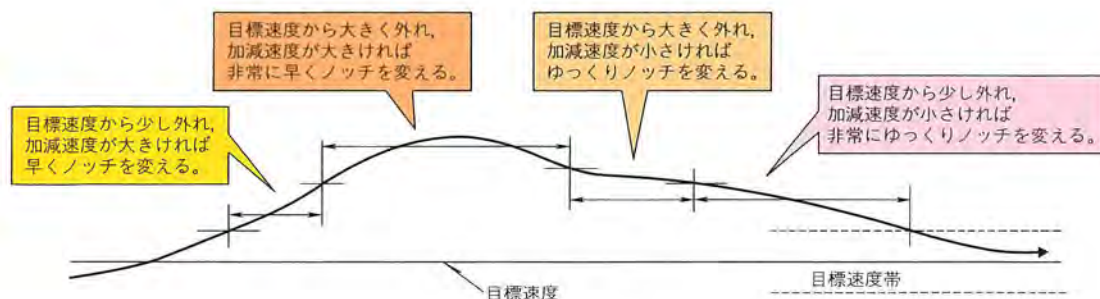
特 長

(1) 柔軟な列車制御

ファジー制御では、メンバーシップ関数と呼ばれる評価関数を用いることで人間のあいまいな表現をそのままコンピュータで扱うことができます。これにより、乗務員の直感的な運転ノウハウをもルール化することができるようになり、走行状態に柔軟に対応した最適制御をコンピュータにさせることが可能となります。

(2) 運転性能の向上

制御指令の出力タイミングがそのときの運転状況に応じて決められるため、列車が目標とする走行状態に収束するのが早く、無駄な制御指令のハンチングがなくなります。



定速運転ファジー制御例

中部電力(株)愛知変電所納め 500kV 1,000MVA 分解輸送方式変圧器 “CGPA変圧器”

このたび三菱電機(株)では、500kV器として1992年納入の関西電力(株)奥多々良木変電所300MVAに続いて、中部電力(株)愛知変電所に、国内最大容量の1,000MVA分解輸送方式変圧器“CGPA (Coil Group Packed Assembly) 変圧器”を完成(1994年2月工場出荷)、納入しました。CGPA変圧器は、厳しい輸送環境条件における高電圧・大容量器の輸送問題を根本的に解決するため、鉄心とコイルグループとを分離し、吸湿防止用のフィルムで別々にパッケージ輸送する変圧器です。

この変圧器は、外鉄形構造の本質的な特長を最大限に活用し、設計技術及び工作技術を駆使して完成しました。

特 長

- 外鉄形変圧器のフォームフィット構造を生かして、コイルグ

ループは1相ごとに製品下部タンクに収納輸送していますので、コイルグループの現地組立てが不要となり、工場品質の維持と工程短縮が可能となっています。

- 鉄心組立ての作業環境(異物管理・空調管理・作業効率)は、開閉容易な蛇腹式レール移動形の除湿送風装置を附属した“前室付き組立用クリーンハウス”(間仕切り2棟分割構造)を開発採用し、工場並みの環境を造り出しています。
- 外鉄形変圧器の鉄心構造は、同一幅鉄心を水平に積層する単純な構造のため組立てが容易ですが、“ブロック鉄心挿入工法”を採用し、更に工期短縮を図っています。
- 従来、この機種では単相器3台構成でしたが、三相一体化を実現。この結果、大幅な据付けスペース縮小と500kV3巻線変圧器ではほかに類を見ない国内最高水準の低損失化を達成しました。

CGPA変圧器と組立輸送変圧器の諸元比較

		CGPA変圧器 (三相一体形)	組立輸送変圧器(従来) (単相器3台構成)
仕 様		外鉄形 送油風冷式 三相単巻負荷時タップ切換変圧器 500/275/70kV 1,000/1,000/300MVA 60ホン	
輸 送 ・ 据 付 け	最大輸送質量	36% (40t)	100% (110t)
	輸送手段	80型低床トレーラ	150型シュナーベル式トレーラ
	総質量	85% (565t)	100% (665t)
	据付面積	82% (207m ²)	100% (253m ²)
	現地組立工期	約3か月(延べ70日)	約4か月(延べ100日)
40%負荷時本体損失		95%	100%



愛知変電所納め500kV 1,000MVA CGPA変圧器

スポットライト エアフロー環気システム

近年の住宅では、省エネルギーの観点から高気密化が進み、自然換気量は大幅に減少する傾向にあります。このような状況では、炭酸ガス高濃度化による室内空気汚染、高湿度化による結露発生、サニタリー(浴室・洗面所・トイレ)で発生する湿気・臭気の居室への拡散、などの弊害が発生します。これらの弊害を解消して快適な住空間を実現するためには、住宅全体を機械換気により常時安定的に換気(計画換気)することが必要です。高層集合住宅では高気密化の傾向が著しく、このたび、こういった住宅を対象に、サニタリーの換気扇を利用した新しい考え方による換気システム“エアフロー環気システム”を開発しました。

特 長

(1) 建物全体の通風を確保

ダーティゾーン(サニタリー)で発生する湿気・臭気の拡散を三部屋同時換気で防ぎ、建物の高い気密度で得られる室内外圧差を利用し、各居室から適切な給気を取り入れることで室内環境の改善及び建物保全を図ります。

(2) 定風量換気の実現

排気は、サニタリー換気ユニットにおいて、一定風量を差圧センサが検知しファンモータのパワーをインバータでコントロールすることにより、排気風量を外風圧・室内負圧・施工条件に左右されずに常に一定に保ちます。給気は、給気ユニットの風圧を利用した過給気防止機能により、一定風量以上の給気を制限します。

(3) 効率的な換気を実現

インバータ・差圧センサの採用で建物全体の常時小風量換気を実現しました。しかも、浴室・洗面所は必要ときにそれぞれ他の場所の換気風量に影響を与えず、電動ダンパで風量切替が可能です。また、住宅のスペースに合わせ常時換気風量と浴室・洗面所の切替風量の設定変更が可能です。

(4) システム化に伴う施工難を解消

浴室・洗面所・トイレの換気風量を一台の換気扇で個別に制御できるため、屋外への排気ダクトは直径100mm単管1本で

可能です。また、本体の取付けや結線は従来の換気扇と同等です。

(5) 省エネルギー

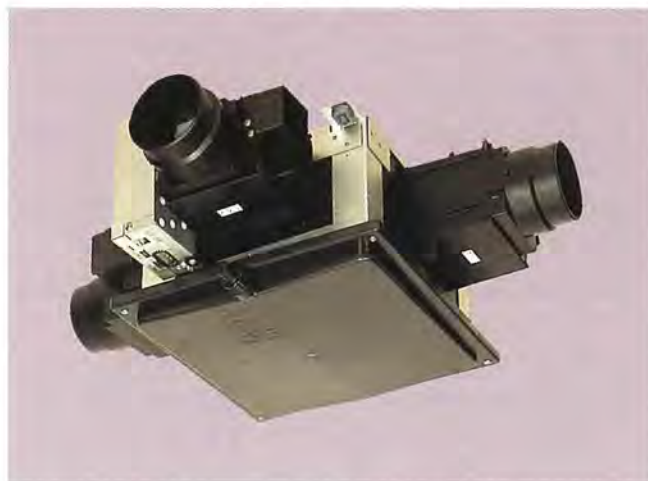
小風量で換気することにより従来の換気風量による冷暖房の空調負荷の約35%を軽減します。また、消費電力が13Wと省電力化を実現しました(60m³/h設定、パイプ長さ25m相当、無風時)。

(6) 浴室の暖房と衣類乾燥が可能

サニタリー換気ユニットとのシステム化により、浴室の換気はもちろん、暖房と衣類乾燥が可能な温水式のユニット(浴室用換気・暖房・乾燥ユニット)もとりそろえています。



給気ユニット P-13QU



サニタリー換気ユニット V-180SZ



システム構成図



浴室用換気・暖房・乾燥ユニット(温水式)VH-22BFN

三菱電機㈱は、このたび電圧変動補償及びフリッカ補償機能を持った大容量アクティブフィルタ“MELACT-1100Lシリーズ”を製品化しました。

アーク炉、溶接機、放電加工機等を使用している工場では、フリッカによる照明電源のちらつきや電子機器の誤動作、製品むら等の問題が発生しています。また、大容量電動機を使用する一般工業分野やスキー場では、電動機起動時に生じる電圧変動により、照明のちらつきや設備の誤動作の問題が発生しています。

これらの電源系統にアクティブフィルタMELACT-1100Lを適用いただくと、従来より安価に高性能な補償を行うことができます。

システム構成

アクティブフィルタMELACT-1100Lは、三相電圧形インバータで構成されています。電圧変動やフリッカの発生原因となる電源系統の無効電力を検出して、瞬時に逆位相の無効電流を出力することにより、電圧変動やフリッカを瞬時に抑制します。

特 長

(1) 高速応答

- 大容量IGBTを使用したインバータにより、瞬時の負荷変動に応答できる高速制御性能を実現しています。
- 溶接機、放電加工機等の電圧フリッカを抑制し、電力会社の規制値を守ることができます。
- 瞬時の負荷変動に追従し、設備の運転時の誤動作(起動失敗や停止)を防止します。

(2) 電源力率改善

- 進相容量から遅相容量まで無段階に制御できるので、常に電源力率を1.0とすることができ、電力料金の低減が図れます。
- 系統に進相負荷があっても、遅相出力によりこれを打ち消し、電源電圧の上昇を防ぐことができます。

(3) 小型化・大容量化

- 大容量IGBTの使用により、装置の小型化と大容量化を図っています。
- 工場スペースの有効活用が図れます。



アクティブフィルタ MELACT-1100L

概 略 仕 様

項 目	仕 様
定格出力	±600, ±1,200, ±1,800 (kVAR)
相 数	三相
入力電圧	6,600V 又は 440V
周波数	50/60Hz
形 式	PWM 電圧形インバータ方式
使用素子	IGBT
冷却方式	風冷
塗装色	JEM標準色 (5Y7/1)
使用環境	屋内

スポットライト

三菱ビル遠隔管理サービスシステム “メルセントリーSA30”

三菱ビル遠隔管理サービスシステム“メルセントリーS A30”は、中小規模ビルのインテリジェント化のニーズにこたえて、ビルの運営管理の無人化、遠隔センターでの代行管理が小規模から中規模ビルにまで適用可能なシステムです。

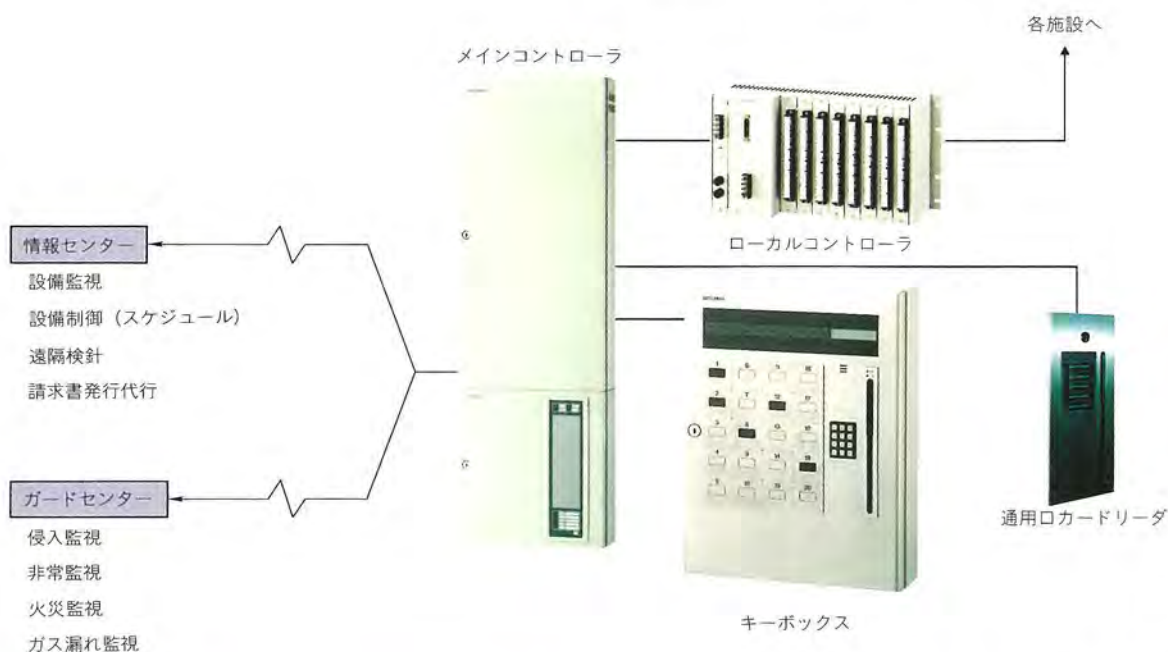
特 長

小規模から中規模ビル(延床面積約7,000m²以下)の運営・管理に最適で、下記の特長を持っています。

- 情報センター(三菱電機ビルテクノサービス㈱)、ガードセンター(総合警備保障㈱)へオンラインで結ぶシステムのため、

24時間無人でビルの設備の異常監視、設備制御、検針、警備が行え、1回/月テナント向けの電気・水道料金等の請求書の発行も代行可能

- キーボックス(かぎ(鍵)管理装置)を付加することにより、無人で鍵の管理が可能
 - ①鍵の保管・取出しが磁気カードで可能
 - ②カードの遠隔無効処理によるカード紛失時の迅速な対応、安全性の確保が可能
 - ③鍵の保管・取出しに連動して、設備の発停制御が可能
- ローカルコントローラを付加することにより、500点まで設備を管理することが可能



情報センター

メルセントリーSA30の概略仕様

項 目	仕 様
メイン コントローラ (MCP)	管理点数 最大500点
	LCP 接続台数 最大20台
	鍵管理装置 接続台数 最大4台
	電 源 AC100V 50/60Hz
モニタ盤	外 形 400(W)×800(H)×100(D) (mm)
	適用回線 一般加入電話回線
	回線制御方式 自動発信・自動着信
	信号方式 PSK (位相変調), PB信号
鍵管理装置	電 源 AC100V 50/60Hz (停電補償付き)
	外 形 400(W)×400(H)×100(D) (mm)
	窓 数 10, 20, 30, 40窓
	カードリーダー 手動走行方式 磁気カードJIS-II型
	登録人数 10, 20窓:1,000人 30, 40窓:2,000人
	電 源 AC100V 50/60Hz (停電補償付き)
	外 形 400(W)×500(H)×100(D) (10, 20窓), 30, 40窓は20窓に拡張ユニット 400(W)×500(H)×100(D)を増設
	表面仕上げ ステンレス仕上げ
その他	テンキー、音声メッセージ:標準, LCD, 通用ロカードリーダー:オプション