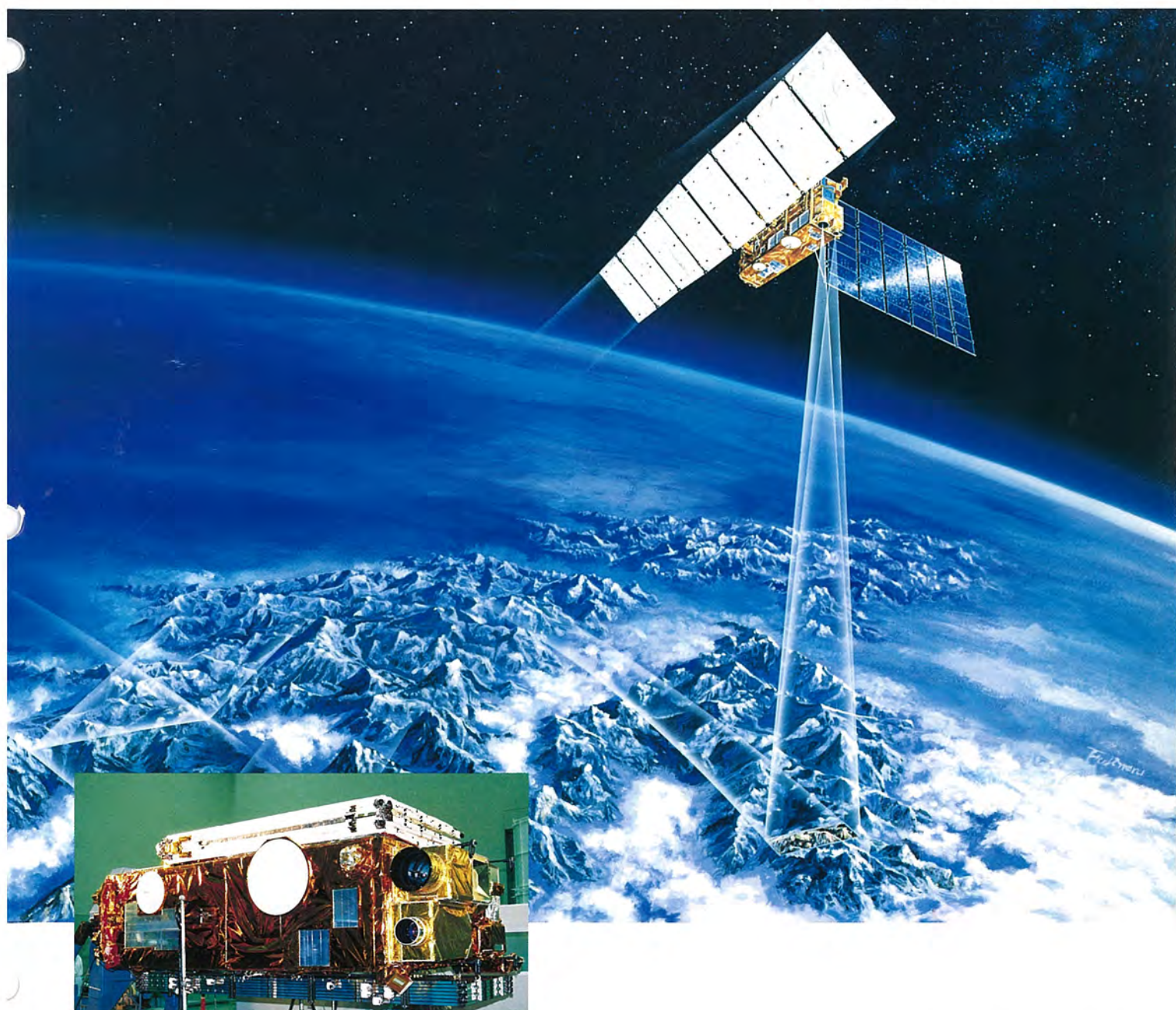


MITSUBISHI 三菱電機技報

MITSUBISHI DENKI GIHO Vol.65 No.10

10
1991

宇宙開発特集



技術がつくる高度なふれあい *SOCIO-TECH*

宇宙開発特集

目次

特集論文

宇宙開発特集に寄せて……………	1
西村 純	
宇宙開発の現状と展望……………	2
藤田康毅	
地球資源衛星 1 号 (ERS-1)……………	10
小泉民介・鈴木 孝・角市 修・小林督智	
宇宙実験・観測フリーフライヤー (SFU)……………	16
栗木恭一・二宮敬虔・長友信人・若杉 登・木村 弘・伊地智 幸一ほか	
技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) バス機器……………	26
北原弘志・長野 寛・小勝国弘・関 時明・寺西知幸・大村勝敏	
インテルサット VII 号衛星搭載機器……………	34
今谷敏夫・小林右治・大村勝敏・桜井也寸史・風神 裕	
宇宙ステーション取付型実験モジュール (JEM) 電力系……………	41
小松正明・小林基宏・郷内敏夫・北潟 悟・岡村敏男	
衛星搭載用光学センサ……………	47
門脇 隆・田中宏和・古屋清敏・田治米 徹・木股雅章	
衛星搭載通信機器……………	54
風神 裕・三奈木 正純・広瀬晴三・浦崎修治・三井康郎	
宇宙ロボット及びランデブドッキング技術……………	61
河内正夫・吉田憲正・井上正夫	
VSAT システム……………	67
野町芳夫・石井克幸・堂前光洋・瀬尾耕三	
SNG 用小型地球局アンテナ……………	74
青木克比古・蛭子井 貴・牧野 滋・荻原光男・松本操一	
インマルサット第二世代海岸地球局設備……………	81
是石秀則・森 浩造・山中 治・大場達博・土谷牧夫	

普通論文

宇宙用熱制御システム微小重力実験……………	88
村上政明・大串哲朗・高田 孝・矢尾 彰	
直動形超高速可変速ブロワ用電動機……………	92
西川義富美・大木博文・池田雅博・増田博之	
東京電力(株)厚川総合制御システム……………	97
長岡 宏・高山正博・横田史郎・町野 毅・正山照久	
三菱ビル遠隔管理サービスシステム《メルセントリー SX》……………	103
山田邦雄・藤原誠司・鈴木敏由	
(財)車両情報センター納め大規模フォルト トレラント ネットワークシステム……………	107
和田輝彦・三浦恭裕・岩切 博	
バスダイヤ編成支援システム (MEDIAS)——標準システム——……………	113
及川和彦・坪井尚登・岡村博之・澤田博明・井上悦次・清島日出男	
企業内 UNIX 電子メールシステム……………	118
片岡正俊・富樫昌孝・佐伯保晴・弓野雅章・川上眞二	

特許と新案

半導体ウェーハの鏡面研磨面及び内部特性の評価方法、レーザ加工装置……………	123
スピーカ振動板の製造方法……………	124

スポットライト

三菱電子式タイムスイッチ TSE-2D/2S……………	125
三菱ギヤードモートル GM-H シリーズ……………	126
発電所変電所自動巡視ロボット…………… (表 3)	

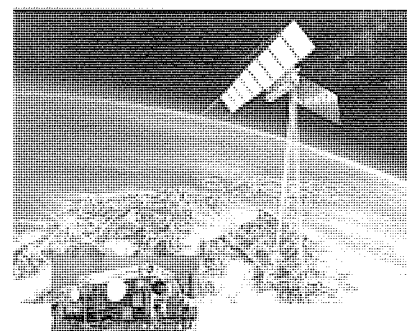
表紙

地球資源衛星 1 号 (ERS-1)

高度約 570km の上空から、合成開口レーダと光学センサで、資源探査・国土調査・農林漁業・環境保全・防災・沿岸監視等に役立てる情報を、地球の全陸域にわたって約 2 年間収集する。打上げは、平成 3 年度冬期に予定されている。

合成開口レーダは合成開口技術を使った映像レーダで、昼夜・天候の影響を受けることなく地表の地質・凹凸・傾斜等を高解像度、高コントラストで観測できる。また、光学センサは検出部に 4,096 素子の固体撮像素子を使った電子走査式の放射計で、地表からの太陽反射光を可視域から短波長赤外域まで 7 つの波長帯で撮像でき、さらに立体視もできる。地上分解能はいずれも 18m でこれまで以上の高解像度の精密画像が得られる。

(写真提供：宇宙開発事業団)



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

宇宙開発の現状と展望

藤田康毅

三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 2～9

スプートニクから30余年、宇宙開発は第一世代から第二世代に、無人機から有人機の時代に移行しつつある。当社の宇宙開発も20余年になり、技術開発衛星・通信衛星の分野で多大な成果を収め、現在は観測・環境利用、更には有人の宇宙ステーションの開発にも参画している。21世紀に向けて月・惑星基地計画が世界的に浮上し、我が国でも検討が進められている。多様化する宇宙活動の中にあって、当社も更なる発展を目指して着実な歩みを続けている。

宇宙ステーション取付型実験モジュール(JEM)電力系

小松正明・小林基宏・郷田敏夫・北潟 悟・岡村敏男

三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 41～46

JEM 電力系は、現在宇宙開発事業団の下で基本設計を実施中である。JEM は我が国初めての有人システムであり、電力系の開発に当たっては、安全性を十分考慮する必要がある。また、大電力容量(25kW)の要求から宇宙機としては、初めての高電圧バス(120V)の採用と、高電圧直流の遮断器として半導体を用いた直流遮断器を開発・採用していることと、故障を自動的に判断する自己診断機能も具備している。

地球資源衛星 1 号(ERS-1)

小泉民介・鈴木 孝・角市 修・小林督智

三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 10～15

ERS-1 は、能動型電波センサの合成開口レーダと固体撮像素子を用いた電子走査式の光学センサを搭載して、地球全陸域を高精度で観測できる、資源探査を主目的とした観測衛星である。昭和61年基本設計に着手し、EM-PFM 方式によって開発を進め、平成3年度冬期にH-I ロケットにより、種子島宇宙センターから打ち上げられる予定である。

衛星搭載用光学センサ

門脇 隆・田中宏和・古屋清敏・田治米 徹・木股雅章

三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 47～53

衛星搭載用光学センサは、従来のグローバルな観測に加え、波長及び地表面での高分解能な観測要求が高まり、これに対応して光学センサの要素技術についても、新たな方式、デバイス等の開発が進められている。1994年度打上げのADEOS では、地表面分解能8mを持つAVNIR、さらに1998年度打上げのNASA EOS-A では、可視から熱赤外領域で14バンドを持つASTERが開発中で、今後この分野での発展が期待される。

宇宙実験・観測フリーフライヤー(SFU)

栗木恭一・二宮敬虔・長友信人・若杉 登・木村 弘・伊地智 幸一

三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 16～25

宇宙実験・観測フリーフライヤー(SFU)は文部省、通商産業省及び科学技術庁の共同プロジェクトで、1993年度冬期の打上げを目標として開発が進められている。SFU は日本のH-II ロケットで打ち上げられ、モジュール化された実験機器を搭載して約半年間にわたり軌道上で宇宙実験を行った後、スペースシャトルとランデブし、そのマネビュレータにより、捕獲回収され地上に帰還する。帰還後必要な改修及び新たな実験機器を搭載して再び使用されることになっている。

衛星搭載通信機器

風神 裕・三奈木 正純・広瀬晴三・浦崎修治・三井康郎

三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 54～60

人工衛星のミッションは、大きく通信／放送／観測の三分野に分類されるが、衛星搭載用通信機器はいずれの人工衛星にとっても中核となるサブシステムであり、人工衛星の発展段階・用途に応じて、これまで種々の開発が行われてきた。本稿では人工衛星に搭載される通信機器について、インテルサット衛星用中継器などを例に最近の技術状況と将来動向を示すとともに、技術試験衛星Ⅵ型通信機器を始めとする当社の技術開発実績の紹介を行う。

技術試験衛星Ⅵ型(ETS-VI)バス機器

北原弘志・長野 寛・小勝国弘・関 時明・寺西知幸・大村勝敏

三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 26～33

我が国の今後の宇宙開発事業を担うと期待される全国産H-II ロケットの打上げ能力の確認や2t級実用静止三軸衛星の基盤技術を確立する等のために開発されている技術試験衛星Ⅵ型(ETS-VI)の概要及び当社が担当している搭載バスサブシステムである電源系・太陽電池パドル系・イオンエンジン装置・その他の構成・性能・特長等について開発状況も含めてまとめている。

宇宙ロボット及びランデブドッキング技術

河内正夫・吉田憲正・井上正夫

三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 61～66

宇宙ロボット及びランデブドッキング(RVD)技術は、我が国が今後独自の宇宙活動を展開していく上での必須基盤技術である。当社では、数年前ないし約10年前からこれらの技術の研究開発に着手している。これまでの主要成果は、地上からの遠隔操作を可能とする部分、自律遠隔操作型宇宙ロボット及び浮遊衛星の自動回収ロボットの機能モデルの試作、無人宇宙機の自動RVDシステムの研究開発、遠隔操縦型RVDの研究、ドッキング地上試験装置の開発等である。

インテルサットⅦ号衛星搭載機器

今谷敏夫・小林右治・大村勝敏・桜井也寸史・風神 裕

三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 34～40

当社が、SS/L(Space Systems/Loral)社から受注したインテルサットⅦ号衛星搭載機器(アンテナ、ソーラアレーパネル、ヒートパイプ埋込み型機器パネル・構体パネル、及びCバンド固体電力増幅器)の概要、特性及び技術的特徴について述べるとともに、インテルサットⅦ号衛星の概要についても同時に紹介する。

VSAT システム

野町芳夫・石井克幸・堂前光洋・瀬尾耕三

三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 67～73

高度情報化社会の幅広いニーズに対応する通信ネットワークとして、VSAT システムの発展が期待されている。本稿で紹介する教育研修ネットワークでは親局から子局へのアウトバウンド波にBSサブキャリア方式のTV波を用い、映像配信機能を併せ持ったVSATシステムを利用し、またパケット データネットワークでは親局子局間でのデータ分配収集・FAX 同報、子局側での音声回線の可能なVSATシステムを利用している。

Abstracts

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 41~46 (1991)

An Electric Power System for the Japanese Experiment Module

by Masaaki Komatsu, Motohiro Kobayashi, Toshio Gonai, Satoru Kitagata & Toshio Okamura

Under contract with NASDA, Mitsubishi Electric has developed an electric power system for the Japanese Experiment Module (JEM). Since the JEM will be used in a manned space mission, and is Japan's first such package, its power supply must satisfy safety requirements. The power supply will be the first in space to use a high-voltage (120V) bus, which is necessary to support the large 25kW capacity required. The corporation has also developed a solid-state high-voltage DC breaker for the unit. The breaker has self-diagnostic functions that automatically detect power-system malfunctions.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 47~53 (1991)

Optical Imaging Sensors for Space

by Takashi Kadowaki, Hirokazu Tanaka, Kiyotoshi Furuya, Toru Tajima & Masafumi Kimata

New optical image-sensing methods and device technologies are being developed for satellite use to meet the demand for higher spectral resolution and finer spatial resolution of the earth's surface features. MELCO has been involved in the development of the AVNIR sensor, capable of resolving 8m features on the earth's surface, for the ADEOS satellite (launch scheduled for 1995) and the ASTER sensor, capable of making observations in 14 bands, from infrared to visible, for the EOS satellite (launch scheduled for 1998). Continued developments are expected in this field.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 54~60 (1991)

On-Board Communications Equipment for Satellites

by Yutaka Kazekami, Masazumi Minaki, Haruzo Hirose, Shuji Urasaki & Yasuro Mitsui

Whether a satellite's purpose is to be telecommunications, broadcasting or observation, on-board communications equipment plays a key role, and thus technology in the field has been developed alongside other satellite systems and applications technology. The article discusses the current state of, and anticipated trends in, satellite on-board communications technology, citing the example of repeater equipment for INTEL-SAT. It also introduces the corporations's achievements in on-board communications equipment for Japan's Engineering Test Satellite VI (ETS-VI) and other satellites.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 61~66 (1991)

Space Robotics, Rendezvous and Docking Technology

by Masao Kawachi, Norimasa Yoshida & Masao Inoue

Japan is developing space robotics and rendezvous-and-docking (RVD) technologies which are essential for the construction of its space infrastructure. The corporation has been conducting R & D in these technologies for over ten years. Principal achievements include laboratory prototypes of a semiautonomous teleoperated space robot that is controlled by an earth-bound operator and a robot to automatically retrieve satellites, R & D on an autonomous RVD system for unmanned spacecraft, research on a remote-piloted RVD system, and development of a docking-dynamics test facility.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 67~73 (1991)

VSAT Systems

by Yoshio Nomachi, Katsuyuki Ishii, Mitsuhiro Domae & Koza Seo

Very small aperture terminal (VSAT) systems can potentially be developed into a networking medium capable of serving the many different needs of information-intensive societies. The article introduces an educational network using a VSAT system in which the data transmission capabilities of the broadcast satellite subcarrier (BS-format) are employed to send images from the main station to remote stations (out-bound communications). It also introduces a packet network using a VSAT system that supports digital data and facsimile exchanges between the main and remote stations, and voice communication circuits among remote stations.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 2~9 (1991)

Outlook on Space Activities

by Yasuki Fujita

More than thirty years after the Sputnik launch, Japan's space development activities are shifting from first- to second-generation and from unmanned to manned spacecraft. Mitsubishi Electric has been involved in space development for more than 20 years and is continuing its steady efforts toward further development as space activities flourish and diversify. The corporation has been responsible for many successful technical developments, including engineering test satellites and communications satellites, and is currently participating in development activities involving earth-observation and environmental-resource-utilization satellites, and manned space stations. As the 21st century draws near, plans for moon and planetary development are emerging worldwide. Japan is also investigating these possibilities.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 10~15 (1991)

Earth Resources Satellite 1 (ERS-1)

by Tamisuke Koizumi, Takashi Suzuki, Osamu Kakuichi & Masanori Kobayashi

ERS-1 is an earth-observation satellite whose primary purpose will be to survey the earth's natural resources. It will carry an active microwave sensor-a synthetic aperture radar-and optical sensors based on a solid-state imaging device (CCD) to enable the precise observation of every continent of the globe. The corporation began the basic design of the satellite in 1986, and has been advancing its development using the EM-PFM system. ERS-1 is scheduled for launch in early 1992 from Japan's Tanegashima Space Center. It is to be carried by an H-I rocket.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 16~25 (1991)

The Space Flyer Unit (SFU)

by Kyoichi Kuriki, Keiken Ninomiya, Makoto Nagatomo, Noboru Wakasugi, Hiroshi Kimura, Koichi Ijichi, Toyohiko Ishii & Naoki Tsuya

The development of the "space flyer unit (SFU)" a multipurpose space experiment platform, is underway as a joint project of the Ministry of Education, the Ministry of International Trade and Industry, and the Science and Technology Agency, with the launch scheduled for the first quarter of 1994. The SFU will be launched in Japan using an H-II rocket, and carry a modular test package that will conduct space experiments in orbit for about six months. It will then rendezvous with a space shuttle, be recovered by the shuttle's remote manipulator system and brought back to earth. The SFU will then be overhauled, fitted with a new test package, and relaunched.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 26~33 (1991)

Bus Subsystems for Engineering Test Satellite VI

by Hiroshi Kitahara, Hiroshi Nagano, Kunihiro Ogatsu, Tokiaki Seki, Tomoyuki Teranishi & Masatoshi Omura

The article includes an overall description of Engineering Test Satellite VI (ETS-VI), the pilot for a two-ton-class three-axis-stabilized geostationary satellite, and reports on the current configuration, performance and features of the bus subsystem, which the corporation has contracted to develop. The bus subsystem includes an electrical subsystem, solar array paddles, ion engines and other equipment. ETS-VI will also serve to verify the launching capability of the H-II rocket, which has been developed wholly using Japanese technologies and is expected to serve as a workhorse for the country's future space development.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 34~40 (1991)

Subsystem Equipment for INTELSAT VII Spacecraft

by Toshio Imatani, Yuji Kobayashi, Masatoshi Omura, Yasushi Sakurai & Yutaka Kazekami

The article introduces the INTELSAT VII and discusses the general characteristics and technical features of equipment the corporation is producing for the satellites under contract to Space Systems/Loral Corporation. The equipment includes antenna systems, solar array panels, structural panels with embedded heat pipes and C-band solid-state power amplifiers.

アブストラクト

SNG 用小型地球局アンテナ

青木克比古・蛭子井 貴・牧野 滋・萩原光男・松本操一
三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 74～80

国内の民間通信衛星の打上げに伴い、我が国においても衛星通信システムが広く導入されている。ここでは、放送業界に導入されている SNG (Satellite News Gathering) システムの移動局となる可搬局及び車載局アンテナについて述べる。このアンテナは、2 m×1 m のだ円開口の鏡面修整型オフセット グレゴリアンアンテナであり、高能率でかつ低サイドローブの広角指向特性と低交差偏波特性を持っている。また、運搬、設置及び回線設定が容易にできる。

インマルサット第二世代海岸地球局設備

是石秀則・森 浩道・山中 治・大場達博・土谷牧夫
三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 81～87

インマルサット第二世代衛星への移行に対応して、KDD 山口衛星通信所で2局の海岸地球局設備を建設した。

この地球局の特徴は、①第一世代、第二世代衛星のいずれにも対応でき、特にC帯で高能率、低サイドローブ特性とし、さらに将来の交差偏波補償運用にも対処できる。②AFCは容易に衛星切替えに対応できる。③位相雑音について、INM-A、INM-B規格をいずれも満足したこと等があり、その概要について報告する。

宇宙用熱制御システム微小重力実験

村上政明・大串哲朗・高田 孝・矢尾 彰
三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 88～91

宇宙における熱制御装置の開発の一環として、電子機器の冷却に使われる軽量で熱伝導性に優れた平板形ヒートパイプ、また大熱輸送・排熱技術の手段としての宇宙用ヒートポンプ用蒸発器(コールドプレート)の微小重力環境下における伝熱特性と作動液体の挙動について調べた。その結果、作動液体の毛管現象を効果的に利用した平板形ヒートパイプとコールドプレートについて、液流動特性に関する貴重な知見を得るとともに優れた伝熱特性を確認した。

直動形超高速可変速ブロウ用電動機

西川義富美・大木博文・池田雅博・増田博之
三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 92～96

さきにシリーズ化し、好評を得ている超高速可変速電動機ドライブシステム《MELDRIVE》をベースに、“直動形超高速可変速ブロウ用電動機”を三菱重工業(株)横浜製作所と当社が共同開発した。

その特長は、従来のブロウ装置から増速ギヤをなくし、超高速可変電動機の出力軸にブロウのインペラを直接取り付け、電動機と一体化したことで、大幅な小型化、省保守化を実現した。超高速ブロウとして画期的な構造であり、業界に新風を吹き込むと期待される。

東京電力(株)犀川総合制御システム

長岡 宏・高山正博・横田史郎・町野 毅・正山照久
三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 97～102

本稿は東京電力(株)犀川総合制御システムの機能と特徴を報告するものである。このシステムは、5発電所、1開閉所を集中監視制御しているが、今回更新したシステムは、監視、操作、調整及び記録などの運転業務を従来より一層自動化した。特に水系一貫運用、電力系統自動操作機能を高度化した。また、出水予測計算、放流貯留シミュレーションなどの関連機能(土木担当業務)も実現した。テレコンはHDLC方式の高機能、高信頼装置を開発し適用している。

三菱ビル遠隔管理サービスシステム《メルセントリー SX》

山田邦雄・藤原誠司・鈴木敏由
三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 103～106

小規模ビル管理の無人化を目的としたインテリジェントビルを可能にする三菱ビル遠隔管理サービスシステム《メルセントリー SX》を開発した。このシステムは、監視・制御を行う情報センターと顧客ビルとの間を電話回線を介してデータ伝送・処理することにより、ビル設備の異常・故障の遠隔監視はもとより、設備の遠隔制御、各種課金情報の遠隔収集による請求書発行代行を可能とした。また、防犯・防災情報は専門の警備会社により、同様に遠隔監視をする。

財車両情報センター納め

大規模フォルトトレラントネットワークシステム
和田輝彦・三浦恭裕・岩切 博
三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 107～112

高信頼性を要求される競輪投票系のシステムにおいて、ネットワーク中継システムを構築した。この中継システムの中核には、耐障害性に優れたフォルトトレラントコンピュータを利用し、ネットワーク、端末も二重化を行っている。ソフトウェア的にも、連続運転、無人化運転を実現するため、各種監視機能、障害自動復旧機能、障害時の代行機能等を組み込み、システム全体としてノードダウンを実現している。

バスダイヤ編成支援システム(MEDIAS)——標準システム——

及川和彦・坪井尚登・澤田博明・井上悦次・清島日出男 ほか
三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 113～117

このシステムは、専門の担当者が行うバスダイヤ編成業務を支援するシステムで、“作画システム機能”と呼ぶダイヤ編成を画面との対話操作で行う“CAD機能”と、“自動作成機能”と呼ぶダイヤ編成そのものを自動化する“エキスパートシステム”から成る。ダイヤ編成のノウハウに三菱電機(株)独自の考え方を加えて、自動作成効率を上げ、担当者の作業分析から使いやすいインタフェースを実現した。このシステムによって、短時間に運用効率の良いダイヤ編成が可能となった。

企業内 UNIX 電子メールシステム

片岡正俊・富樫昌孝・佐伯保晴・弓野雅章・川上眞二
三菱電機技報 Vol. 65・No. 10・P 118～122

最近、エンジニアリング系コンピュータの応用分野として、技術者個々の生産性向上をねらったEOA(Engineering Office Automation)が重要視されるようになった。このEOAの中で、昨今のコンピュータネットワーク技術の進展とともに特に注目されているものが電子メールシステムである。当社ではエンジニアリング系の標準であるUNIXのメール機能をベースに、マンマシンインタフェースを充実し、応用機能を開発して全社的な運用を開始した。

Abstracts

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 103~106 (1991)

MELSENTRY-SX: A Remote Monitoring and Control System for Buildings

by Kunio Yamada, Seiji Fujihara & Toshiyuki Suzuki

The corporation has developed MELSENTRY remote monitoring equipment to support intelligent, unsupervised management of small buildings. Monitoring and control functions are performed at a remote monitoring center that is linked to client buildings via telephone lines. The center processes the incoming data to identify abnormal activities, equipment failures and other significant events. The link also allows the center to operate building equipment and collect data for billing services. In addition, the system is capable of supporting security and fire-prevention services through a separate security company.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 74~80 (1991)

Small Earth-Station Antennas for Receiving News via Satellite

by Katsuhiko Aoki, Takashi Ebisui, Shigeru Makino, Mitsuo Ogiwara & Soichi Matsumoto

The launch of many communication satellites for commercial use has led to the widespread use of satellite communication services in Japan. The article reports on a portable earth station and vehicle-mounted antenna for the satellite news gathering systems recently introduced by the broadcasting industry. The antenna is an offset Gregorian type with an elliptical 2m x 1m aperture and shaped surfaces. It features high efficiency, good directivity over a wide range of angles, excellent side-lobe suppression and low cross-polarization characteristics. It is easy to transport and set up the antenna, and easy to establish communication lines.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 107~112 (1991)

A Large-Scale Fault-Tolerant Network System for a Vehicle Information Center

by Teruhiko Wada, Yasuhiro Miura & Hiroshi Iwakiri

The corporation has constructed a new network system for token-ring networks requiring high reliability. The system employs fault-tolerant computers, and redundant network links and terminals. Software functions include various monitoring functions, automatic fault recovery functions, and equipment substitution functions that enable the system to cope with hardware failures and realize continuous unsupervised system operation without downtime.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 81~87 (1991)

INMARSAT Second-Generation Coastal Earth Stations

by Hidenori Koreishi, Hiromichi Mori, Osamu Yamanaka, Tatsuhiko Oba & Makio Tsuchiya

The corporation has constructed two coastal earth stations at KDD's Yamaguchi Satellite Communications Center to support its changeover to the use of second-generation INMARSAT communication satellites. The article reports on these earth stations, discussing three main features. First, the earth stations support communications by both first- and second-generation INMARSAT satellites. Specifically, high efficiency and low side-lobe characteristics are realized in the C-band through the employment of a wide-band corrugated horn. They are also designed to allow future communications support by way of dual polarized operations. Second, the AFC allows easy switching between satellites. Third, the earth stations comply with INM-A and INM-B specifications for phase-noise.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 113~117 (1991)

MEDIAS: An Expert Planning System for Bus Diagrams

by Kazuhiko Oikawa, Hisato Tsuboi, Hiroyuki Okamura, Hiroaki Sawada, Etsuji Inoue & Hideo Kiyoshima

This system assists specialists in bus diagram planning. It is comprised by screen system functions (CAD functions that allow the user to generate diagrams interactively using a graphic interface) and automatic generation functions (expert system functions that automate diagram generation). The authors have improved both drawing and automatic generation functions: the former by applying the specialist's operation analysis into the function's design; and the latter through the incorporation of Mitsubishi's original bus diagram generation expertise. These improvements have resulted in the introduction of the MELCOM Bus Diagram Planning Support System (MEDIAS), allowing the user more efficient bus diagram generation in a shorter period of time.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 88~91 (1991)

Experimental Investigations and Thermal-Control Systems under Micro-Gravity Conditions

by Masaaki Murakami, Tetsuro Ogushi, Takashi Takada & Akira Yao

The authors have investigated the heat-transfer characteristics and working fluid behavior of a flat-plate heat pipe for cooling electronic equipment in space and an evaporator (cold plate) for a high thermal-transfer-capacity heat pump for space use under micro-gravity conditions. The components, both of which employ capillary action to implement the fluid transport, were found to exhibit excellent heat-transfer characteristics. In addition, significant insights were gained regarding liquid flow patterns.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 118~122 (1991)

A Corporate Electronic Mailing System Based on UNIX

by Masatoshi Kataoka, Masataka Togashi, Yasuharu Saeki, Masaaki Yumino & Shinji Kawakami

Engineering office automation has been identified as contributing to higher productivity among technical workers in engineering-related computer-technology fields. In addition to computer networking technology, particular attention has been paid to electronic mailing systems. Mitsubishi Electric has recently developed and implemented a corporate-wide electronic mailing system that employs the mail functions of the engineering-oriented UNIX operating system. This system features a graphical user interface with various application-specific functions that are essential to successful implementation in a corporate environment.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 92~96 (1991)

A Variable-Speed, Ultrahigh-Speed Squirrel-Cage Induction Motor for Direct Impeller Mounting

by Yoshifumi Nishikawa, Hirofumi Oki, Masahiro Ikeda & Hiroyuki Masuda

Mitsubishi Electric and Mitsubishi Heavy Industries have jointly developed a variable-speed, ultrahigh-speed squirrel-cage induction motor for direct impeller mounting based on the well-received MELDRIVE series of induction motors. Since the new motors do not require the speed-multiplication gears used in previous motors, the impeller can be mounted directly on the motor shaft, allowing blower equipment to be much more compact and reducing maintenance requirements. These features promise to breathe fresh air into the ultrahigh-speed blower-equipment market.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 65, No. 10, pp. 97~102 (1991)

An Automatic Control System for the Remote-Control Center of Tokyo Electric Power Company's Saigawa Hydroelectric Plant

by Hiroshi Nagaoka, Masahiro Takayama, Shiro Yokota, Takeshi Machino & Teruhisa Shoyama

The article reports on the functions and features of an automatic control system for the remote-control center of Tokyo Electric Power Company's Saigawa hydroelectric plant. The system controls five hydroelectric generators, one substation and associated circuit breakers. It replaces existing equipment, providing an upgrade with highly automated functions for monitoring, control, data-logging and other purposes. Sophisticated features include hydroscheduling of the power system, switchgear-control functions and alarm functions. A high-performance, high-reliability HDLC-type telecommunications system is employed.

宇宙開発特集に寄せて

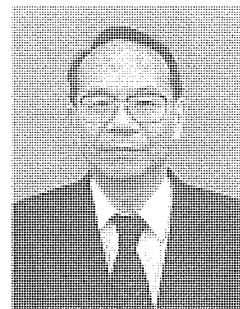
日本で初めての人工衛星「おおすみ」が成功してから、今年は21年目に当たります。このわずか20年の間に、宇宙開発は私たちの社会生活に深い関わりを持ち、宇宙科学研究は一つの大きな学問分野にまで成長して来ました。もう直ぐ訪れる21世紀には、宇宙開発・研究は人類の社会活動と科学研究に更に深い関わりを持つことは間違いありません。また、21世紀は地球周辺を離れて人類の活動が惑星にまで広がる夢に満ちた世紀だとも言われています。

振り返ってみると、日本の人工衛星「おおすみ」が成功した時には、すでに先発国であった米ソ両国は幾つかの惑星探査機を月や金星、火星に送り込んでいました。アポロ計画で人類が月面に足を下ろしたのは「おおすみ」成功の前の年です。そして今、20年を経た現在、幾つかの成果の下に、日本は米ソ欧と並んで、人類の宇宙活動を支える世界の四つの大きな柱にまで成長して来た事は、諸外国の人々にとって大きな驚きのようです。なぜ、このような急速な進歩をもたらす事が出来たのか、諸外国および国内を含めて色々な分析が行われています。

一つは、日本のユニークな宇宙開発体制によるものです。実用開発に最も適した体制と、科学研究に最も適した体制の二つの研究機関を備え、宇宙開発委員会を中心に国内の計画を統合的に調整して最も効率的な計画を立案してきたことです。ここでは、広い意味での産業界、学界、官界、政界の共同が機能的に行われる基盤を築いてきたと言えます。

宇宙科学研究所
所 長

西 村 純



もう一つは日本の優れた工業力の賜物です。宇宙研究開発は総合的な工業力の結集です。日本の優れた機械工業、エレクトロニクスの工業基盤なしには、今日の日本の宇宙開発の発展がなかった事は疑う余地は有りません。

さらに、付け加えるならば、日本の特徴を生かす「ストラテジー」の確立です。宇宙科学研究について言えば、他の国々が大型科学衛星に志向していた時に、Mロケットの性能をフルに活用して、小型衛星ではあるが打ち上げ頻度を重視した事。このため、学問の知的継続性と最新の科学的成果に速やかに対応する事が出来た事が、今日の日本の特徴ある宇宙科学研究の発展をもたらしました。アメリカの優れた知識人である Freeman Dyson の概念「Quick is Beautiful」が有効に機能した良い例ともされています。

新しい飛躍的な発展のためには、やはり新しい概念の導入が必要なことはどの分野でも同じ事です。折しも、実用および科学の各々の分野については世界の第一線級のHIIロケット、M-Vロケットの完成を間近に控えて、21世紀に向けて飛躍しようとする時、今までにもまして国際的な計画と枠組みを踏まえて、日本の特徴を生かすにはどの様にすべきか、その方策とこれに伴う施策を真剣に考えるべき時期に來ています。すでに実績の有る日本の産業界の活力と潜在力とその特徴を幅広くどの様にうまく反映させて行くかが一つのキーポイントである事は間違いありません。

宇宙開発の現状と展望

藤田康毅*

1. ま え が き

スプートニク1号以来34年、宇宙開発も第一世代から第二世代を迎えようとしている。宇宙利用の観点から見て第一世代は人工衛星による軌道位置利用の実用化の時代であり、宇宙科学・通信・観測の各分野にわたって我々の生活の中に溶け込んで人類の知見を広げ、情報化社会を支える一つの柱となるに至った。既に約4,000機の人工衛星が打ち上げられ、衛星通信サービス、衛星放送サービス、地球観測データ配布サービスなどの新しい事業分野が開拓されてきた。

第二世代は21世紀に向けての出発であり、新たな挑戦への時代である。その幕あけは宇宙ステーションを中心とした宇宙インフラストラクチャの構築であり、これを基地としての月面基地、火星基地の建設の時代への発展である。すなわち無人宇宙機の時代から有人宇宙機の時代へ、軌道位置利用の時代から宇宙環境利用、非地球資源利用の時代への移行である。第一世代においても米ソで有人宇宙活動が活発に行われてきた。その中にはソ連のミール計画のように半恒久的な宇宙ステーションの構築もあり、米国のアポロ宇宙船による月面探検も含まれている。しかし、これらはあくまでも実験基地としての意味を持つものであり、第二世代の有人活動は宇宙の恒久的な基地化と生産拠点、生活拠点としての宇宙基地の構築を目指すものである。これらの宇宙インフラストラクチャの構築は国際的な協力関係の下で進められるものであり、その中で日本がどのように

貢献できるかは我々宇宙開発に携わってきた技術者の今後の課題である。

宇宙基地の建設は、人間の活動・居住域を宇宙に広げるものであり、環境制御・生命維持システム、電力供給システム、地球・月・惑星間の通信ネットワーク、医療・健康管理システム、災害対策・救助システム、基地建設機械、輸送システムなど総合的な技術開発が必要になる。幸いにも当社は総合電機メーカーとして広い技術分野にわたって技術蓄積がなされている。こ

れらの技術を統合して宇宙インフラストラクチャの開発を進めていくことが21世紀に向けての当社の大きな課題となる。

人工衛星の開発を20余年にわたって進め、日本の宇宙開発の一翼を担ってきた当社の宇宙開発もこれらの技術を基盤に、さらに新しいシステムの構築に向けて脱皮していく時期を迎え、新たな飛躍が期待されている。

2. 宇宙開発の現状

2.1 宇宙利用

地球周辺の軌道に人工衛星を投入して宇宙観測、通信放送、航行測位、地球観測などのサービスに供する用途を軌道位置利用と呼び、宇宙利用の分野で現在最も有効に利用されている分野である。宇宙科学観測用の科学衛星、天文観測用の天文衛星、地球観測・監視用の気象衛星、地球観測衛星、資源探査衛星、国際・地域・国内通信用の通信衛星、衛星放送用の放送衛星、自動車電話、船舶通信用の移動体通信衛星、航空・航海管制、交通管制用の測位衛星などが現在既に実用化されている。

宇宙は無重力、高真空、太陽エネルギーという地球上では得難い環境にある。この環境を利用すれば、均一、超高純度の材料・薬品の生成が可能であり、理化学実験も可能となる。さらに微小重力下に人間を置くことによって患者の負担を軽くして医療を行うことができる新しい医療の場として注目されている。これらの宇宙利用法を宇宙環境利用と呼び将来の

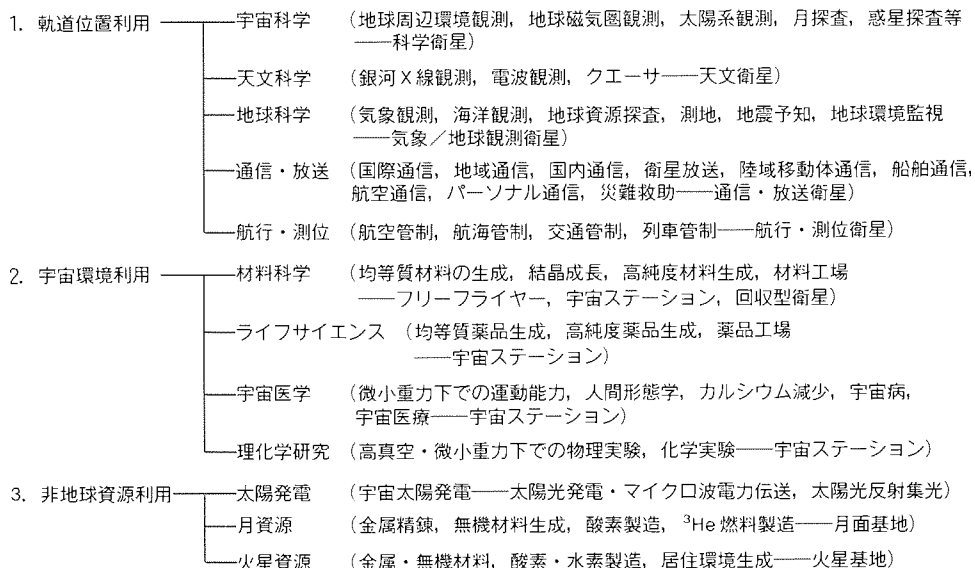


図1. 宇宙利用

宇宙利用分野として期待されている。現在当社が開発を進めているスペース フライヤーユニット (SFU) はその例であり、宇宙ステーションの一つのミッションでもある (図1)。

地球資源には限りがある。人口増加とエネルギー消費量の急激な増加から地球上のエネルギー資源の枯渇が人類の共通の問題として提起され、論議されてきた。その一つの解決策として非地球資源利用が取り上げられている。一つは宇宙太陽発電であり、もう一つは月面で ^3He 燃料を採集して、地球上で核融合発電を行うという案である。これらは将来の課題であるが、エネルギー収支、環境アセスメントの点からは十分実現性のあるものとして検討が進められている (表1)。

以上の宇宙利用のうち、現在最も我々の生活に密着した形で利用されているのが人工衛星を用いた軌道位置利用であり、現在までに約4,000機の人工衛星が打ち上げられ、技術開発、

宇宙科学観測、通信・放送、地球観測、航行・測位の各分野に利用されてきた。その内訳は、技術開発74%，科学分野8%，通信分野11%，観測分野4%，航行測位1%，その他2%で、特に技術開発衛星の占める割合が突出している。これは全衛星数の66%を占めるソ連の衛星の83%が技術開発衛星であること、28%を占める米国の衛星で60%が技術開発衛星であることに起因し、これらに軍用衛星が含まれているためである。将来の衛星の需要動向を見る上で十分考えておかねばならない問題である。

2.2 技術開発分野

ソ連の技術開発衛星には軍用衛星、科学衛星、観測衛星なども含まれており、詳細をつかむことが難しい。スプートニク、コスモス、ゾンド、ソユーズ、プロトン、サリュート、インタコスモス、プログノース、オリオールなどのシリーズ

表1. 人工衛星の種類と役割⁽⁴⁾

種 類	衛 星 数 (1989年3月末現在)					目 的	用 途	衛 星 例
	ソ連	米国	日本	その他	計			
技術開発	技術開発衛星	2,082	596	10	34	2,722	・衛星本体技術 ・搭載ミッションの宇宙実証 ・軍用衛星	衛星技術確立 宇宙実証新規技術 ATS 1 ~ 6, ACTS, ETS-1 ~ VI
	有人宇宙船	66	56	0	0	122	・有人宇宙活動、船外活動実験 ・月面探査 ・材料・理化学実験	・宇宙活動医学 ・材料・理化学実験 ボストーク、ソユーズ、 ミール、マーキュリ、 ジェミニ、アポロ
科学分野	科学衛星	—	130	11	47	188	・磁気圏・太陽活動、天文観測 ・直接観測 ・X線電磁波観測	・磁場、電離層 ・超新星X線 SPUTNIKE, EXPLORER, GALILEO, ぎんが
	月探査機	29	30	0	0	59	・月面の詳細観測、着陸位置	・月面基地選定 LUNA, PIONEER
	惑星探査機	29	19	2	1	51	・太陽系惑星ハレー彗星探査	・惑星データ収集 VIKING, VOYAGER, 彗星
通信分野	固定通信衛星	194	120	9	98	421	・固定地点間N対N通信網 ・静止軌道上に設置、国内国際通信 ・過疎地通信網高度情報網	・電話・TV・データ伝送 CATV、ビデオ会議 ・SNG INTELSAT I ~ VII ANIK, PALAPA, INSAT CS 1 ~ 3, SBS, SATCOM
	直接放送衛星						・無差別広域放送の伝送 ・簡易TV中継	・NTSC, HDTV伝送 ・スポーツ、催物中継 BS-1, 2, 3, UNISAT TV-SAT, EKRAN
	移動体通信衛星	0	0	0	0	0	・固定点・移動体間、移動体間に通信網を提供	・船舶電話FAX、位置通報、自動車 MARISAT, MARECS MSAT, AUSSAT-B
観測分野	気象衛星	57	52	3	7	119	・静止衛星4、極軌道衛星2個で全地球気象網を設定	・気象、海象の監視 ・気象予報、変動予報 TIROS, NIMBUS, NOAA GOES, GMS, METEOSAT
	海洋観測衛星	1	8	1	4	14	・海面の波高、海温等の観測 ・中高度太陽同期軌道	・水産資源探査、漁海況予報、海難救助 SEASAT, MOS-1 TOPEX, NOSS
	地球資源衛星						・地球表面の地形、温度、表面状況 ・低高度太陽同期軌道	・国土・土地利用調査 ・農林資源、石油資源 LANDSAT, SPOT, ERS-1 RADARSAT
	測地衛星	0	15	1	4	20	・2地点間の距離の精密測定 ・大陸間距離測定	・大陸移動監視 ・地震予報 GS, GEOSAT
航行・測位衛星		0	42	0	0	42	・複数個(4個)の衛星による位置決定 ・標準時刻伝送	・移動体測位と航法最適化 TRANSIT, NAVSTAR/GPS
無人宇宙実験衛星		0	0	0	0	0	・フリーフライヤーによる材料・薬品製造、理化学実験後回収	・宇宙材料製造 ・理化学実験 EURECA, SFU
その他		46	7	4	1	58	・アマチュア無線、電離層観測 ・その他	・アマチュア無線中継 ・電離層・太陽活動予報 JAS-1, 2, ISS
合 計		2,504	1,075	41	196	3,816	軍用衛星(米国) DSCS, FLEETSATCOM, HRFB OS-1, NAVYNS, NOVA, UHF Follow-on LEASAT, (ソ連) COSMOS, Synchronous Cosmosなど	
比率 (%)		66	28	1.1	5.1	—		

を含めている。これらのシリーズはそれぞれのミッションに応じて技術開発、科学衛星、応用技術衛星に分類されるべきものである。有人宇宙船にはヴォストーク、ソユーズのシリーズ、補給船(無人)としてのプログレスシリーズがある。いずれにしても世界の全衛星数の内の56%を占めている。

米国の技術開発衛星にはディスカバリー、ERS、GGSE、SNAPSHOT、GGTS、アポロ、DATS、PAC、SERT、OAST、EOS、MPS、ATSなどのシリーズの技術衛星とTACSAT、FLTSATCOM、NATO、DSCS、MILSTARなどの軍用通信シリーズ、各種偵察衛星シリーズ、核爆発検知のベラシリーズ、などが含まれている。有人宇宙船としてはマーキュリ計画、ジェミニ計画、アポロ計画、スカイラブ計画、スペースシャトル、スペースラブ計画が含まれている。これらで全衛星数の17%を占めている。

日本の技術開発衛星は、NASDA ETSシリーズ5機、ISAS工学実験衛星(おおすみ、たんせい等)5機の合計10機の状態である。これは全衛星数の0.3%にすぎず日本の技術開発が通信・放送・気象などの実用衛星に相乗りした形で進められてきたものであることが明確である。

スーパー301条により、この相乗り開発にストップがかかり、研究開発と実用衛星を明確に区分し、開発を進めることとなった。今後の日本の衛星の技術開発の一つの試練である。

2.3 科学分野

米国の科学衛星にはエクスプローラ、バンガード、パイオニア、ソーラード、OSO、OGO、ペガサス、OAO、生物衛星、オーロラ、OFO、RM、HEAO、ISEE、SMM、DE、SME、

OSS、COBEなどのシリーズが含まれ、地球磁気圏環境パラメータ、太陽フレア、オーロラ、天文観測などに使用している。月面探査にはパイオニア、レーンジャー、サーベイヤー、ルナオービタの各シリーズ、惑星探査にはマリナー、パイオニア、バイキング、ボイジャー、ガリレオなどの衛星シリーズが開発されている。

ソ連の科学衛星シリーズにはスプートニク、コスモス、エレクトロン、プロトン、インタコスモス、プログノーズ、オリオール、サリュート、月面探査にはルナ、ゾンドのシリーズ、惑星探査には金星、火星のシリーズが含まれている。

両国の衛星数は、ほぼ同程度で全衛星数の約5%を占める。日本の場合、科学衛星は宇宙科学研究所が開発を進め、全体で12機と米ソの1/10程度であるが、しんせい、でんぱ、たいよう、極光、磁気圏、たんせい、ひのとり、ぎんが、すいせい等によってX線観測、磁気圏観測などに多大の成果を上げてきた。

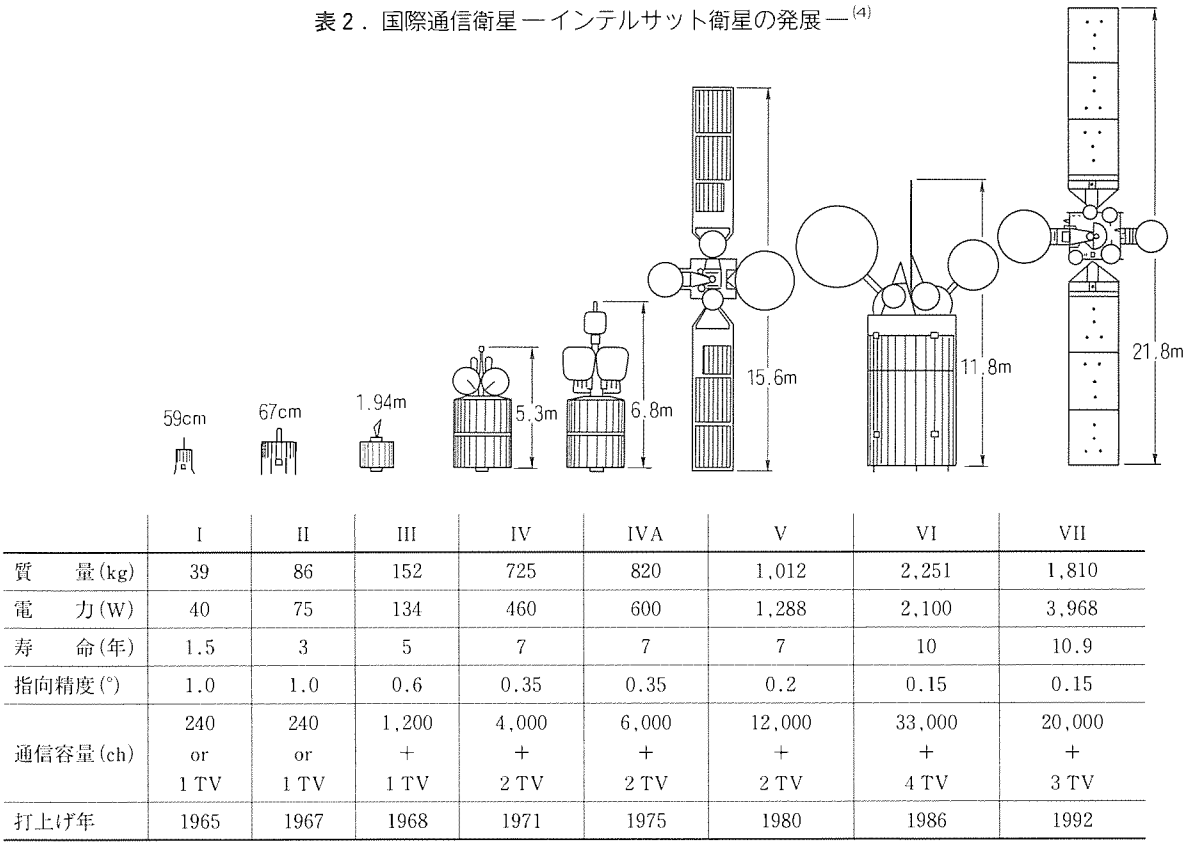
科学衛星の特色は、各衛星に関して世界の科学者が共同で観測を進めるサークルが形成されている点にある。

2.4 通信分野

ソ連の通信衛星としては、モルニヤ、コスモス、ラドガ、エクラン、ラジオなどのシリーズでインタスプートニクによる国際通信・国内通信に使用している。

米国はスコアに始まり、エコー、クーリエ、オスカー、テルスター、リレー、シンコム、LES、LCS、IDCSPなどの実験用通信衛星の時代を経てインテルサットでの国際通信、Tacsatでの軍用通信、ウエスターでの国内通信の時代が到

表2. 国際通信衛星—インテルサット衛星の発展—⁽⁴⁾



来した。現在では国際通信としては、インテルサット、オライオン、パンナムサット、インマルサット、国内通信ではシステムオペレータ8社が衛星通信サービスを提供している。これにはウエスター、サトコム、コムスター、SBS、ガラクシー、テレスター、Gスター、スペースネット、ASC、オーロラの各衛星シリーズが利用されている(表2、表3)。

日本はさくらシリーズによるNTTでの衛星通信サービスで国内通信が開始され、現在NTT、宇宙通信、日本通信衛星の3社がサービスをそれぞれCS-3、スーパーバード、JCSATを用いて提供している。さらに、NHKが衛星放送をBS-2、BS-3を用いて提供し、日本衛星放送も放送を開始した。また、サテライトジャパンの国内通信への参加が決定され、衛星通信サービスは更に拡大されることになった。

2.5 観測分野

気象観測は米国がバンガード、タイロス、ニンバス、エッサ、ITOSの各シリーズで開発を進め、NOAAシリーズ、SMSシリーズで実用の段階に入り、現在世界観測網としてGOES、NOAAシリーズが継続して利用されている。

ソ連はコスモスシリーズで開発を続け、メテオールシリーズで実用観測を続けている。

日本は世界観測網の一部としてGMSシリーズを、ヨーロッパはメテオサットシリーズを用いて気象観測を継続して実施している。

地球観測は米国でのランドサットシリーズ、AEM、シーサット、マグサットの開発、ランドサットデータ解析ネットワークの整備によって実用化が進められ、フランスSPOT、日本MOS-1の参加で継続した地球観測網ができるようになった。現在開発中のERS-1、ADEOSの参加によって更に高精度な観測データが得られ、ランドサットとともに実用的な地球観測データが提供できるようになる(表4)。

2.6 航行・測位分野

航行測位衛星は、米海軍艦船の測位を目的としてトランシットシリーズが打ち上げられ、一部民間にも解放されて利用されてきた。その後Navsat、Traiad、NNSS、NTSなどの実験用衛星が開発され、ナプスターの運行によって全世界的な測位システムが確立されることとなった。ナプスター全地球測位システムは6つの回帰軌道上に各3個の衛星を投入し、地球上のいずれの位置からも4個以上の衛星を同時に補そくして衛星からの距離測定によって位置決定を行うもので、一部民間にも解放され実用に供されている。

表3. 米国内衛星通信の稼働状況⁽⁵⁾

C バンド系				Ku バンド系			
通信システム	稼働衛星	稼働率%		通信システム	稼働衛星	稼働率%	
		1990	1989			1990	1989
全 体*	—	70.2	63.6	全 体*	—	50.6	44.9
GE サトコム	サトコム 1 R	79.9	69.2	GEサトコム	サトコム K-1	19.7	—
	サトコム 2 R	84.8	75.1		サトコム K-2	85.5	—
	サトコム 3 R	83.5	92.8	コンテルASC	ASC 1 * ¹	77.8	43.1
	サトコム 4	93.6	85.4		スペースネット 1 * ¹	20.7	19.8
	サトコム 5	33.3	36.2	GTE スペースネット	スペースネット 2	24.6	47.7
ウエスタン ユニオン	ウエスタ 3	NA * ²	0.01		スペースネット 3	22.4	—
	ウエスタ 4	71.1	75.6	GTE GSTAR	GSTAR 1	69.4	44.6
	ウエスタ 5	65.2	53.9		GSTAR 2	55.6	55.0
AT & T テルスタ	テルスタ 301	63.9	64.1	SBS	SBS 1/2	0.4	0.6
	テルスタ 302	78.8	72.1		SBS 3	83.1	72.3
	テルスタ 303	31.2	36.3		SBS 4	67.3	52.8
ヒューズ通信 ガラクシー	ガラクシー 1	100	100		SBS 5	80.8	68.1
	ガラクシー 2	48.6	56.6				
	ガラクシー 3	99.9	96.0				
コンテルASC	ASC 1 * ³	97.4	98.1				
GTE スペースネット	スペースネット 1 * ³	50.9	58.5				
	スペースネット 2	50.9	20.5				
	スペースネット 3	60.1	55.2				

(注) *1 全稼働衛星の中の平均稼働パーセントを示す。ただし、データの欠落があるため第二次Kuバンドセットを除いている(例えばスペースネット3及びサトコムK-1、K-2)。

*2 ウエスタ3は退役した。

*3 スペースネット1と2、ASC1Cバンドペイロードは、実際には18トランスポンダで構成されているが、そのうち6本は標準帯域幅の2倍(すなわち72MHz/36MHz標準)であるので等価トランスポンダ数24本で考えている。

*4 スペースネット1、2及びASC1Kuバンドペイロードは、各72MHz幅、6トランスポンダで構成され、サトコムKuバンド及びGstarペイロードは各54MHz幅、16トランスポンダで構成されている。SBS衛星ペイロードは43MHz幅、10トランスポンダで構成されている。

米国では同様に静止軌道上の2～3個の衛星を用いて測位を行うラジェオスターも運用されており、主として陸上長距離トラック等の運航管理に利用されている。

表4. 陸域リモートセンシング事業の発展⁽⁶⁾

(1) 全世界地球局への生データ提供者の収入		(2) 主要陸域リモートセンシング企業の収入(M\$)			
年	収入(M\$)	年	EOSAT	SPOT イメージ	合 計
1973	0.2	1986	19	5	24
1974	0.5	1987	21	10	31
1975	0.9	1988	23	16	39
1976	2.2	1989	25	22	47
1977	2.3	EOSAT: 米国民間地球観測衛星会社			
1978	2.8	SPOT イメージ: 仏国 SPOT データ販売会社			
1979	3.4	(3) EOSAT からの購入データを基に米国及びその他の国の付加価値企業で提供したサービス (全企業調達データ中の%)			
1980	3.8				
1981	4.5				
1982	7.6				
1983	12.3				
1984	14.5				
1985	16.9				
1986	21.0				
1987	31.0				
1988	39.0				
1989	47.0				

(4) リモートセンシングに費やされるコスト推定
1992～2000年(M\$1990年換算)

オプション	宇宙セグメント	オペレーション	合 計
商用運用及び配布	530～800	0	530～800
公的機関への返還	1,230	150	1,380
国際コンソシアムの設立	615	100	715

(5) 米国市場での陸域リモートセンシングからの生データの販売 1988年

マーケット	M\$	%
民間企業		
資源開発	2.7	26
地 図	0.4	4
森 林	0.4	4
農 業	0.2	2
工 学	0.2	2
その他	0.4	4
公的機関		
国防省	2.6	25
農林省	1.7	16
国際開発省	0.4	4
内務省	0.5	5
州及び地方機関	0.4	3
大 学	0.4	4
慈善機関	0.1	1
合 計	10.2	100

3. 将来展望

3.1 全般状況

過去の人工衛星のうち74%は技術開発衛星が占めている。しかもその大部分は米ソの衛星である。米国は現在財政上の問題から宇宙ステーション計画の縮小化、開発スケジュールの延伸を図っている。このためJPLを始めとする各研究所から提案された各種の科学衛星計画、技術開発衛星計画は大幅に削減され、新しいプロジェクトがない状況である。NASAのプロジェク計画でも宇宙ステーション、改良型スペースシャトル、月・火星基地計画の順で人工衛星の開発は削除されている。

ソ連の宇宙計画については、明確ではないが経済的に厳しい状況にある状態で従来どおり次々に人工衛星を打ち上げるとことは期待できない。

以上の米ソの経済情勢から見て従来どおり両国が次々と技術開発衛星を打ち上げて新規の衛星技術を開発していくということは、余り期待できない状況にあるといえる。ただし、米ソとも軍用衛星についてはフォローオンプログラムを含めて、ある程度開発が進められるものと考えられる。

ヨーロッパは量的には少ないが従来どおり技術開発を進めていくと考えられる。

日本の宇宙開発計画は21世紀に向けて宇宙ステーション計画、HOPE計画、宇宙プラットフォーム計画を中心に開発を進めることになっており、衛星開発は従来の規模に抑えるというシナリオになっている。しかもスーパー301条の適用によって研究開発衛星と実用衛星との明確な識別、実用衛星のオープン化が義務付けられることになった(表5)。

以上の状況から将来の展望として以下の事項を考慮する必要がある。

- (1) 研究開発項目の無人宇宙機から有人宇宙機への移行
- (2) 財政的に開発を重点項目のみに絞り込まれる情勢
- (3) 研究開発と実用との完全分離、実用衛星の開放
- (4) 国際共同開発プロジェクトの拡大
- (5) 実用化における技術的、経済的競合の激化
- (6) 地球環境保全に適合したシステム構築への志向
- (7) 米ソ主導型宇宙開発から国際協力開発への移行
- (8) 他の技術革新に競合し得る宇宙利用分野への再評価

実用衛星に関しては21世紀に向けて各種の予測が実施されているが、その一例を表6に示す。また、使い捨て型ロケ

ットの需要予測の例を表7に示す。

3.2 技術開発分野

(1) 技術開発衛星

世界の人工衛星の7割を支えてきた米ソの技術開発衛星が財政縮減と宇宙ステーション、月・惑星基地計画への重点投資の両面から圧縮され、新規プロジェクトへの投資が望めない状況にある。一方、我が国ではスーパー 301 条の実用・研究開発衛星の完全分離要求の適用によって国とユーザーの相乗りによる技術開発を進めてきた衛星開発の道が絶たれ、衛星開発の目標を何処に設定すべきが問われる状況に陥っている。

しかし、21 世紀への課題である高度情報化社会の実現、地球環境保全・監視、クリーンエネルギーの確保に対して人工衛星の役割は不可欠の技術であり、新しい宇宙システムの実現に向けての技術開発が進められるであろう。これには宇宙ステーション、月・惑星基地に広がる宇宙通信網の整備、光通信網を補間する ISDN の整備、移動体通信網の統合・整備、パーソナル通信網の整備、ハイビジョン衛星放送網の整備、地球環境監視・災害予知監視観測網の整備、宇宙太陽光発電システムなどが含まれる。これらのシステムは一部ユーザーが提供し得るものでなく、国として、場合によっては国際的な協力の下で進めるべきシステムである。これには、更に一層の衛星の大型化、プラットフォーム化、知能化が必要となり、システムによっては低軌道多数衛星のクラスター化が必要となる。この点が技術開発衛星の大きな課題となる。

(2) 有人宇宙船

今世紀末には宇宙ステーション フリーダムが運航される。このシステムは30年にわたって我々に宇宙実験、環境利用の場を提供するとともに、宇宙プラットフォームの構築、衛星サービスの場、月・惑星基地への航行のベースキャンプとして大きな意味を持ち、正に人類の宇宙進出への第一歩である。

我が国はスペースラブによる第一次材料実験で最初の有人宇宙計画を経験し、宇宙ステーションの日本実験モジュールの運航で本格的な有人宇宙実験を実施する。このJEM 計画(JEM)には製品の回収、消耗物補給のための無人宇宙往還機である HOPE の運用も計画され、ステーションとプラットフォームを結ぶ軌道上作業機の運用も計画されている。宇宙ステーション計画はフリーダム本体、シャトル、フリーフライヤ、軌道間輸送機、軌道上作業機などで構成され、これによって理化学実験、材料実験などの環境利用実験以外に衛星へのサービス、物資の集積・補給基地、月・惑星基地への出発点としての役割を負うものである。有人宇宙機の開発は従来の無人機に対して有人安全性、環境制御・生命維持、宇宙医学・健康管理などの新しい技術課題が生じ、特に有人宇宙に経験のない我が国としては将来への大きな課題となる。

3.3 宇宙科学分野

宇宙科学は宇宙開発の主要なミッションであり、将来にわたって継続して研究が行われる。特に月面基地、惑星基地計画の一貫として基地の場所選定、環境設定、環境監視などの点から月・惑星に関する観測・探査機が継続して開発され、

表5. 宇宙開発ビジョン⁽⁷⁾

	1990	1995	2000	2005	2010	2015	2020
人工衛星	(通信)	250機(固定・放送+移動体)		350機(固定・放送・移動体+パーソナル)		400機(継続・拡大)	
	(観測)	30機(気象・地球観測測地)		40機(継続・拡大)		50機(継続・拡大)	
	(航行測位)	40機(測位, 航行)		40機(継続)		60機(継続, システム拡張)	
	(科学技術開発)	1,000機(軍用, 科学, 技術試験)		1,000機(継続)		1,000機(継続)	
プラットホーム	(静止)		△実験機		△実用 2 機		
	(共軌道)		△実験機	△実用 4 機		△実用 6 機	△実用 4 機
	(極軌道)		△実験機	△実用 2 機		△実用 2 機	
宇宙ステーション			第 1 期建設	第 2 期建設		第 3 期建設	
月面基地			ロボット探査	有人拠点建設	月面生産工場	月面工場/空港	自律恒久基地
火星基地				ロボット探査		ロボット工場	有人拠点
低軌道往還機			低軌道貨物用				
			低軌道旅客用				
軌道間輸送機			軌道間客貨用		低軌道宇宙港	火星有人 OTV.	サイクリング宇宙就航
						大型原子力 OTV.	
我が国のビジョン (主要事項)	放送 △ 通信 △△ 地球資源 △ 気象 地球観測 △△ フリーフライヤー △ H-H △	放送 △ 気象測位 △ 静止プラットホーム △ 共軌道プラットホーム △ 月探査 △ HOPE △	放送 △ 静止プラットホーム △ 共軌道プラットホーム △ 月面探査 △ 軌道間輸送機 △	静止プラットホーム △ 極軌道プラットホーム △ 共軌道プラットホーム △ 月面探査 △ 貨物輸送機 △	静止プラットホーム △ 共軌道プラットホーム △ 短期月面基地 △ 火星探査 △	静止プラットホーム △ 共軌道プラットホーム △ 宇宙工場 △ 長期月面基地 △ 火星周囲 △	静止プラットホーム △ 共軌道プラットホーム △ 月面工場 △ スペースブレン △

月面、惑星の定点観測も実施されるであろう。高真空、低雑音環境の場としての宇宙天文台の構築、理化学実験研究所の構築も一つの課題である。我が国は宇宙科学研究所が主体となって科学衛星の打上げを続けてきた。その成果は世界的にも高く評価されており、期待も大きい。打上げロケットもM-V型の開発によって大幅に能力を増し、月面へのアクセス、火星への探査機の投入も可能となってきた。スーパー301条の研究・実用の完全分離要求から将来の技術開発衛星の一つのミッションとして宇宙科学分野を考えていく必要がある。宇宙天文衛星、月面探査車、電波天文観測衛星などはその候補の一つである。月・金星・火星・木星・土星と惑星探査が21世紀に向けて積極的に進められる中で宇宙科学分野での衛星ミッションは大幅な進展が期待されている。

3.4 通 信 分 野

通信分野は21世紀の高度情報化社会を支える柱として、統合デジタル通信網(ISDN)の構築、ハイビジョン放送(HDTV)の実施、統合移動体通信網の構築という大きな課題を持っている。デジタル公衆通信網は光通信を基幹に未光エリアと光端末との接続、光回線故障時のバックアップとして衛星通信を採用している。専用通信では回線設定の容易性という点から衛星通信の利用が見込まれ、特にビデオ伝送用途には将来にわたって衛星通信利用の拡大が見込まれている。すなわち、通信のデジタル化は光通信と衛星通信をハイブリッドにした通信網の発展を促し、相互にその特徴を生かした形態で構成されていくものと考えられている。

ビデオ放送に関しては現在通信衛星を用いた標準CATV伝送、番組伝送、SNGなどのサービス及び放送衛星による衛星放送サービスが行われており、ハイビジョン放送の実施に向けて更に大きな進展が期待されている。HDTVはデータ圧縮/コーディング技術、広帯域高効率変調技術がベースになっていることから衛星利用の今後の大きな分野として注目されている。移動体通信は自動車電話、携帯電話、タクシー無線などこの数年大幅に利用の拡大している分野であり、さらに船舶を含めた通信網の統合化が求められている。これら移動体への通信サービスの提供は衛星利用の最も有効な分野であり、衛星の能力の拡大と合わせて将来の一つの大きな用途である。これには測位ミッションを合わせた位置監視システムの利用も併せて検討されている。

移動体通信を中心に新しい動向として従来の静止衛星を利用した通信システムに代わって非静止衛星による通信システムの構築が生まれてきている。これにはイリジウムに代表される低高度極軌道に多数の衛星を打ち上げて世界の任意の地点からの通信を可能にするグローバルなシステムとサービスエリアの天頂上に遠地点を持つ長だ円軌道に複数個の衛星を置いてビル谷間でも衛星通信が可能になるよう配列したシステムなどが含まれている。将来は非静止軌道衛星の応用が移動体通信を含めて種々の形態で現れてくると考えられる。

3.5 観 測 分 野

21世紀に向けて地球環境保全は人類共通の課題であり、このためには、グローバルな地球環境監視・保全システムの

表6. 人工衛星打上げ予測^(a)—— 打上スケジュール ——

年		'86	'87	'88	'89	'90	'91	'92	'93	'94	'95	'96	'97	'98	'99	'00	'01	合計
国際通信	H	1	2	1	5	2	6	5	4	2	1	1	1	1	2	5	7	46
	L	1	1	1	3	2	3	5	2	2	1	0	1	0	3	2	3	30
米国国内通信	H	3	5	3	7	11	8	10	6	8	3	5	4	2	9	8	10	102
	L	3	4	2	1	7	7	8	7	2	4	4	6	3	2	3	3	66
米国外地域通信	H	3	6	11	7	11	13	12	9	6	12	10	8	15	6	8	8	145
	L	3	6	7	4	8	8	3	6	3	6	4	5	7	4	5	8	87
静止地球観測	H	2	1	1	3	3	1	0	2	2	4	2	3	1	2	2	4	33
	L	2	1	0	2	2	1	0	1	2	2	2	3	2	0	1	1	22
低軌道地球観測	H	3	4	1	3	5	3	6	6	6	6	10	6	8	7	6	10	90
	L	2	0	4	0	3	4	2	3	5	2	4	8	3	4	5	6	55
航 法	H	2	4	0	0	1	4	5	6	1	0	0	1	1	0	3	5	33
	L	0	0	2	0	2	0	3	3	3	3	3	1	0	0	0	0	20
惑星探査	H	0	0	0	0	2	0	0	2	0	1	0	1	1	0	1	1	9
	L	0	0	0	0	1	1	0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	5
科学/技術開発	H	3	2	3	4	3	4	6	5	6	3	4	3	5	4	3	5	63
	L	3	0	2	3	2	2	3	3	6	4	2	2	4	3	2	1	42
材料実験/製造	H	0	0	0	0	0	3	1	3	6	10	10	9	12	12	12	15	93
	L	0	0	0	1	2	1	2	2	1	1	3	7	3	5	4	5	37
多 目 的	H	0	0	1	0	1	0	1	1	1	1	1	0	1	0	1	2	11
	L	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	1	0	0	0	0	0	4
合 計	H	17	24	21	29	39	42	46	44	38	41	43	36	47	42	49	67	625
	L	14	12	19	14	29	28	26	27	25	24	23	34	23	21	22	27	368

(注) H: 高位推計, L: 低位推計

表 7. 1990 年代衛星打上げ機に対する商業需要予測⁽⁶⁾

予 測 者	打上げ機の数
NASA, スペースフライト局 (1989年 6 月)	1990～1994年 11～21機/年 1995～2000年 平均10機/年
宇宙政策センター (1989年11月)	1993年まで 17～25機/年 1994～2000年 10機/年以下
ユーロコンサルト (1989年11月)	通信衛星 15機/年 観測衛星 3 機/年 1989～2000年
ジェネラル・ダイナミックス (1989年11月)	1990～1998年 13機/年
アリアンスペース (1990年 2 月)	1992～1996年 17～25機/年 1996～2001年 15～19機/年
ユナイテッドテクノロジー (1990年 2 月)	1993～1996年 14～24機/年 1997～2000年 13～16機/年
米国運輸省, 商用宇宙局 (1990年 6 月)	1994年まで 17～20機/年 1997～2000年 12～17機/年

構築が緊急の課題である。地球観測衛星、気象観測衛星、災害監視衛星の利用はシステムの構築の上で不可欠の技術である。気象観測は現在、米国、日本、欧州、ソ連によって世界的な観測網が運用されており、これを基に更に気象の垂直分布の観測を行うことによって気象変動予知能力の向上が進められるものと考えられている。地球観測に関しては現在、米国、仏国、日本が衛星データを提供しているが、さらに観測システムの確立と定常化、高分解能化、大気組成モニタ、森林・農作物監視などが必要となる。これら地球観測衛星は将来とも衛星の重要な用途として拡大されていくものと考えている。

3.6 環境利用分野

宇宙環境の利用分野は理化学実験、薬品・医療、高分子、無機材料、電子部品材料など非常に広範囲にわたっている。これらの産業分野は市場も大きく研究投資の盛んな分野であり、将来の衛星利用の大きな分野の一つである。その特徴は生成された製品の回収を伴うことで、確実な打上げ、軌道上運用、回収のシナリオが確立されれば大きな用途となる。有人か、無人かが一つの問題であるが地上でも無人化が進んで

いるプロセス分野であり、定常的な打上げ回収が進めば衛星を用いた無人運用の宇宙システムが一般化されてくるものと考えられる。ロボット技術の進んだ我が国の宇宙利用の一つの用途として今後期待できる分野の一つである。

4. む す び

宇宙開発は第一世代から第二世代に、衛星の時代から宇宙ステーションの時代に向かおうとしている。この流れの中で当社は20年の開発実績を基に、通信・観測・宇宙科学・環境利用の各分野の衛星開発を今後も積極的に続けるとともに、宇宙ステーション、月・惑星基地など新しい有人宇宙システムの開発に対しても全社的な規模で取り組んで行こうとしている。

品質奉仕、未来開発、技術がつくる高度なふれあいを社是としてきた当社として信頼性が高く、人類の明日を担い、高度な総合技術力が必要な宇宙システムの開発は我々に課された命題であると認識し、明日に向けて更に前進を続けている。

参 考 文 献

- (1) 木下親郎, 藤田康毅: 宇宙開発の現状と展望, 三菱電機技報, 61, No. 3, 172～178 (1987)
- (2) A Task Group of NASA, Outlook for Space, NASA SP-386, Report to the NASA Administrator by the Outlook for Space Study Group (1976)
- (3) 藤田康毅: スペーステクノロジー, エネルギー・資源, 11, No. 3 (1990)
- (4) iSCS Bulletin No. 13, 国際衛星通信協会 (1990)
- (5) Satellite Week, 12, No. 36 (1990)
- (6) Reischauer, R. D.: Encouraging Private Investment in Space Activities, The Congress of the United States Congressional Budget Office (1991)
- (7) National Commission on Space: Pioneering the Space Frontier, Bantam Books (1986)
- (8) Battelle: 1986 Outside Users Payload Model, NASA-3595 (1986)

地球資源衛星 1 号 (ERS-1)

小泉民介* 小林智智**
鈴木 孝*
角市 修**

1. ま え が き

地球資源衛星 1 号 (Earth Resources Satellite-1 : ERS-1) 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) と科学技術庁/宇宙開発事業団 (NASDA) との共同開発体制のもとに、H-I (2 段式) ロケットによって平成 3 年度冬期打上げを目標に開発が進められている。

ERS-1 搭載用の資源探査観測システム (ミッション系) の開発は通商産業省の担当で、昭和 59 年度から、人工衛星による地球資源リモートセンシング技術の確立と地球全般にわたる観測を目的として、工業技術院の大型技術開発制度によって開発が開始された。昭和 61 年度からは、この成果を JAROS が引き継ぎ、打上げ実機の開発が行われている。

ERS-1 の本体 (バス系) の開発とミッション系を含めた全システムの組立て・試験、及び打上げは NASDA の担当で、当社が主契約者として開発を担当している。昭和 61 年度から基本設計に着手し、詳細設計及び試作試験を経て、平成 3 年 6 月末現在、打上げ実機の最終段階の試験を進めている。

本稿では、ERS-1 の特長を中心に、システムの概要を紹介する。

2. ERS-1 のミッションと開発方針

ERS-1 は、新たに開発された合成開口レーダ (Synthetic Aperture Radar : SAR) と光学センサ (Optical Sensors : OPS) を搭載して地球陸域をくまなく観測し、資源探査を主目的に、国土調査・農林・環境保全・防災・沿岸監視等の観測を行うことも目的とした観測衛星である。ERS-1 のミッションは次のとおりである。

表 1. ERS-1 の主要パラメータ

打 上 げ 機	H-I ロケット 2 段式
形 状 寸 法 (m)	本体 0.92×1.80×3.62 SAR アンテナ 11.9×2.4 太陽電池パドル 8.0×3.4
衛 星 質 量	打上げ時 1,340kg (最大)
発 生 電 力	2,053W 以上 (寿命末期)
設 計 寿 命	2 年
姿 勢 制 御	ゼロモーメント三軸姿勢制御
軌 道	太陽同期準回帰軌道 高度約 568km 降交点地方時 10:30~11:00

- (1) SAR 及び OPS による地球全般の観測
- (2) 地球資源観測システムの確立
- (3) 地球資源観測機器の開発及び機能・性能の確認
- (4) 地球資源衛星基本機器の開発及び機能・性能の確認

ERS-1 の開発に当たっては、期間の短縮と開発コストの低減を図るために EM-PFM 開発方式が採用され、次の開発方針がとられた。

- (1) 国産技術で開発する。
- (2) 先行研究開発の成果を最大限に活用する。
- (3) (2)を除き、新規採用のサブシステム/コンポーネントを極力抑える。
- (4) 衛星バス機器とミッション機器とのインタフェース及びインテグレーション管理に最大限留意する。

3. ERS-1 システムとその特長

3.1 ERS-1 システムの概要

ERS-1 システムの主要パラメータを表 1 に、軌道上の外観を図 1 に示す。

ERS-1 の観測センサは SAR 及び OPS から構成され、OPS は可視近赤外と短波長赤外との二つの放射計を搭載している。これらのセンサで撮像したデータは、ミッション送信機 (Mission Data Transmitter : MDT) によって直接又は

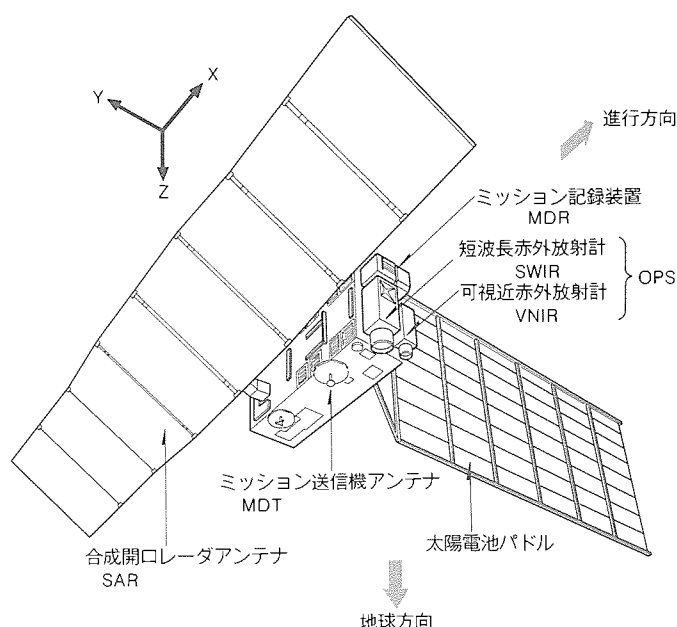


図 1. ERS-1 システムの軌道上の外観

(衛星の進行方向) に処理を分解し、それぞれ受信信号と参照信号との相関をとることによって通常のレーダより極めて高い分解能を実現できる。送信ピーク電力は約1.3kWで全固体化増幅器が使用されている。アンテナは、プラナアレー型アンテナで、8枚の展開パネルから構成されている。パネルには、軽量化のため、CFRP 表皮、アルミハニカムコアの

サンドイッチパネルが使用された。軌道上で図4に示すように3段階で展開する。

(2) 光学センサ (OPS)

ERS-1 のOPS は、MOS-1 (もも1号) の光学センサの機能・性能を更に向上させたもので、地表からの太陽反射光を可視光から短波長赤外域まで7波長域に分け、高解像度のマ

ルチスペクトラム画像を得ることができるとともに立体視の機能も持っている。可視近赤外放射計 (VNIR) と短波長赤外放射計 (SWIR) を搭載している。二つの放射計はいずれもその検出部に4,096画素の電荷結合素子 (CCD) を用いた電子走査型の放射計で信頼性が高い。SWIR の検出素子はスターリングサイクル型の冷却器で約-190℃に冷却される。

(3) ミッション記録装置 (MDR)

MDR は、SAR 及び OPS からの高速観測データ (30 Mbps × 2 ch) を記録し、地上局可視域において再生し、ミッション送信機へデータを出力する。記録、再生時間は各20分間である。

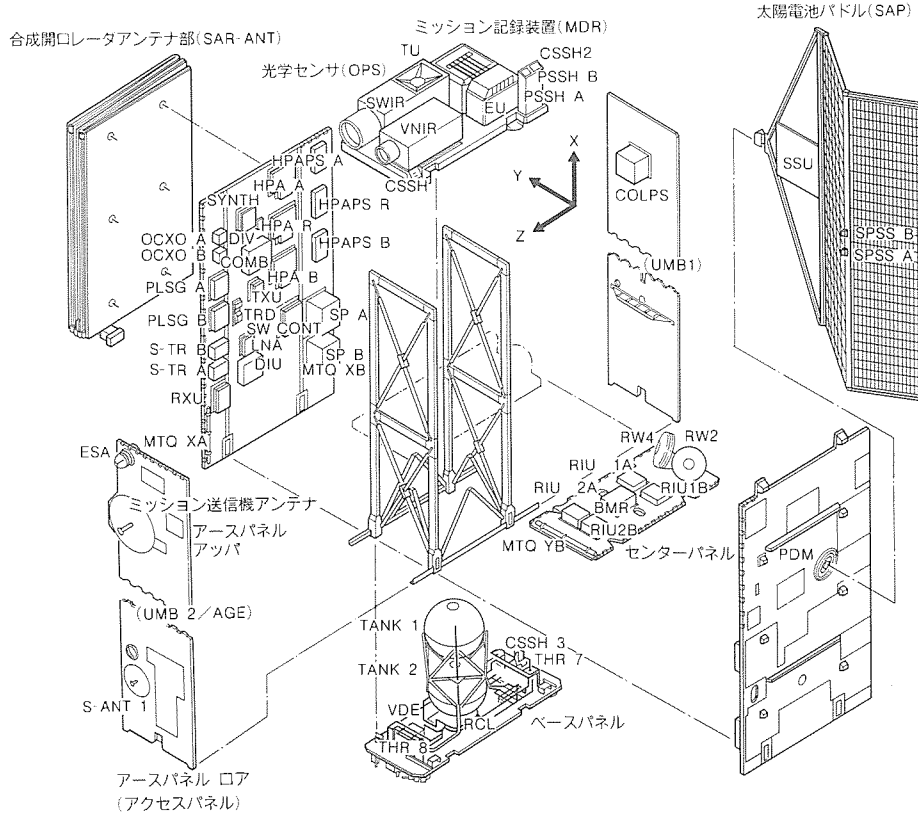


図3. ERS-1の分解

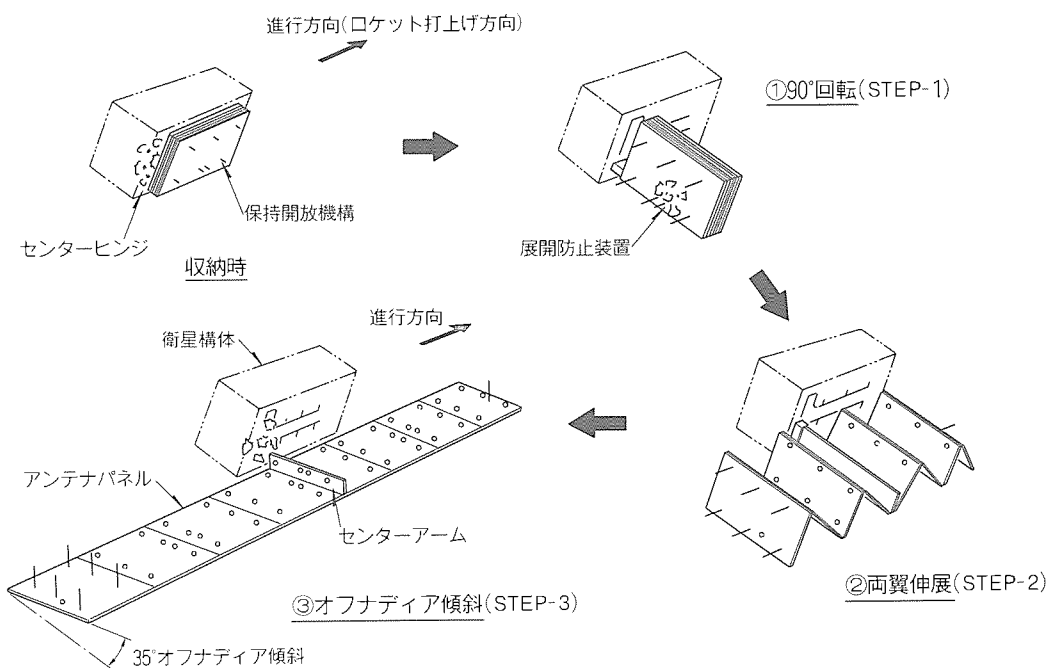


図4. SAR アンテナの展開ステップ

表 2. ミッション系の主要性能諸元

SAR	
観測周波数	L バンド (1,275MHz)
偏 波	H-H 直線 (水平偏波送受信)
オフナディア角	35°
分 解 能	18m (レンジ方向) 18m (アジマス方向, ルック数 3)
走 査 幅	75km
雑音等価後方散乱係数	-20.5dB 以下
S/A	14dB 以上
量子化ビット数	3 ビット
出力データレート	60Mbps
OPS	
観測バンド数	可視近赤外バンド 3
	短波長赤外バンド 4
	立体視バンド 1
分 解 能	18.3m (衛星進行方向の直角方向) 24.2m (衛星の進行方向)
走 査 幅	75km
量子化ビット数	6 ビット
出力データレート	60Mbps
立体視ベースハイト比	0.3
MDR	
記録・再生データレート	30Mbps × 2 ch
記録・再生時間	各20分以上
ビット誤り率	1×10^{-6} 以下
起動/停止回数	20,000回 (最大)
総動作時間	2,000時間 (最大)
MDT	
搬送波周波数	8.025~8,400GHz の 2 周波
変 調 方 式	4 相位相変調 (QPSK)
最大伝送速度	60Mbps / 1 波当たり
電力増幅素子	ヘリックス形進行波管 (TWT)
電力増幅器出力	20W 以上
アンテナ形式	鏡面修正成形ビームアンテナ

(4) ミッション送信機 (MDT)

MDTは、SAR 及び OPS の実時間観測データ、又はいったん MDR に記録された再生観測データのいずれかを 8GHz 帯の搬送波で地上局へ送信する。搬送波周波数は 2 波もち、それぞれを 4 相位相変調 (QPSK) し、変調波は進行波管 (TWT) で増幅されアンテナから送信される。

3.3 バス系

ERS-1 のバス系は、大型でかつ高解像度のミッション系機器を搭載するために必要な多くの特長を備えている。

- 慣性センサを用いたデジタル ゼロモーメント ストラップダウン方式の三軸姿勢制御系を採用して、高精度の姿勢制御性能を達成している。
- セミリジッド型太陽電池パドルにより、2kW 以上の電力発生能力をもち、ミッション系へ 1.2kW 以上の電力

供給が可能である。

- 高発熱機器 (SAR) に対し、サーマルルーバとヒートパイプ埋込み型パネルを組み合わせた熱制御方式を採用して、高効率の排熱能力を達成している。

- CFRP フレームとストラットを用いて構体の軽量化を図り (質量比: 約 12 %), ミッション系搭載質量約 500 kg (質量比: 約 37 %) を達成している。

バス系の主要性能諸元を表 3 に示す。

(1) 通信及びデータ処理系 (C&DH)

C&DH は、テレメトリ、コマンド及びレンジングの機能を持っている。

通信系には世界の追跡管制ネットワークとの適合性を持つ USB (Unified S-Band) 方式を採用している。S バンドアンテナは、地球指向後の定常時に使用する成形ビームアンテナ (+Z 面) と打上げや姿勢異常時に使用するオムニアンテナ (-Z 面) を搭載している。USB トランスポンダの送信出力は、低出力 (17 dBm) と高出力 (23 dBm) の二つのモードをもち、アンテナ利得に対応して使い分ける。

データ処理系には、多量のテレメトリ コマンド容量と観測衛星特有の複雑な信号処理に対応するため、データバス方式を採用している。2 台のセントラルユニット (CU) と 8 台のリモート インタフェースユニット (RIU) から構成され、データバスを通じて信号処理を行う。衛星搭載の各機器とは衛星の主要ブロックごとに配置した RIU とインタフェースする。CU には、信号処理のほか、衛星時刻の発生、遅延コマンドの蓄積 (容量: 256 個) ・実行、衛星の異常信号の検出・処置指令等の機能を持っている。

ERS-1 には、非可視域での衛星モニタを目的として、バブルメモリレコーダー (BMR) を搭載している。BMR は、テープレコーダーのように回転部がないこと、ランダムアクセスできること、データが不揮発性であること、宇宙線に強いこと等、衛星搭載機器に適している。

(2) 電源パドル系 (EPS)

大型のミッション系機器を搭載する ERS-1 は、大電力を必要とし、また電力の負荷変動も大きい。

太陽電池パドル (SAP) は、6 枚構成の CFRP 製セミリジッド型パドルを使用して軽量化している。セルは、50 μ m の BSFR セルを使用し、またパドル駆動機構 (PDM) は NAS-DA 先行研究開発によるステップモータ駆動のハーモニックドライブ方式である。

日照時は、安定化バス方式である。デジタルシャント方式を採用したことにより、安定なバス電圧を供給できるとともに、太陽電池の発生電力そのものを効率的に制御できるので、余剰電力の処理もしやすい。日陰時は、フローティングバス方式で、NiCd セル 22 個で構成されるバッテリー 4 台で電力を供給する。安定化バス、フローティングバスは自動切替えである。バッテリーの充電制御は、定電流充電 (充電初期)

表3. バス系の主要性能諸元

サブシステム	機能・性能	備考
通信及びデータ処理系	<ul style="list-style-type: none"> ・SバンドUSB方式 ・データバス方式(CU/RIU) ・BMRによるテレメトリデータの記録再生(エンドレス記録, 異常時記録等) 	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 BMR: バブルメモリーレコーダー
電源パドル系	<ul style="list-style-type: none"> ・セミリジッド型太陽電池パドル ・デジタルシーケンシャルシャント方式 ・供給電源 日照時: 2,053W 以上 (寿命末期) 日陰時: 1,380W 	50 μ m BSFR セル使用 30Ah バッテリー 4 台
姿勢軌道制御系	<ul style="list-style-type: none"> ・ゼロモーメント ストラップダウン方式 ・OBCによるデジタル処理及び軌道上再プログラム機能 ・4 スキュー リアクションホイール方式 ・姿勢精度, 安定度 (3 σ 値) $R, \dot{R}: 0.11^\circ, 0.0008^\circ/s$ $P, \dot{P}: 0.18^\circ, 0.0006^\circ/s$ $Y, \dot{Y}: 0.10^\circ, 0.0005^\circ/s$ 	OBC: 搭載計算機 設計値
ガスジェット系	<ul style="list-style-type: none"> ・一液式ヒドラジン ブローダウン方式 ・推進弁バリア型1N スラスタ (姿勢制御用)の採用 ・推進質量115kg 	直径50cm タンク 2 個
構体系	<ul style="list-style-type: none"> ・箱型パネル フレームハイブリッド構造 ・CFRP フレーム及びストラット ・衛星基本周波数 横軸(Y軸)16.6Hz 	構体質量約164kg 要求値15Hz 以上
熱制御系	能動型 (サーマルルーバ, ヒートパイプ, リプレースメントヒータ) と受動型の併用	

と定電圧充電(セルの温度と電圧で定まる規定電圧到達後)の組合せで行う。

(3) 姿勢軌道制御系 (AOCS)

ERS-1のAOCSは、大気抵抗の外乱を受ける低高度を、大型で、柔軟な展開構造物を非対称に広げて飛行する条件下で、高精度で地球を指向させることが要求される。

AOCSでは、この要求を達成するために、デジタル計算機を搭載し、高精度のジャイロ(慣性センサ)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。デジタル計算機、慣性センサ及びリアクションホイールはいずれもNASDAの先行研究開発の成果を引き継いだものである。

また、ERS-1は高度が低く、可視時間が短いため、姿勢異常時の衛星保護機能も含めて自動化を図った(図5)。

(4) その他のサブシステム

ガスジェット系(RCS)は、一液式ブローダウン方式を採用し、2個の表面張力式推進タンクと22個のスラスタから構成している。いずれも、きく5号(ETS-V)で実績のあるものを使用したスラスタについては高温対策のための改良を行った。

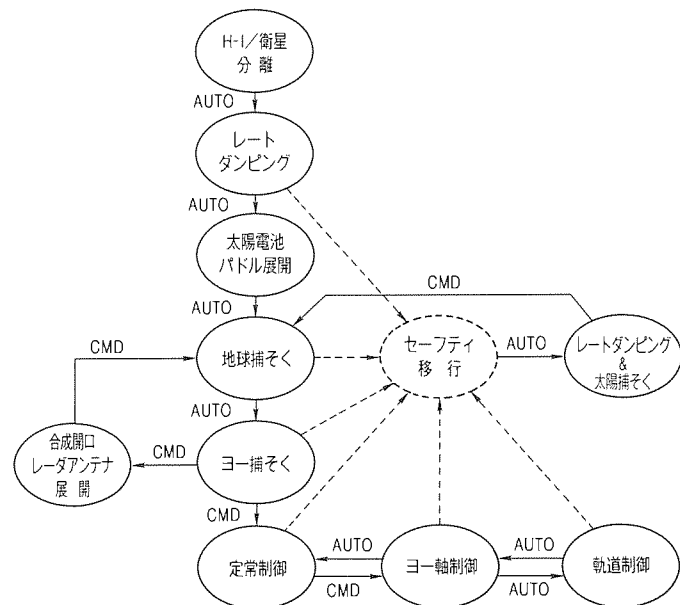
ERS-1の熱制御系(TCS)については、SARのように大電力のミッション機器が運用によって発熱量が大きく変動するうえ

に、許容温度範囲が狭いという特殊条件を考慮しなければならない。SARの電子機器は、放熱面として最も適している+Y面に配置し、このパネル内に埋め込んだヒートパイプを通して外表面に取り付けたサーマルルーバから宇宙空間へ放熱する方法をとった。この方法によって高効率の排熱が達成でき、ヒータ電力の削減にも寄与している。

ERS-1構体(STR)については、ロケットフェアリングの許容包絡域との関係からSARアンテナと太陽電池パドルの収容方法、大重量機器の搭載方法、初めてのロケットとの4点結合、搭載面積の拡大と十分な放熱面積の確保等のほか、大幅な軽量化(計画の初期に観測センサが1種類追加になった。)が重要なテーマであった。

4. 打上げと初期運用

ERS-1はH-Iロケット(2段式)によって種子島宇宙センター大崎射場から打ち上げられる。打上げシーケンスと初期段階の運用を図6に示す。可視時間が短いので、極力自動化が図られ、クーラー局、パース局等の外国局からも十分なモ



図中“AUTO”は自動的に移行。“CMD”は地上からのコマンドで移行。
“AUTO”はノミナルケースでの移行方式であるが、“CMD”による移行も可能。

図5. AOCSのモード遷移

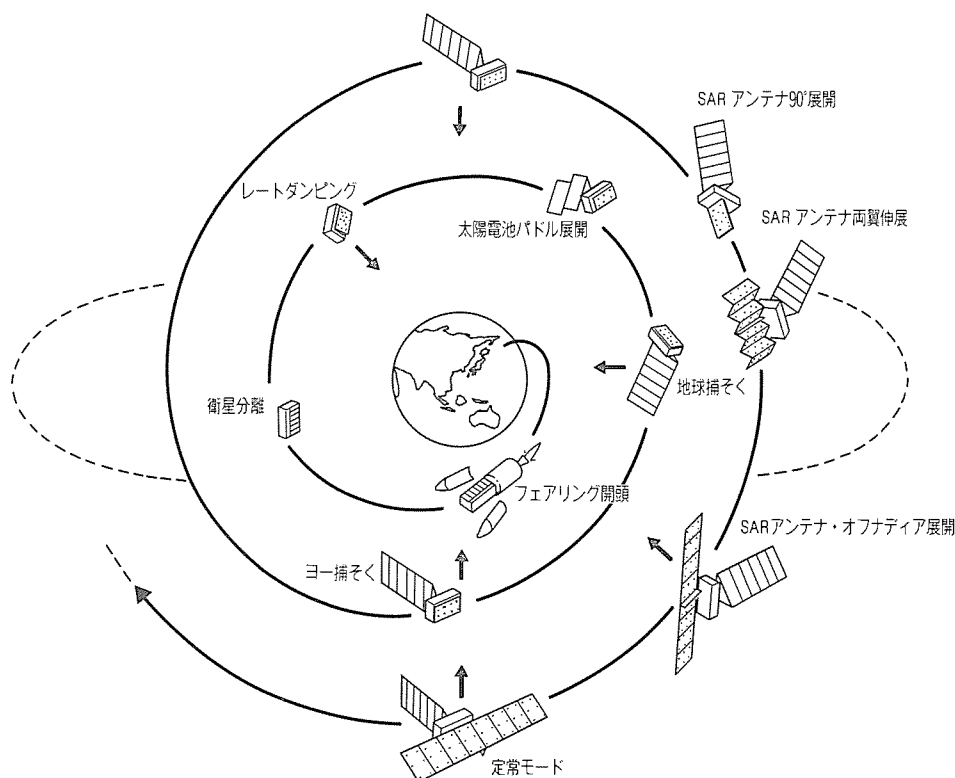


図6. ERS-1の打上げシーケンス

表4. ERS-1 開発マスタスケジュール

	FY61	FY62	FY63	FY1	FY2	FY3
マイルストーン	プログラム スタート 4/B	PDR 3/B		CDR 7/M		PQR 9/B, PSR 12/E, 打上げ 2/B
ミッション機器 (引渡し)			EM 7/M, 9/E, 12/E	PFM 12/E, 3/M	8/M	
SLM	1/B	8/E, 10/E				
STM	1/B		9/B, 5/M			
EM		6/B	1/B, 3/E			
PFM			7/E	1/B	7/B	8/E
改修&後試験						9/B, 10/E
輸送&後点検						11/B, 2/B

(注) 製作 インテグレーション 試験

ニタとバックアップ体制がとられる。

5. む す び

昭和61年に開始したERS-1の開発も順調に進み、平成3年10月末には、打上げのため種子島への輸送を予定している(表4)。NASDAで始まったSARやAOCS等のKey技術の先行研究開発を含めると、10年間を越える長期間のプロジェクトであった。平成3年度冬期の打上げを目指して、注意深く総仕上げを行い、ERS-1プロジェクトを是非成功させたいと念じている。最後に、NASDA、JAROSを始め、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) Yoneyama, K., Koizumi, T., Suzuki, T., Kuramatsu, R., Araki, T., Ishida, C., Kobayashi, M., Kakuichi, O. : JERS-1 Development Status, 40th Congress of The International Astronautical Federation Malaga, Spain (1989)
- (2) 宇宙開発事業団：地球資源衛星1号ERS-1, 宇宙開発事業団パンフレット (1990)

宇宙実験・観測フリーフライヤー(SFU)

栗木恭一* 若杉 登** 石井豊彦+
二宮敬虔* 木村 弘*** 津屋直紀+
長友信人* 伊地智幸一***

1. ま え が き

宇宙実験・観測フリーフライヤー(SFU)は無人の再使用型多目的宇宙実験台であり、第1回目の飛しょう(翔)は日本のH-IIロケットで打ち上げ、米国のスペースシャトルで回収する、文部省(宇宙科学研究所)、通商産業省(新エネルギー産業技術総合開発機構/無人宇宙実験システム研究開発機構)及び科学技術庁(宇宙開発事業団)が共同で遂行しているプロジェクトである。SFUが従来の衛星と異なる特色は次のとおりである。

- (1) 搭載実験機器との標準化されたインタフェースを持っている。
- (2) 回収後、必要な保守点検の後、新たなペイロードを搭載して再び打ち上げることができる再利用性を持っている。
- (3) 自分で軌道変更を行い、定められた範囲の空間へ自らランデブーする能力を持っている。

1986年の宇宙開発委員会の承認によって正式に開発が開始され、現在エンジニアリングモデルの製造と試験が完了し、その結果を反映したプロトフライトモデルの製造が行われている。また、その最初の飛翔(SFU-1)は、宇宙科学研究所の実験観測機器、無人宇宙実験システム研究開発機構の電気炉、及び宇宙開発事業団の宇宙ステーション取付型実験モジュール(JEM)の暴露部部分モデルを搭載し、1994年1月から2月の間に打ち上げられ、その約半年後に回収される予定で搭載実験機器の開発、運用管制系の整備及び運用計画の作成並びにNASA等の関係諸機関との調整作業等が進められている。

表1にSFU-1のミッションの概要を示す。静止気象衛星5号とのデュアルラウンチとなる点、打上げ機と回収機が異なる点、さらに打上げを担当する国と回収を担当する国が異なる点等も今後の宇宙開発のための新しい試みとなる。図1にSFUの開発体制を示す。本稿ではそのシステムの概要及び特色について述べ、特に標準化された実験機器インタフェースやスペースシャトルによる回収の概要、

開発の経緯、エンジニアリングモデルの開発試験状況、運用形態の概要についても報告する。

2. SFU システム概要

SFUは搭載実験機器に対して様々なサービスを提供し、ミッションが変わっても変更しない“コアシステム”と、ミッションごとに変わる“搭載実験機器”から構成される。コアシステムは従来の衛星では通称“バス機器”と呼ばれている部分に相当する。SFUの設計は次に示す基準に沿って行われた。

- (1) SFUはスペースシャトルに回収されることから有人宇宙システムの要素として設計すること。
- (2) SFUシステムの安全設計はそれを管理する組織(NASA, NASDA)の規則に従う。
- (3) 部分的に損傷を受けても、回収されることを最優先と考えること。
- (4) SFUはコアシステムの開発リスクを最小に、しかしユーザーサービスの拡張性は最大にという二つの目標を目指すこと。
- (5) SFUの飛行計画は実験機器運用のリプランニングだけで

表1. SFU-1 ミッション概要

打上げ予定	1994年2月(仮)
打上げ機	H-II試験機3号機
投入軌道	高度 300km(仮) 軌道傾斜角 28.45°
運用軌道	高度 482km(PRO)
回収軌道	高度 301~318km
回収予定	打上げ後6か月から9か月
打上げ質量	約4t
ペイロード質量	約1t
運用管制センター	宇宙科学研究所相模原運用管制センター
地上局	宇宙科学研究所鹿児島宇宙空間観測所 宇宙開発事業団沖縄追跡管制所 NASA Deep Space Network (GDS, CAN, MAD)
搭載実験機器	宇宙科学研究所 二次元展開実験, 宇宙赤外望遠鏡, 高電圧ソーラアレー実験, 電気推進実験, プラズマ計測, 凝固・結晶成長実験, 宇宙生物学実験 宇宙開発事業団 SFU搭載実験機器部(JEM暴露部部分モデル部) 無人宇宙実験システム研究開発機構 複合加熱炉, 焦点加熱炉, 単熱炉

なく、コアシステムのコンティンジェンシにも対応できる柔軟性を持つこと。

(6) SFU はその利用可能な寿命の間、標準の運用手順として改修作業を折り込むこと。

(7) SFU は二つの異なる国家の宇宙輸送システムにより、支援される初めての宇宙システムであることを考慮してプロジェクトを進めること。

2.1 コアシステム

2.1.1 システム

図2にSFU-1の軌道上のコンフィギュレーションを示す。定常運用中は太陽電池パドルを太陽方向に向けた三軸安定の姿勢制御を行う。また、図3に太陽電池パドルを収納した状態における一部展開を含む構成を示す。本体部分は回収時にスペースシャトルのカーゴベイに収納可能なように直径4.6mの中に収める必要があり、スペースシャトルとの機械的インタフェースのために4本のロンジロントラニオンと1本のキールトラニオンを持っている。また、高さは2.95mであり、太陽電池パドルの展開時の両端の長さは24.45mである。打上げ時にはH-IIロケットとは下部のリングの4本の取付けボルトでインタフェースをとる。図4にブロックダイアグラムを示す。SFU コアシステムは構造熱制御系 (STC)、電力系 (EPS)、通信・データ処理系 (CDMS)、航法・誘導・制御系 (NGC)、推進系 (RCS)、軌道変換用推進装置 (OCT) から構成される。打上げ時質量は約4t、そのうち搭載実験機器は約1tである。

SFU のコアシステムの各コンポーネント及び搭載実験機器は、図3に示すように8個のモジュールボックス内と変形8角形のトラス構造の上面に取り付けられる。コアシステム機器のうち、太陽電池パドル (SAP) とシャント、S バンドアンテナ及びGPS アンテナ、姿勢センサは主構体に直接取り付けられ、その他の機器は二つのバスユニット (BSU-1 及びBSU-2) に搭載される。OCT は主構体中心の円筒状の領域に搭載される。その他コアシステムとしてSFU 環境モニタ (SEM) が上面に搭載される。

搭載実験機器は標準化された6個のペイロードユニット (PLU 4 個及び小型のSPLU 2 個) に搭載される。上面のうち、コアシステムが占める部分を除き、実験機器を搭載することが可能である。搭載実験機器の電気的なインタフェースは標準化され、各PLU 及びSPLU に電力及びテレメトリ/コマンドのインタフェースポートが、さらに上面及び中心部に5セットのインタフェースポートが用意されている。また、

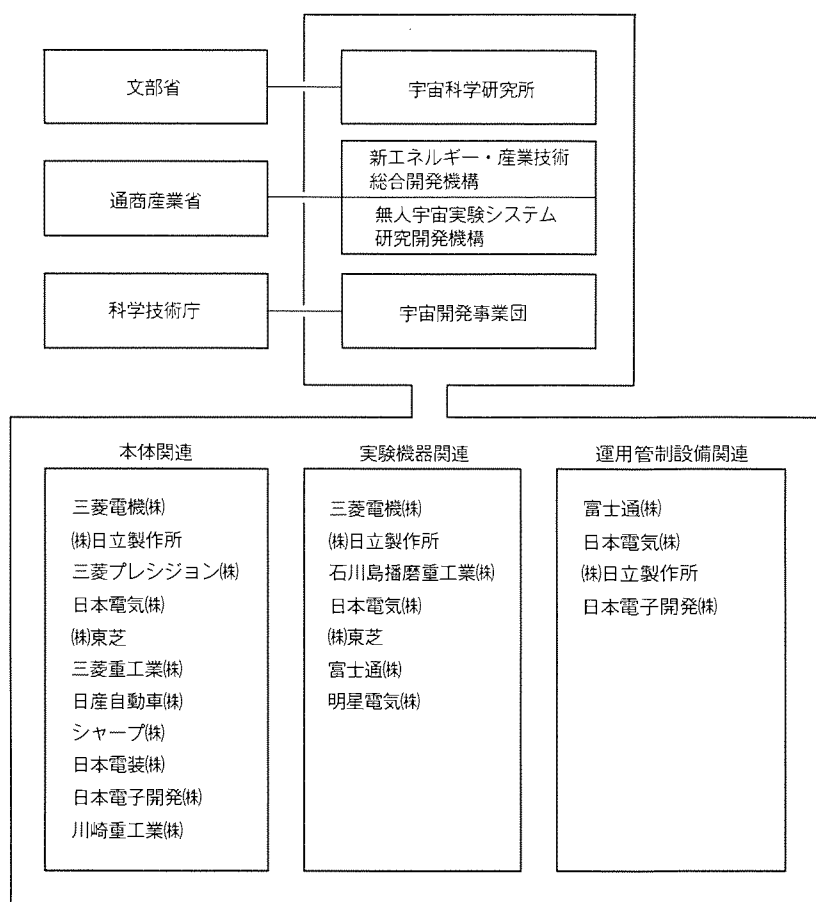


図1. SFUの開発体制

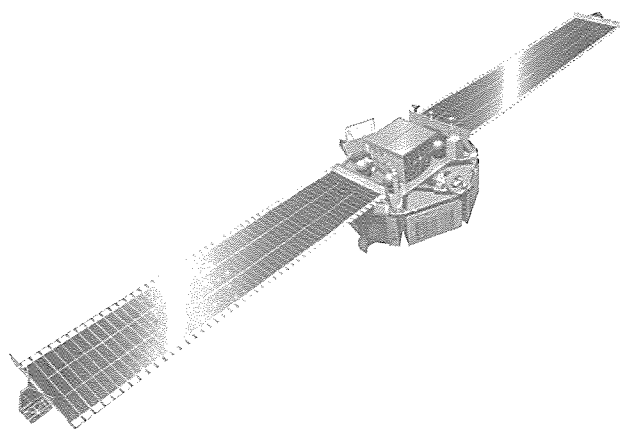


図2. SFU 軌道上コンフィギュレーション

搭載実験機器の微小重力等の環境レベルの測定のためのペイロード環境モニタ (PEM) が用意され、実験者の希望によって各PLU 及びSPLU に搭載可能である。搭載実験機器開発者は標準化されたインタフェースに合致するように実験機器の設計製造及び検証を行い、システム インテグレーション担当者に引き渡す。そして、システム インテグレーション担当者はコアシステムに搭載実験機器を組み付け、インタフェースの確認及びSFU-1 システムの性能の確認を実施する。

表2に目標とするSFU の性能を示す。

2.1.2 構造熱制御系 (Structure and Thermal Control Subsystem : STC)

主構体はアルミ合金を用いた部材で構成される。図5に概要を示す。これは、CFRP等の使用による軽量化とSFUの再飛行時におけるNASAのスペースシャトルの安全性検証要求の厳しさを勘案して選択した結果である。実験機器を搭載するPLUの外観を図6に示す。実験機器は主にPLU上面のメインパネルに取り付けられる。放熱面はメインパネルとは反対の面であるため、U型のヒートパイプを用いて熱を効率良く移送する。発熱量の多い実験機器には放熱面にサーマルルーバをオプションとして取り付け、さらにPLU前面のアクセスパネルも放熱面として使用できるようにしてあ

る。実際、SFU-1搭載の電気炉にはこの方式が採用されている。PLUのサイドパネルと放熱パネルはハネカムパネルであるが、フェイルセーフ構造としてNASA安全審査官の了解を得ている。発熱量の小さいコンポーネントはサイドパネルにも取付け可能である。

2.1.3 電力系 (Electric Power Subsystem : EPS)

EPSは太陽電池パドル(SAP)と電源系から構成される。SAPはフレキシブルタイプを採用している。これはSFUで初めて試みる技術ではあるが、展開収納性の点で採用された。サブストレートとしてはポリイミドフィルムを使用し、 2×4 cmのシリコンセル28,000枚を使用する。電源系は、バッテリー(BAT)、電力制御器(PCU)、シャントレギュレータ(SHNT)、バッテリー充電制御器(BCCU)及びオードナンス制御器(ODC)から構成される。BATとしてはNiCd電池の19 A・hのものを4台使用する。バス電圧は、日照時はSHNTとPCUによって51.5 Vに安定化されるが、日陰時には32.5 V(DOD 30%)まで下がる。

BATはそれぞれ1台(合計4台)のBCCUを通して日照時に充電される。SAPは寿命初期において約2.7 kW以上の電力を発生し、コアシステムの必要電力を賄うとともに、全搭載実験機器に対し、日照日陰期間を通じ少なくとも約850 Wの電力を供給できる。電力系にはその他、ODCが設けられており、SAP及び実験機器に対して火工品の点火制御を実施する。

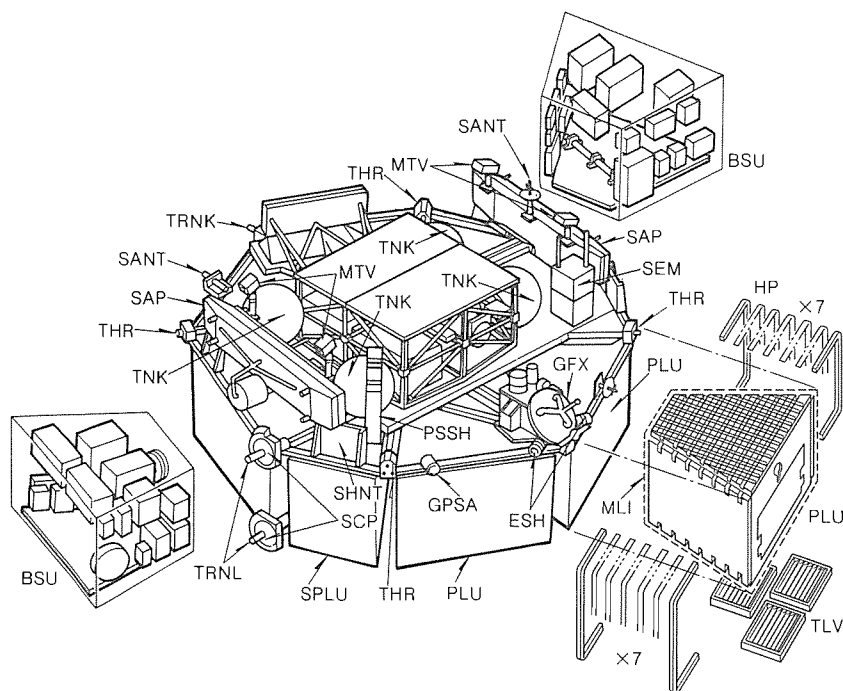


図3. SFUの構成

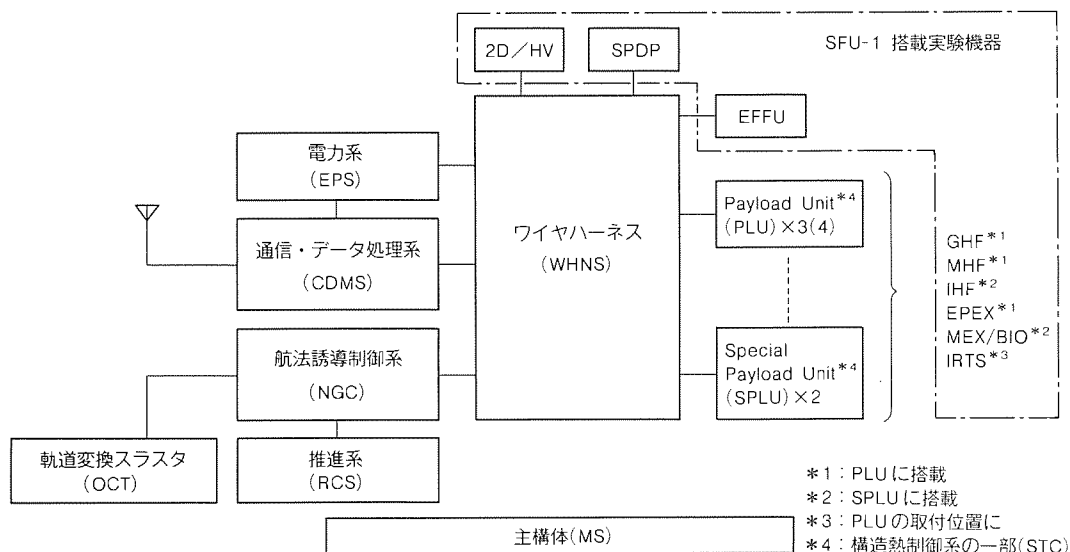


図4. SFU-1ブロックダイアグラム

表 2. SFU 目標性能

寸法・形状	φ4.46m×L3.07m, 変形 8 角形モジュール構造
質 量	総質量：打上げ時約 4 t ミッション質量：約 1 t
電 力	パドル発生電力：2.7kW 以上 (BOL) ミッション用電力：850W (軌道平均) 電源系総供給電力：1.4kW 以上 (平均) バス電圧 (非安定)：32.5～51.5V DC (負荷端) バッテリー：NiCd 19A・h×4 台 放電深度：30% 以内 (定常時), 60% 以内 (初期/回収時)
航法・誘導・姿勢制御	航法：GPS 及び IMU による自律航法 (位置±50m/速度±0.1m/s) 誘導：搭載計算による誘導 姿勢：三軸姿勢制御, 指向精度±1° 軌道制御精度：位置±100m, 速度±0.1m/s
通信データ処理	通信回線周波数：(上り2.084.4MHz/下り2.263.6MHz) 機能：テレメトリ, コマンド, レンジング テレメトリ送信容量：1kbps (固定H/K), 16kbps (高速パケット), 128kbps (固定H/K, 高速/低速パケット) コマンドビットレート：1 kbps コマンドメモリ容量：タイムラインコマンド256個, タイムコマンド128個 データレコーダー：80Mビット (高速パケットデータ), 4 Mビット (低速パケットデータ) 主計算機/実験計算機：インテリジェント データコマンド (12ch), パケット データテレメトリ モニタテレビカメラ：モノクロ静止画像
推進/軌道変更	方式：一液式ヒドラジンスラスタ スラスタ構成：3 N×12/23N×4 (RCS系), 23N×8 (OCT) タンク推薬容量：100kg (RCS), 650kg (OCT)
構 造	主構体：アルミ合金トラス構造 STSインタフェース：ロンジロントラニオン (4 本) + キールトラニオン (1 本) H-II インタフェース：下部リング/分離ボルト (4 本) 剛性：ロケット推力軸方向30Hz 以上, ロケット横軸方向10Hz 以上, STS 固定条件6.4Hz 以上 基本機器収納ユニット：2 個, アルミ合金削り出しパネル構造 ペイロードユニット：4 個, アルミ合金削り出しパネル/ハニカムサ ンドイッチパネル構造 最大搭載質量：200kg 限定型ペイロードユニット：2 個, アルミ合金削り出しパネル/ ハニカムサンドイッチ構造 最大搭載質量：200kg
熱制御	排熱能力：160～360W/ユニット 温度制御：サーマルルーパー/ヒートパイプ/受動型 (0～40℃)
μ-G環境	μGレベル：10 μG以下

2.1.4 通信・データ処理系 (Communication and Data Management Subsystem: CDMS)

CDMS は通信系 (COM) 及びデータ処理系 (DHU) から構成される。S バンドによって地上及びスペースシャトル (回収時) と通信を行う。アンテナは X 及び Z 方向に取り付けられ, SAP (Y) 方向を除き地上との通信が可能である。コアシステム及び搭載実験機器のテレメトリ及び実験データはバブルメモリを使用した 80M ビット容量のデータレコーダーによって記録され, 可視時間帯に高速 (128 kbps) で送信される。そのほか, 可視時間帯だけ低速伝送のリアルタイムテレメトリがコアシシステム (1 kbps) 及び実験機器 (16 kbps) 双方に対して可能である。

SFU はリアルタイムコマンドのほかに, SFU の特色として, タイムラインコマンドの能力を備えていることである。この能力により, 最大 256 項目の時間指定のコマンドを可視時間帯に送信しておけば, それらのコマンドはメインコンピュータ (MC) に蓄えられ, 指定時間に自動的にコマンドが実行される。DHU は搭載実験機器との間に標準化された RS-422 仕様のインテリジェントデータインタフェースを 11 系統持っている。このインテリジェントデータインタフェースにより, 各実験機器は自由にパケットテレメトリを構築してデータを伝送することが

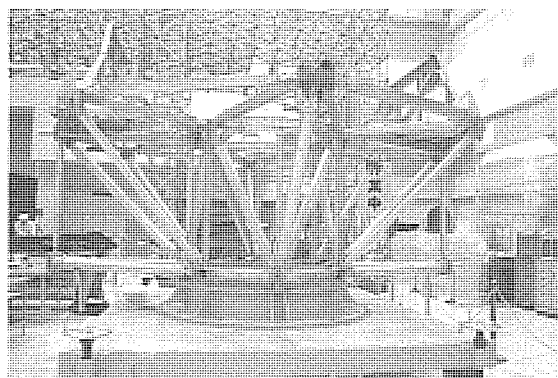


図 5. 主構体

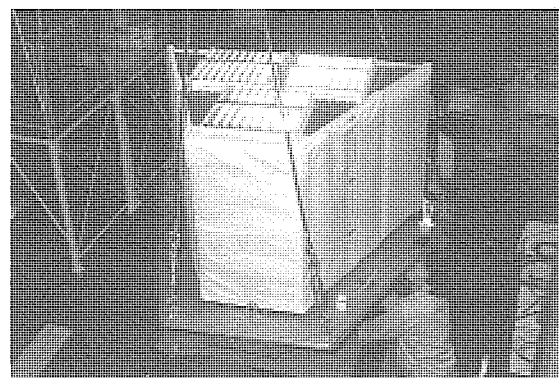


図 6. PLU の外観

でき、実験機器の事情に合わせた運用形態をフレキシブルにすることができる。

DHUにはモニタテレビ(MTV)が備えられており、モノクロの静止画像によってSAP及び実験機器の状態を監視することができる。DHUにはMCのほかに、コアシステム運用のためのディスクリットな回路によるコマンドデコーダ(CMD)を備えている。これはスペースシャトル近傍でのSFU運用時のNASAの安全要求を満たすためである。すなわち、一つのマイクロプロセッサはソフトウェアで安全性確保の機能を何重に持っていますが、それは一重としか見なされないため、スペースシャトルの安全確保に関係するコマンドはディスクリットな回路で構成することとしたためである。

2.1.5 航法誘導制御系(Navigation and Guidance Control Subsystem : NGC)

SFU三軸安定方式による姿勢制御を行う。SFUは定常運用時は太陽指向、軌道変更時及びスペースシャトルによる回収時は地球指向姿勢をとる。リアクションホイール(RW)及び3ニュートン(N)の推力を持つスラスタが主としてアクチュエータとして使用される。その他、磁気トルカ(MTQ)が定常運用時におけるRWのアンローディングとしても用いられる。姿勢センサとしては太陽センサ(PSS)及び地球センサ(ESA)が用いられる。PSSは打上げ後の初期補そく、定常運用時の太陽指向、緊急時のセーフティモード等に使用される。また、ESAは定常運用時におけるX軸回りの姿勢維持・決定、地球指向時の姿勢制御に用いられる。

SFUは米国が配備中のGlobal Positioning System(GPS)を使用し、自律的に軌道位置及び速度を知る能力を持ち、さらに地上から目標位置を入力することによって、慣性センサ(IMU)とNGC計算機(NGCC)で軌道変換スラスタ(OCT)を自動的に制御し、目的とする軌道へ誘導することができる。NGCCはNGCのすべてのデータを処理し、かつDHUからのコマンドを受けSFUの姿勢及び軌道を制御する。

2.1.6 推進系(Reaction Control Subsystem : RCS)／軌道変換スラスタ(Orbit Change Thruster : OCT)

RCSは姿勢制御用の3Nスラスタ12セットと緊急時の姿勢／軌道制御用の23Nスラスタ4セットから構成される。OCTは23Nスラスタ8セットから構成される。推進としては両者

ともヒドラジンをを用いるため、NASAの安全性に関する要求を満たすために漏れ故障及び誤点火を防ぐための処置がとられている。また、スペースシャトル荷物室に回収された後のヒドラジンの凍結／溶解による配管破壊に対する安全性を増大させるために、だ円管を配管系として採用しているが、1号機ではスペースシャトルの遠隔操作電気アンピリカル(ROEU)を経由してスペースシャトル本体から電力を供給してもらい、ヒータによって保温することで凍結を防止する方式としている。

2.2 SFU-1搭載実験機器

SFU-1搭載実験機器の搭載概要を図7に示す。実験機器はコアシステムとの標準的なインタフェースを持つ“インテグレーション単位”にまとめられて搭載される。“インテグレーション単位”とは、複数の実験者からの実験に必要な機器をコアシステムとの標準的なインタフェースとなるようにまとめたものである。PLU及びSPLUに搭載される実験機器は、標準化されたPLU内の70mmピッチの取付けボルト穴によって取り付けられ、その単位にてSFUユーザーズマニュアルに示される機械環境条件及び熱環境条件を満たすことを検証する。電氣的にもSFUユーザーズマニュアルに示される標準化された電力、データ及びコマンドインタフェースを満たすことを実験機器開発担当者は検証した上でシステムインテグレーション担当者へ引き渡される。SFUの上面に取り付けられる実験機器では、機械的インタフェースは実

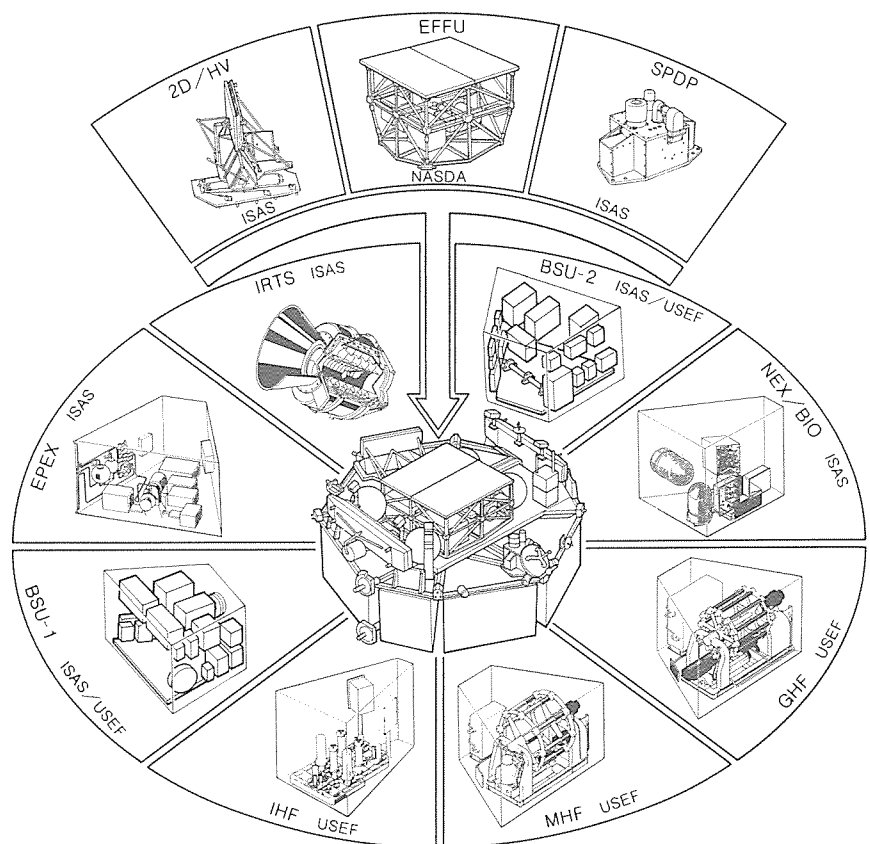


図7 搭載実験機器の概要

験機器固有となるが、電気的にはPLU/SPLUと同様に標準化されている。

SFU-1 搭載実験機器の実験目的等は、次のとおりである。

2.2.1 宇宙科学研究所実験機器

宇宙赤外望遠鏡 (IRTS) は超流動 He によって冷却されたセンサを搭載した望遠鏡であり、超流動 He が蒸発するまでの約 2～4 週間にわたり宇宙空間を赤外線領域で観測する。

いわゆる“三浦折”の原理により、二次元的な平面の展開を試みる二次元展開実験 (2D Array) によって将来の大容量の太陽電池パドル等の展開に必要な技術を確認する。さらに、その一部には高電圧ソーラアレー実験 (HVSA) のための太陽電池が張り付けてあり、その太陽電池セルの段数を直列並列切替えによって数百 V にまで徐々に電圧を上げ、宇宙空間のプラズマとの相互干渉等のデータを取得する。2D Array 及び HVSA はインテグレーション単位としては一つにまとめられ、二次元展開高電圧ソーラアレー実験 (2D/HV) と称される。

電気推進実験 (EPEX) は準定常の MPD アークジェットによる推進実験を行い、将来の宇宙機の軌道維持・変換用推進器としての性能を確認する。なお、EPEX は PLU に搭載され、その中には 2D/HV の制御系も混載され、さらにコアシステムの DHU とインタフェースを行う実験機器専用プロセッサ (DEP) を共用している。

凝固・結晶成長実験 (MEX) と宇宙生物学実験 (BIO) は、一つの SPLU に MEX/BIO としてインテグレーションされる。MEX は微小重力環境における過飽和溶液中の結晶化の

“その場観察”を目的としており、また BIO は生物であるイモリ及びメダカの微小重力環境における産卵及び発生についての実験観察を行うことを目的としている。

プラズマ計測 (SPDP) は SFU の上面に取り付けられた宇宙空間のプラズマを電磁波及び磁気センサによって測定するものであり、コアシステムの SFU 環境計測装置とともに、SFU-1 の周りの宇宙空間の環境計測を実施するものである。

2.2.2 無人宇宙実験システム研究開発機構

複合加熱炉 (GHF)、焦点加熱炉 (MHF) 及び単熱炉 (IHF) は、それぞれ微小重力環境において化合物半導体の結晶成長を行わせ、地上では得られない高品質の結晶を得ようとするものである。GHF 及び MHF は炉本体、試料、その試料の交換機構、電源制御装置等から構成され、GaAs 等の化合物半導体材料をはじめとするいろいろな試料を微小重力環境の中で処理する。また、MHF も同様の機能及び構成であるが、GHF は温度こう配型加熱炉を、MHF はハロゲンランプによる焦点加熱炉をそれぞれ採用している。IHF は試料と一体となった低温型及び高温型の炉から構成されており、高温型の方は He ガスによって急速冷却する機能をもっている。GHF 及び MHF はそれぞれ PLU に、IHF は SPLU に搭載される。

2.2.3 宇宙開発事業団実験機器

SFU 搭載実験機器部 (EFFU) は国際宇宙ステーションに取り付けられる JEM の暴露部の部分モデル等を SFU に搭載し、軌道上での実験運用を実施するものである。フレオングループによる冷却系及び装置交換機構が部分モデルとして、

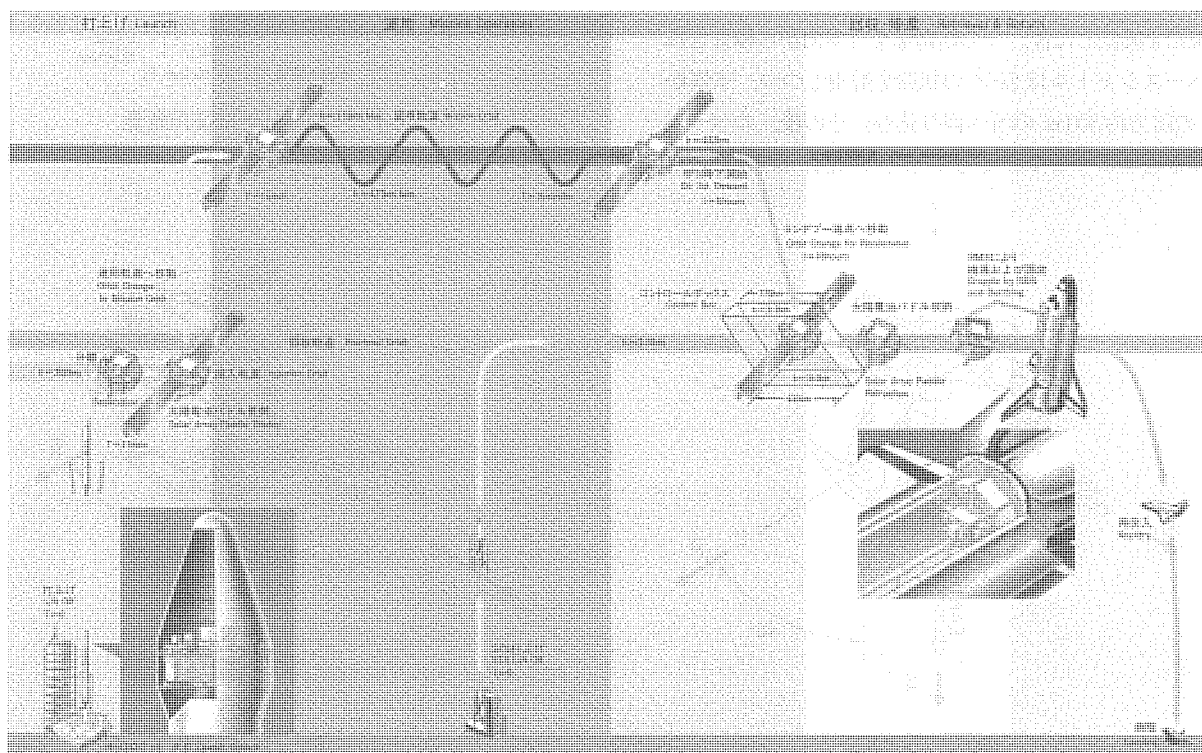


図 8. SFU 運用概要

また要素材料等暴露実験装置が取り付けられ、さらに実験機器のモデルとしては微小重力環境におけるダイヤモンド合成用の装置 (GDEF) が搭載される。これらは SFU の上面の中心部に搭載される。

3. 運用概要

SFU-1 は 1994 年 2 月 (暫定値)、H-II ロケット試験機 3 号機によって高度約 300 km (仮)、軌道傾斜角 28.45° の軌道に投入される予定である。図 8 にその運用の全体についての概要を示す。軌道投入後に、太陽補そく及び SAP 展開を行い、初期チェックの後に、OCT の噴射によって高度約 500 km の定常運用高度へ上昇する。定常運用高度では空気抵抗による高度低下を補うための軌道修正を定期的実施する。軌道修正時には地球指向の姿勢をとるが、それ以外の定常運用時は、おおむね太陽指向姿勢で運用する。実験機器運用期間は約 4.5 か月であり、この期間を終了すると、SFU はスペースシャトル打上げの約 1 か月前から高度約 485 km のフェーズレピーティング オービット (PRO) でスペースシャトルの打上げを待つ。SFU を回収するスペースシャトルの打上げ後、約 5 時間程度で SFU に対して“降下指令” (Go-For-Descent : GFD) が出され、SFU はその時から 44 時間後に宇宙空間に規定された空間であるコントロールボックス (CB) の中に入るように軌道降下及びランデブーの操作を行う。SFU が CB の中に入り、並進運動を生じさせる推進系の動作を停止したことが確認された後、スペースシャトルは SFU の回収のためのランデブーを開始する。図 9 にその概要を示す。

スペースシャトルは距離が約 20 km の所で SFU との通信回線の確立を確認した後、その制御権を日本側から移管される。スペースシャトルは SFU の状態を監視しつつ、下側から SFU の前方約 300 m の所へ回り込む。その後、スペースシャトルからのコマンドによって SFU の SAP は収納され、

さらに地球指向で、かつスペースシャトルのマニピュレータがつか (掴) むところのグラブルフィクスチャが図 10 に示すような方向となるように姿勢制御を行った後、スラスタの禁止をはじめとするスペースシャトルにとって危険を及ぼす可能性のあるスイッチやバルブ等を安全化する。そしてスペースシャトルは SFU に対し、スラスタブルーム (スラスタの排気ガス) の影響を最小にするようにスラスタを運用して最終のアプローチを行う。もしも SAP が収納できない故障の場合はスペースシャトルからの指令で切り離す。スペースシ

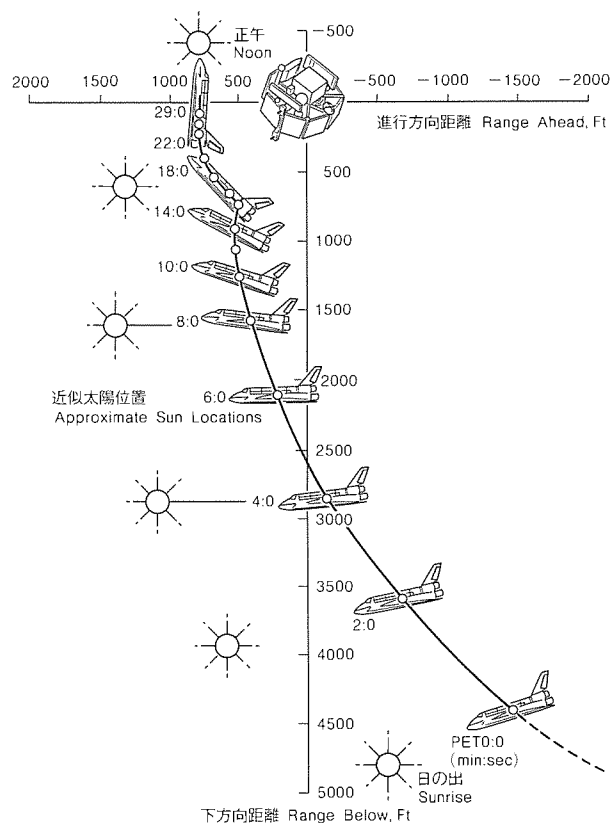


図 9. 近接運用概要

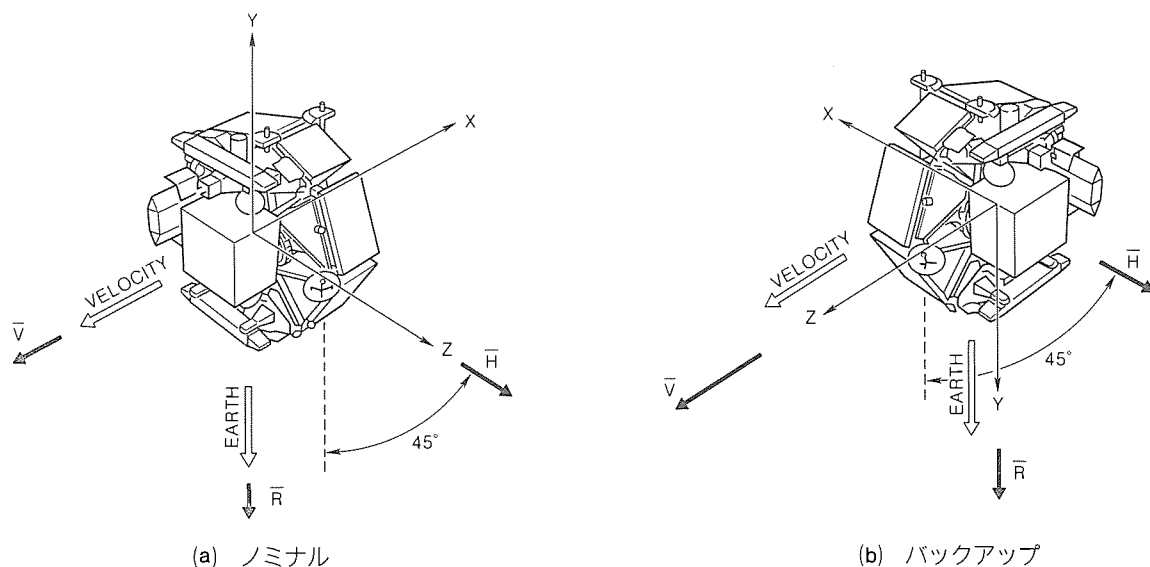


図10. SFU 捕獲姿勢

ャトルのマニピュレータによって捕獲して荷物室へ取り込み、固定を行って、さらにSFUのバッテリースイッチをオフし、完全にSFUの機能を停止させる。RCS及びOCTの配管内のヒドラジンの凍結を防止するために、スペースシャトルの遠隔操作電気アンビリカル(ROEU)をSFUに結合させてヒータ電力を供給して保温する。

近接運用中(距離約30m以内)の危険コマンド実行禁止のコマンドは時間が経つと自動的に解除されるようにタイマがセットされており、仮に捕獲に失敗した場合はにはSFUは一定時間後元の状態に復帰し、コマンドが受けられるようになる。もしも何らかの原因で回収が不可能となった場合にはSFUは軌道に残り、残った推葉でスペースシャトルによる再回収を待つこととなっている。

スペースシャトルはSFUを荷物室へ収納し、そのほかの相乗りペイロードの実験等を終わると、荷物室ドアを閉じ、地上へ帰還する。そして着陸地からケネディスペースセンターへジャンボジェット機によるフェリーフライトによって輸送され、SFUはスペースシャトルから降ろされる。そして日本側への引き渡し、コンテナへの収納が行われ、日本へ輸送されるが、1部の実験機器は取り外され、別に日本へ輸送される。

上記運用を支援する地上の運用管制システムの概要について図11に示す。運用の中心はISAS相模原キャンパス内に設置されSFU運用管制センター(SOC)が中心となって実施する。打上げ時にはISAS鹿児島局(KSC)を主局とし、NAS

DA沖縄局(OTDS)が従局として機能する。OTDSはいつでもコマンドが打てるように主局と同じ状態で待機する。さらに、NASA DSNの各局(ゴールドストーン(GDS)、マドリッド(MAD)及びキャンベラ(CAN))がテレメトリ受信、コマンド送信及びレンジング局として支援を行う。各局で受信されたテレメトリデータ及びレンジング結果はSOCへ伝送される。

定常運用時にはISAS鹿児島局だけで運用することを基本とするが、NASDA沖縄局の支援を受ける場合もある。回収運用時は、打上げ時に加え、NASA JSC管轄のCバンドスキングレーダ局がSFUの軌道決定のために運用される。さらに、スペースシャトルとの距離が約20km以下になった場合、制御権をスペースシャトル側へ引き渡し、地上局からのコマンドを禁止し、スペースシャトルからのコマンドだけで運用される。このときのテレメトリデータはスペースシャトルから米国の追跡データリレー衛星(TDRSS)に伝送され、その地上局であるホワイトサンド局経由ジョンソンスペースセンターへ伝送され、そこから日本のSOCへ転送される。スペースシャトルからのSFUの制御にあたり必要なモニタ項目、特にスペースシャトルの安全確保に関連するテレメトリ項目はスペースシャトルでもモニタ可能としている。

図12にSOCの構成を示す。コマンドを発生し、テレメトリデータのモニタを行うSFU管制装置、地上局との通信のインタフェースを制御するゲートウェイ装置、SFUの状態をシミュレーションするシミュレータ、使用可能電力、デー

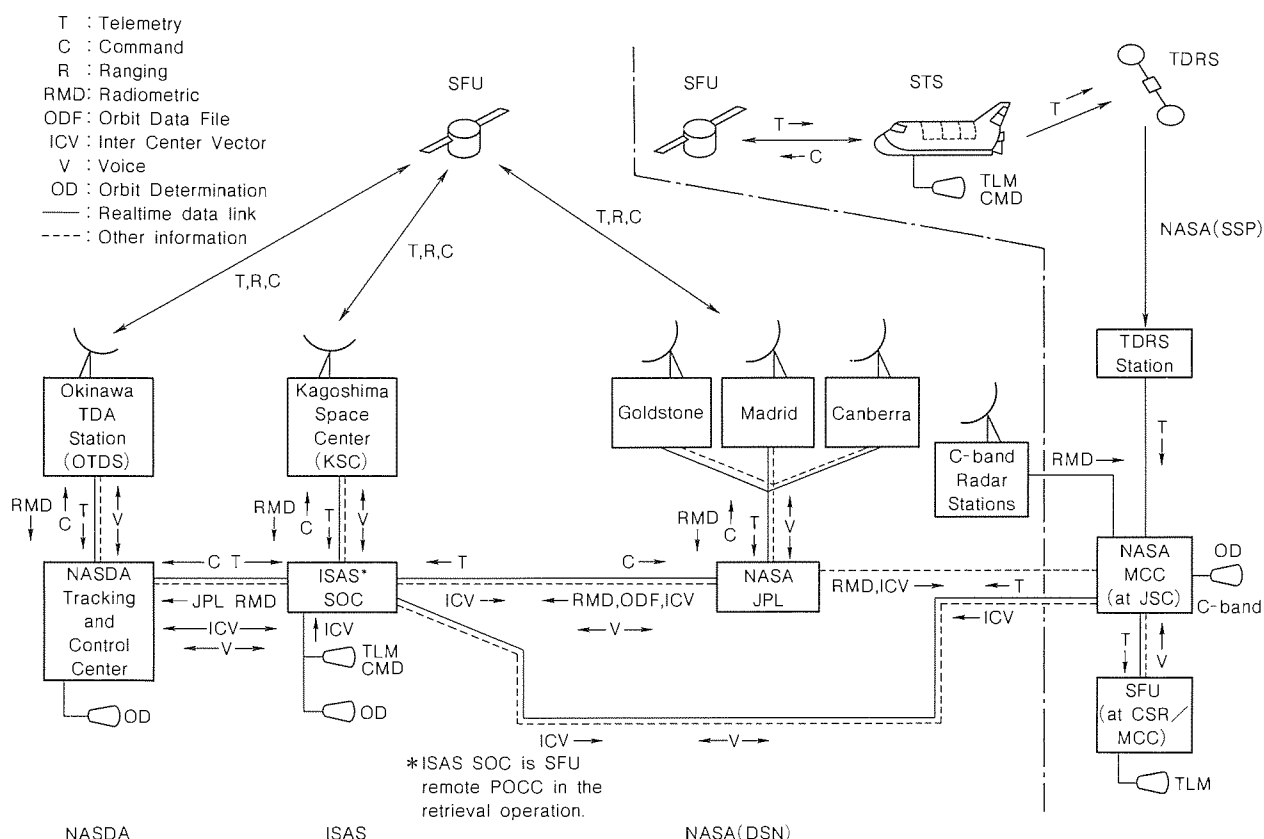


図11. SFU運用管制地上系

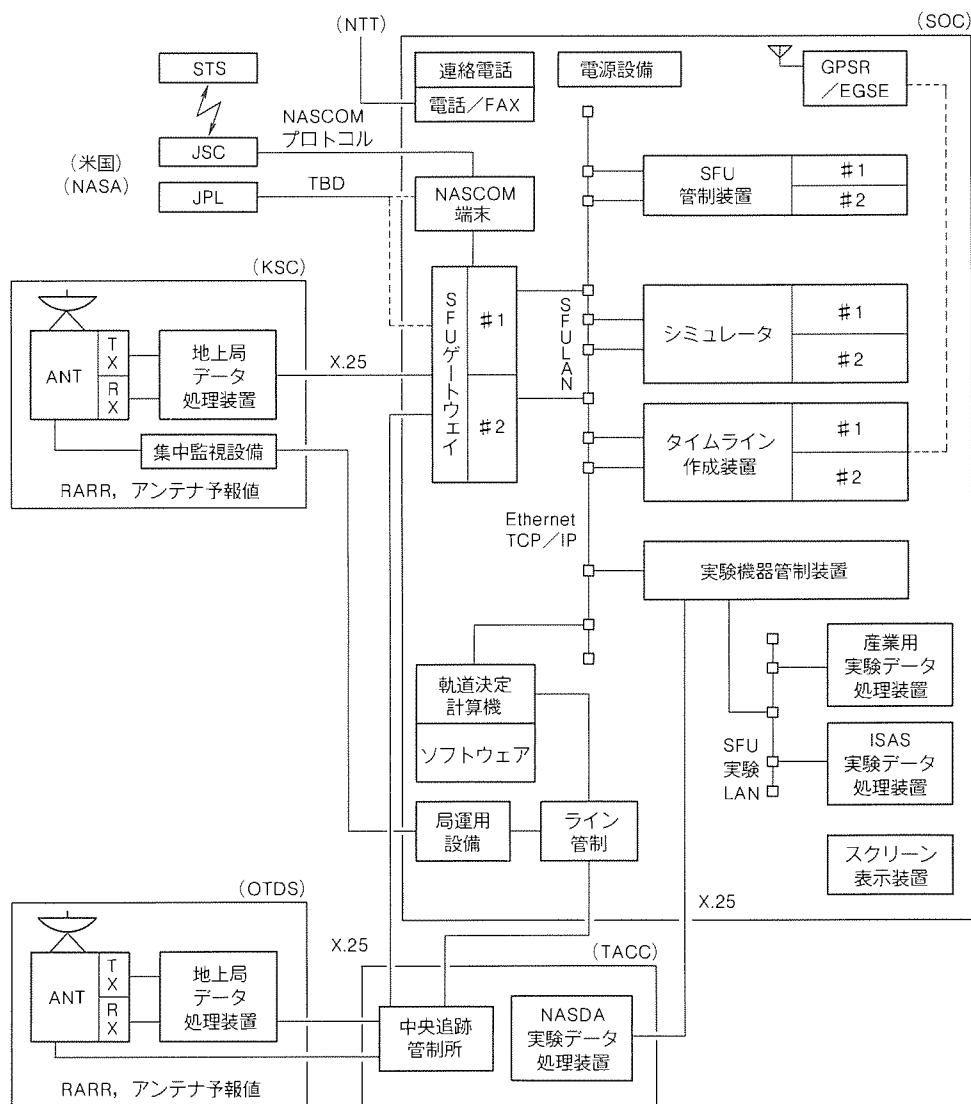


図12. SOCの構成

タレコーダーの容量、地上へのデータ伝送容量等のSFUのリソースの制約を考慮してタイムラインコマンド等を編集するタイムライン作成装置、軌道データを処理して軌道決定及び伝搬を行う軌道決定計算機、実験機器のデータの表示及びデータの各実験への配付を行う実験機器管制装置、主として電気炉関連のデータ処理を行う実験機器データ処理装置等から構成される。故障すると時間的にきわどい回収時等の運用に重大な支障をきたす装置は図10中に二重のブロックで示すとおり冗長構成をとっている。すなわち、例えば回収運用においては降下指令から44時間以内にCBへ到達する必要があるため、時間的に制約のある運用であるため、その運用に不可欠な装置の機能が停止すると、その復旧に必要な時間は運用ができないため、規定時間内にNASAとの約束を守る運用ができなくなり、最悪の場合にはスペースシャトルはSFUを回収できないおそれがあるからである。

SFUの運用の特色として、多数の実験機器を効率良く相互に干渉を受けることなく運用する必要があることである。タイムライン作成装置の主要な機能は、電力配分やデータレ

コーダー容量等の様々なSFUのリソースに起因する制約条件、及び加速度のじょう乱等の、同時に運用しているほかの実験機器にとっては外乱となる条件を考慮して複数の実験機器の整合をとって実験順序や組合せ等の運用計画を編集し、最大限に有効にSFUを運用することである。さらに、非可視時間帯の運用コマンドは短い可視時間の間に送付する必要があるため、あらかじめ編集しておく必要もある。このタイムライン作成装置により、打上げ前に全運用フェーズを通じたタイムラインを作成し、さらに運用状況により、週単位の再編集及び周回ごとのタイムラインコマンドの再編集を実施し、効率良く実験運用及びコアシステムの運用を実施する。また、シミュレータによってSFUの状態を模擬し、運用準備時では運用訓練、手順書の確認等に使用し、飛行運用時にはSFUの状態推定やコマンドに対するSFUの応答の確認等に用いる。

4. 開発状況

1994年2月(暫定)の打上げを目指し、1991年3月までに

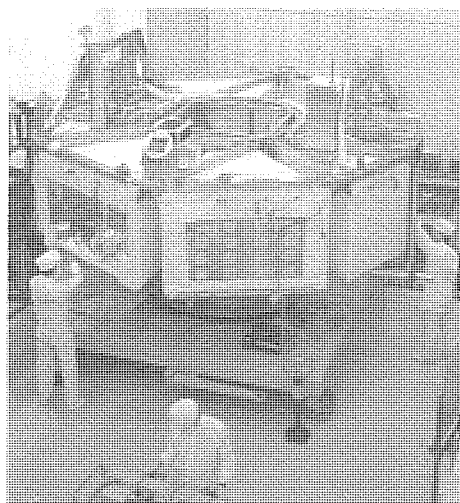
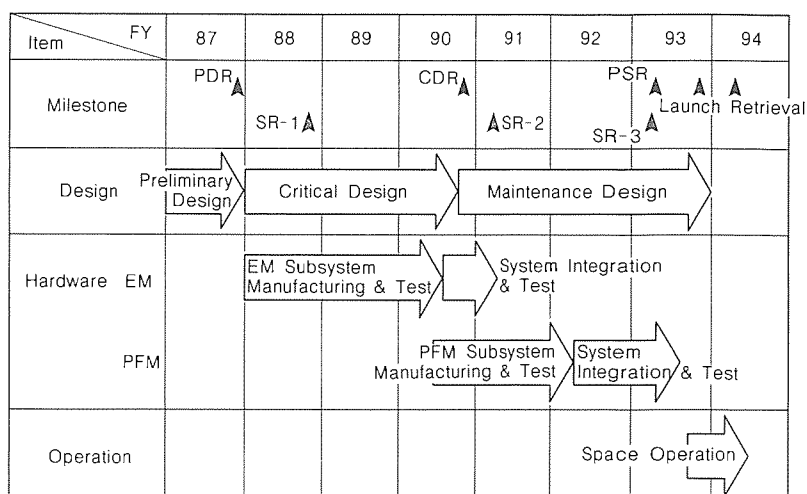


図13. SFU エンジニアリング モデルの試験

エンジニアリングモデルによる設計の妥当性が確認され、1991年5月にシステムの詳細設計審査が実施され、無事完了した。SFUのエンジニアリングモデルとしては、主として構造熱設計の妥当性を確認する目的の構造熱モデル及び電気的機能性能の確認を目的とした電気モデルが製作された。構造熱モデルの方は宇宙開発事業団筑波宇宙センターで熱環境試験、振動試験、音響試験、モールドサーベイ等の熱的機械的性能の確認を実施した。電気モデルは三菱電機(株)鎌倉製作所でSFUの各コンポーネント及び搭載実験機器の総合組立て・試験が実施され、各種システム機能性能及びインタフェースを確認した。図13に電気モデルの総合組立ての様子を示す。

NASAとの間におけるスペースシャトル利用に関する調整については、1990年3月に技術的インタフェースを規定する基本文書である“Payload Integration Plan (PIP)”本文について合意し、NASA及び日本側双方にてサインが行われた。現在その詳細を規定する付属書(PIP Annex)の作成作業を行っている。

NASAとの間のスペースシャトル利用に関するプログラムの契約文書である“Launch Service Agreement (LSA)”は1991年にサインされる予定で調整されている。スペースシャトルの利用に当たっての一番の重要課題である安全性については1987年12月にフェーズ0、1989年3月から7月にかけてフェーズIの安全審査を実施し、1991年にフェーズIIの安全審査を実施する予定である。これらのNASAとの間の技術調整の中心となっているのは“Payload Operation Working Group (POWG)”であり、年に2回から3回開催され、調整を行っている。NASAはSFUをスペースシャトル



PDR: Preliminary Design Review, CDR: Critical Design Review, PSR: Pre Shipment Review
SR: STS-SFU Safety Review

図14. SFU 開発スケジュール

に回収するための様々な準備作業のマネージャー (Payload Integration Manager) 及び担当者 (Payload Officer) を選任し、日本側との調整に当たらせている。

図14に打上げまでのスケジュールを示す。1992年8月までにプロトフライトモデルの組立てを完了し、筑波宇宙センターの設備を使用して熱環境、モールドサーベイ、振動、音響の各試験によって設計どおり製造されたことを確認する。試験後の一部改修の後、種子島宇宙センターへ搬入し、整備、ロケットへの搭載の後、打ち上げられる。また、スペースシャトルとのインタフェースでは、前述のPIP Annex並びにICDをNASAとの調整のもとに作成制定し、さらにフェーズIIIの安全審査、他の相乗りのペイロードも含んだ回収用のスペースシャトルとしての“Cargo Integration Review (CIR)”を経てスペースシャトル側の具体的な整備作業が開始される。

5. む す び

SFUはスペースシャトルによる回収後、点検整備及び再飛行性の検証を実施したのち再び新たな実験機器を搭載して打ち上げられる新しいタイプの宇宙機である。この技術の確立によって、比較的安く宇宙の微小重力環境や高真空を長時間利用できる手段が実現される。また、宇宙開発に必要な様々な技術を宇宙空間で確認検証する手段を提供することでもあり、通信、科学観測、地球観測などに続く新しい宇宙利用の分野を切り開くものである。

なおこの業務は、文部省宇宙科学研究所及び新エネルギー・産業技術総合開発機構/無人宇宙実験システム研究開発機構の委託により実施したものである。

技術試験衛星VI型(ETS-VI)バス機器

北原弘志* 関 時明**
長野 寛* 寺西知幸**
小勝国弘* 大村勝敏**

1. ま え が き

宇宙開発事業団 (NASDA) が1993年度にH-II ロケットで打上げる予定で開発しているETS-VI (技術試験衛星VI型) は、現在システムインテグレーションの段階で、その後システム試験が行われる。搭載されるバス機器・ミッション機器のうち、幾つかの主要部分を当社が担当しているが、ここでは、当社担当のバス機器につき、概要・開発経過・成果等について述べる。

2. ETS-VIの概要

ETS-VI (Engineering Test Satellite-VI: 技術試験衛星VI型) は、我が国の今後の宇宙開発事業を担うと期待される全国産H-II ロケットの打上げ能力の確認及び1990年代の通信及び放送分野の要求に適合する2t級実用静止三軸姿勢制御衛星を自主開発するための基盤となる衛星バス技術の確立を主目的に開発されている。また、将来の実用衛星に向けた高度衛星通信技術開発のための軌道上通信実験、将来の衛星開発に資するための高性能バス機器・部品などの宇宙での動作

確認等も目的とする世界でも最大級の大型静止三軸姿勢制御衛星として開発されているものである。全体の取りまどめを宇宙開発事業団 (NASDA) が、システム インテグレータを(株)東芝が担当し、当社は電源系、太陽電池パドル系、イオンエンジン装置の各バス機器及び通信系搭載実験機器の一部、バス系搭載実験機器の一部の開発を担当し、ほぼフライトモデルの開発を完了している。

図1にETS-VIシステムの打上時、トランスファ軌道上、静止軌道上での外観を示す。さしわたし約30m、全高約8mの大型衛星であり、設計寿命は10年である。また、表1に全体の開発スケジュール・打上げ時期等を示している。以下に当社担当の各系・装置の構成・機能・性能などをまとめる。

3. 電 源 系

3.1 構 成

ETS-VIの電源系構成は、次の大きな特長を持つ。

- (1) マルチバスという概念を国産技術として初めて取り込み、4バス構成とした。
- (2) すべて国産開発のコンポーネントで構成した。

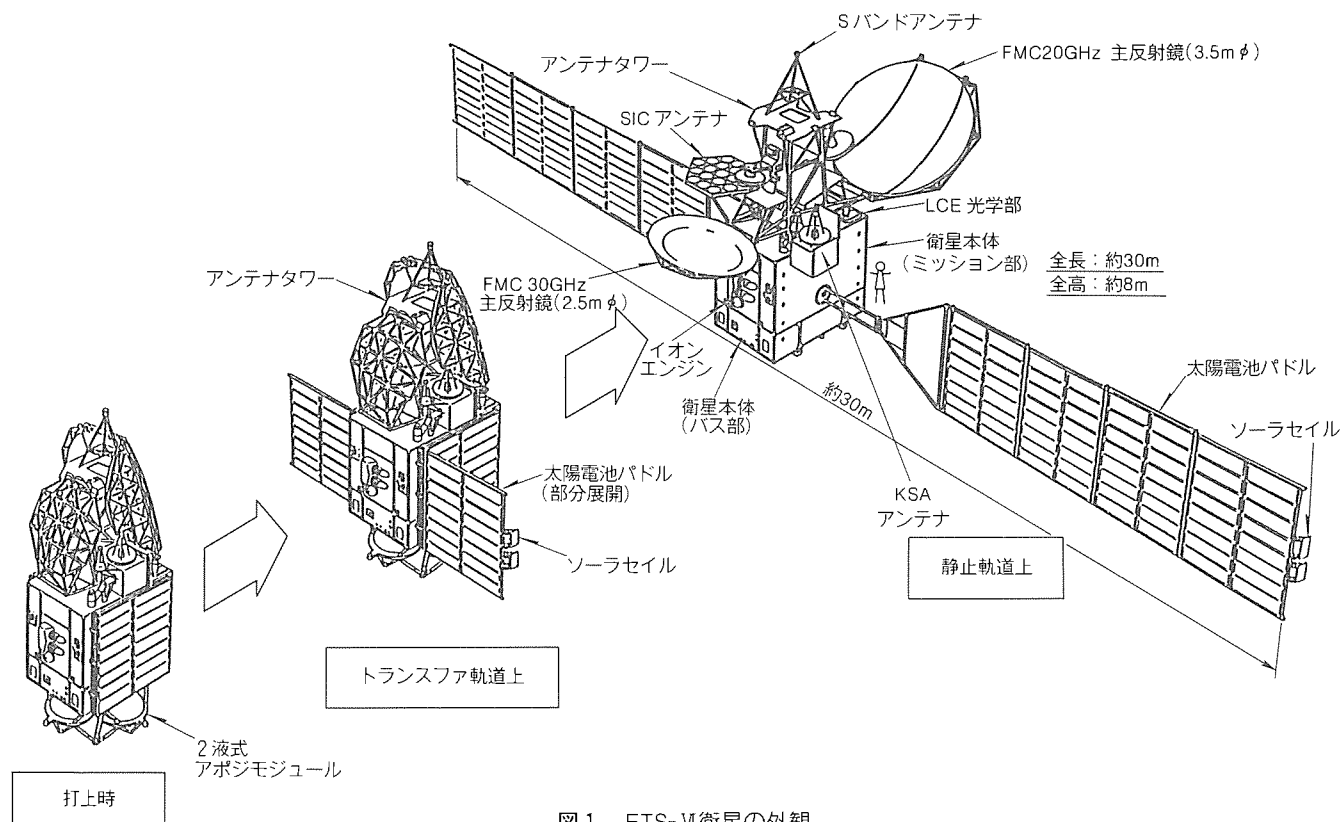


図1. ETS-VI衛星の外観

表 1. ETS-V 全体開発スケジュール

年度 / 月	S 62(1987)			S 63(1988)			H 1 (1989)			H 2 (1990)			H 3 (1991)			H 4 (1992)			H 5 (1993)		
	4	8	12	4	8	12	4	8	12	4	8	12	4	8	12	4	8	12	4	8	12
主要マイルストーン				△ PDR						△ CDR						△ PQR			△ 打上げ		
システム設計	○ 基本設計			○			詳細設計			○			維持設計			○					
システム開発 モデル試験	10 11 12 1 2 3			4 5 6 7 8 9			10 11 12 1 2 3														
SEM(システムエンジニアリングモデル)				████████████████████																	
SDM (S,D)(構造開発モデル(静・動荷重))				████████			████████████████														
TDM(熱開発モデル)							████████████														
システム プロトフライト モデル組立て・試験										████████████████ サブシステム・ コンポーネント 組立て, 試験			████████████ システム組立て						████████████ システム試験		

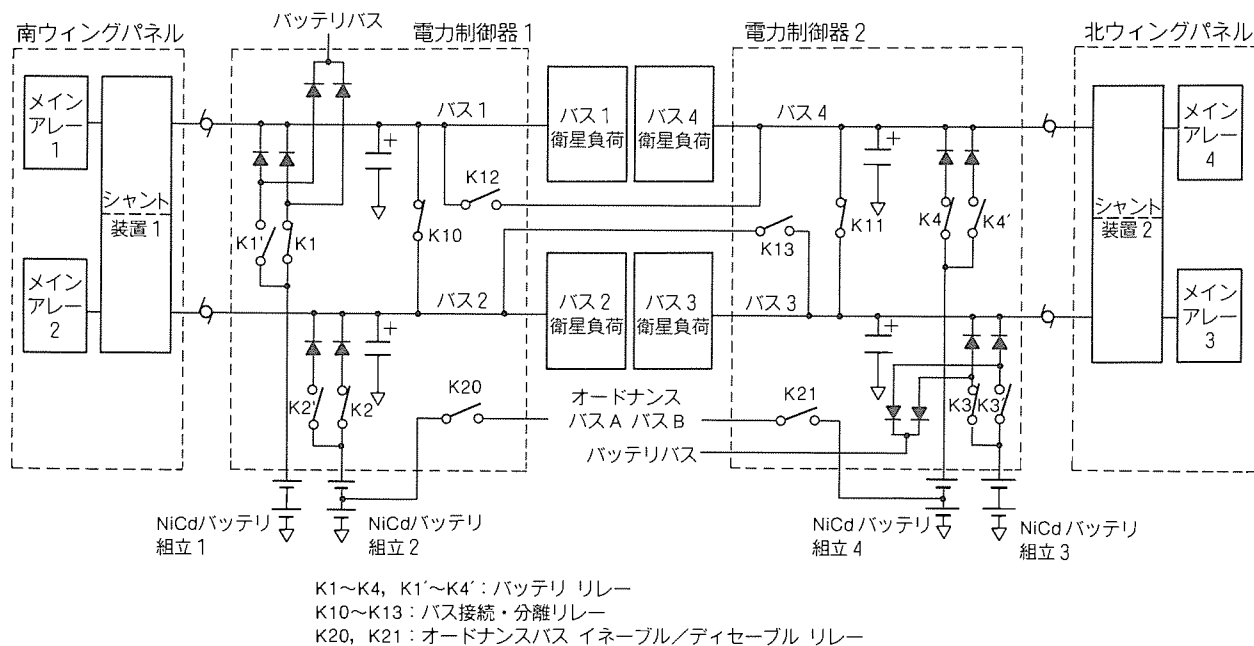


図2. ETS-V電源系のブロック図

図2に電源系のブロック図を示し、表2に電源系を構成するコンポーネントの諸元を示す。

ETS-VI電源系は四つの独立したバスから構成されるが、電力制御器とシャント装置は、それぞれ1台の中に2バスの機能を持ち、NiCd バッテリー組立ては、ハンドリング質量の観点から、1台を公称容量35 Ahの完全密閉角型NiCd バッテリーセル16セルから成るユニットの2直列構成として、バスごとに準備されている。また、リコンディショニング抵抗

表 2. 電源系構成コンポーネント

名 称	台 数	質 量(kg/台)	寸 法(mm)
電力制御器	2	15.0	390×420×137
シャント装置	2	6.3	417×524×36
NiCd バッテリ 組立て (35 Ah)	1 / 2 台 × 8	19.4 (1/2台当たり)	264×279×175 (1 / 2 台当たり)
リコンディシ ョニング抵抗	2	0.31	80×260×19

注：質量・寸法は1台当たりのノミナル値

は2バスに対してそれぞれ1台用意され、電力制御器内でのリレーの切替えによって各バスに接続されているNiCdバッテリー組立てのリコンディショニング(バッテリーの活性化を目的とする規定のレートによる放電と充電)を行う構成としている。

図2に示すように電力制御器内にバス接続リレーが設けられており、地上局からのコマンドによって4バス間の接続・分離が可能となっている。

各バスとも、日照時は小型・軽量・低発熱のデジタル型シーケンシャルシャント(シャント装置)によって一般的にバス電圧を 49.5 ± 0.5 Vに安定化して電力供給を行い、日陰時は35 Ah NiCdバッテリー組立ての放電電圧に依存したバス電圧で電力供給を行うフローティングバスと呼ばれる電力供給方式を採用している。

NiCdバッテリー組立ての充電は、太陽電池パドルの充電アレーを利用し、電力制御器内の充電制御回路によって、フル／トリクルの切替え、定電流充電を行っている。

その他ETS-VIの特徴として、爆管点火制御をつかさどるオードナンス制御器へ電力供給するオードナンスバス、アポジ推進系のバルブ制御回路へNiCdバッテリー組立てから直接電力供給するバッテリーバスが用意されている。

3.2 機能・性能

ETS-VI電源系は、機能・性能についても次の大きな特長を持つ。

- (1) 約5 kWという従来の国産衛星の電力に比べて倍以上の大電力を扱う大型衛星のため、従来の29 Vバスから高压(50 V)バスによる配電とした。
- (2) 打上げ後寿命を10年以上とした。

表3にETS-VI電源系の主要な機能・性能の一覧を示す。ETS-VI電源系の四つのバスは、各々独立したバス電圧制御系を持っている。ETS-VIは、4バス接続モードで打ち上げられ、静止軌道上では2バス接続モード、バッテリー故障等のコンティンジェンシー(異常発生)時にバス分離モードで運用される計画であるが、バスの接続によるバス電圧制御系の相互干渉が起こらない設計としており、バスの形態移行時を含めて系は常に安定である。さらに、系の要素一つ一つを“多数決冗長”又は“直並列冗長”の構成として、単一故障によってバス電圧制御機能が喪失することのない高い

信頼性を実現している。

バッテリー管理に関して、4系統独立にバッテリー温度が21℃を超えた場合に充電を停止し、バッテリー温度が18℃未満に低下した場合に再び充電を自動的に開始してバッテリーの過充電防止を図る充電制御機能、バッテリーの1セル当たりの電圧が1.1 V以下に低下した場合、衛星の負荷電力を軽減してバッテリーの過放電防止を図るための警告信号を衛星システム側に送出する低電圧保護機能、更にバッテリー各セル電圧モニタ機能が設けられている。バッテリーの各セル電圧モニタ機能は、きめ細かいバッテリー管理を行う目的で設けられた機能であり、従来の国産衛星には無い機能である。

ETS-VI電源系ではNiCdバッテリー組立てがバッテリー保護ダイオードを介して電源バスに接続されるが、このバッテリーダイオードが短絡故障した場合、長時間にわたる電源バスからの過大な充電を避けるため、バッテリー保護ダイオードの短絡を検知して待機冗長のバッテリー保護ダイオードに自動的に切り替えるバッテリー保護ダイオード短絡検出機能を備えている。

ETS-VI電源系各部の電圧・電流・温度のテレメトリを地上局でモニタすることにより、電源系の動作状態を知り、運用に応じてコマンドを送信することによって動作モードの設定が行われる。ETS-VI電源系が持つテレメトリ数は60 ch、コマンド数は71 chである。

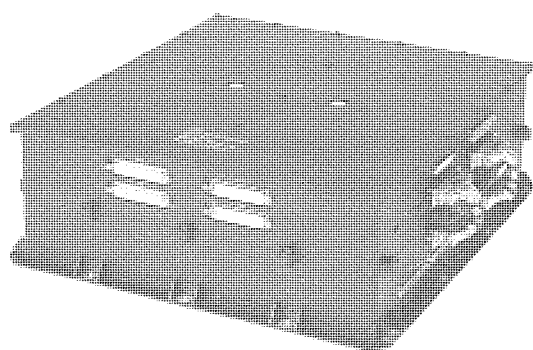
3.3 各コンポーネント状況

図3にETS-VI電源系を構成するコンポーネントの製品写真を示す。

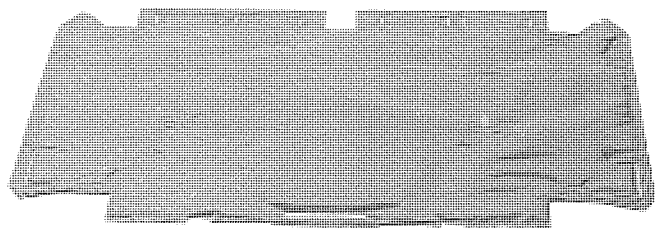
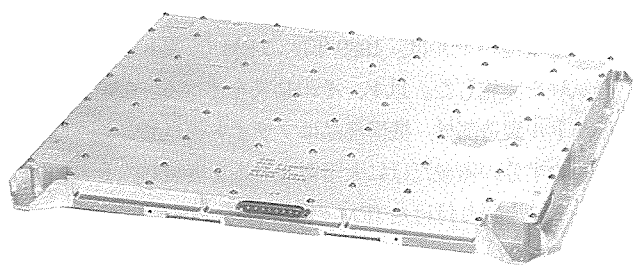
電力制御器、シャント装置、リコンディショニング抵抗については、エンジニアリングモデル(フライトに供さない

表3. 主要機能・性能

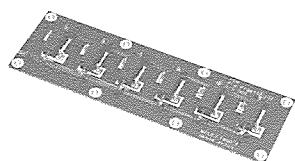
電力制御方式	日照時：デジタル型シーケンシャルシャントによる安定化バス 日陰時：バッテリー放電電圧に依存した非安定バス バス方式：4バス分離可能2バス(静止軌道上) 1バス(トランスファ／ドリフト軌道上)
供給電力 (電力制御器出力端)	日照中：最大4,900 W, 10年後4,100 W以上 日陰中：各バッテリーの放電深度50%以内(静止軌道上) (ただし、トランスファ／ドリフト軌道上は60%まで許容)
バス電圧範囲 (電力制御器出力端)	日照中：48.75～50.0 V 日陰中：31.75～49.0 V
電力の蓄積	NiCdバッテリー組立構成：1台当たり35 Ahセル32段直列 フル充電レート：1.05～1.80 A トリクル充電レート：0.35～0.60 A
シャント能力	最大2,930 W(シャント装置1台当たり)×2(台)
その他	①バッテリー管理(充電制御、低電圧保護、リコンディショニング、バッテリー各セルモニタ機能、バッテリーダイオード短絡検出機能) ②バス間接続・分離機能 ③オードナンス電力供給 ④バッテリーバス電力供給 ⑤テレメトリ／コマンド(テレメトリ項目：60, コマンド項目：71)



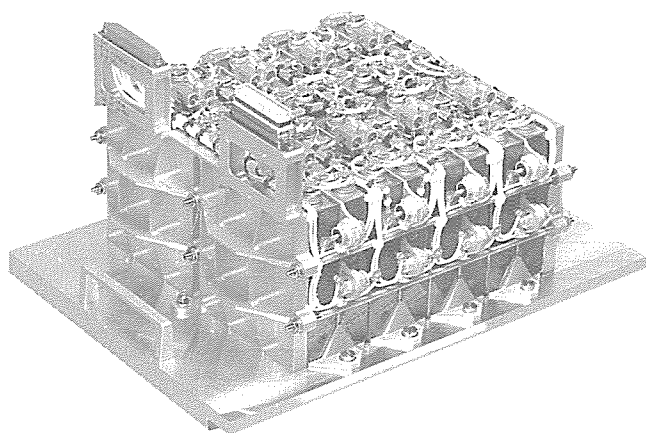
(a) 電力制御器



(b) シャント装置(上), シャント装置用 MLI(下)



(c) リコンディショニング抵抗



(d) NiCd/バッテリー組立て

図 3. ETS-VI 電源系構成コンポーネントの外観

電気機能確認モデル) のコンポーネント/サブシステム/システム試験で機能・性能が確認されたのち、フライトに供せられるプロトフライトモデルの製造とコンポーネント/サブシステム試験が完了し、1991 年 3 月宇宙開発事業団に納入された。

NiCd バッテリー組立てについては、エンジニアリングモデルのコンポーネント/システム試験を通してその機能・性能を確認済みであり、現在認定試験モデルによる認定試験を実施中である。また、1991 年から宇宙開発事業団筑波宇宙センターにおいて、ETS-VI の軌道条件を模擬した寿命評価試験が開始された。今後はフライトモデルの製造を 1992 年度に実施する予定である。

3.4 成 果

2 t 級静止衛星という世界でもまれな大型衛星の電源系の開発完了により、大電力衛星では必ず(須)と考えられる高電圧 (50 V) バス技術の確立と静止衛星用マルチバス技術の確立が成果として挙げられる。

既に 1995 年打上げ予定の地球観測プラットフォーム技術衛星 (低軌道周回衛星) と 1997 年打上げ予定の通信放送技術衛星 (静止衛星) の電源系の担当も当社に確定しており、これらの衛星に ETS-VI 電源系やその他の衛星用電源系で確立された技術を適用していく予定である。

4. 太陽電池パドル系

4.1 構 成

太陽電池パドル系は、太陽電池パドル (2 翼)、パドル駆動機構 (2 台)、パドル駆動回路 (2 台) から構成される。太陽電池パドルは、衛星構体の南面及び北面に 1 翼ずつ搭載され、パドル駆動機構によってピッチ軸回りに回転して太陽追尾を行う。また、パドル駆動機構は、パドル駆動回路によってその駆動モードの制御が行われる。これら太陽電池パドル系コンポーネントのうち、太陽電池パドルは当社が担当し、パドル駆動機構及びパドル駆動回路は株式会社東芝が担当している。また、太陽電池パドル系の取りまとめは当社の担当となっている。太陽電池パドル EM の展開後形状を図 4 に、太陽電池パドルの全体構成を図 5 に示す。

4.2 機能・性能

太陽電池パドル系は、次の機能及び性能を持っている。

- (1) ロケット打上げ時に太陽電池パドルを衛星構体上に保持し、打上げ環境条件に耐えられること。また、太陽電池パドルの格納時剛性は、面外方向 20 Hz 以上、面内方向 50 Hz 以上である。
- (2) 遷移軌道上で太陽電池パドル各翼の最外パネルだけ 90° 展開させ、2 翼合計で 1,400 W 以上の電力を発生する。
- (3) 静止軌道上で太陽電池パドルを全展開させ、2 翼合計で 4,100 W 以上 (10 年間) の電力を発生する。
- (4) 静止軌道上で次の太陽追尾性能を持つ。

- (a) クロック駆動モード時の回転速度… $360^{\circ}/\text{day}$
- (b) ステップ角度… 0.003° (ノミナル)
- (c) 角度検出精度… $\pm 0.5^{\circ}$
- (5) 軌道上でパドル駆動機構を介して、電力系 8 ch, 信号系 136 ch の伝達機能を持っている。
- (6) 全展開後太陽電池パドルは、パドル駆動機構も含めて

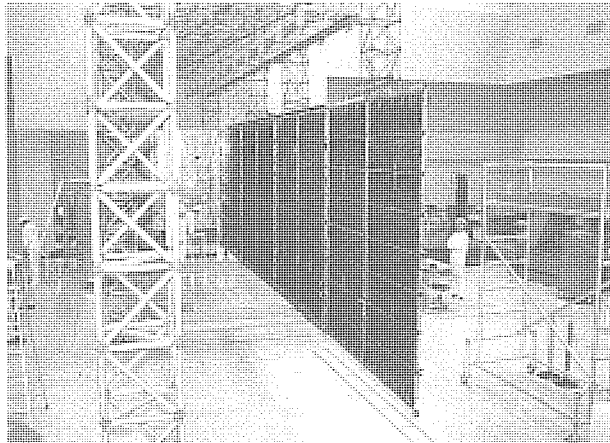


図 4. 太陽電池パドル・EM(展開後形状)

0.07 Hz 以上の剛性を持っている。

(7) 太陽電池パドル系は 163.6 kg 以下 (太陽電池パドル… 142.2 kg 以下, パドル駆動機構… 15.9 kg 以下, パドル駆動回路… 5.5 kg 以下) の質量がある。また, 当社担当の太陽電池パドルは以下の特長を持っている。① CFRP 製のフレームに CFRP 製の張力膜を組み込んだ, セミリジッドパドルと呼ばれる構造を採用している。② パネルフレーム部材に, ピッチ系, 超高弾性 CFRP (X-80) を世界で初めて採用している。③ 遷移軌道上で最外パネルのみ展開させるため二段階の展開機能を持っている。

4.3 各コンポーネント状況

太陽電池パドルは, 1989 年度に EM (一翼) を製作し, 開発試験を実施した。以下, その結果を述べる。EM 製作結果…パドル製造部材, 機構部品はフライト相当品とし, 最外パネルの半分の領域だけに太陽電池セルを実装し, その他はダミーセルを張り付けた (EM の格納状態を図 6 に示す)。

EM 質量は 71.05 kg となり, 規格最大値 71.1 kg を満足することが確認された。開発試験結果をまとめると次のようになる。

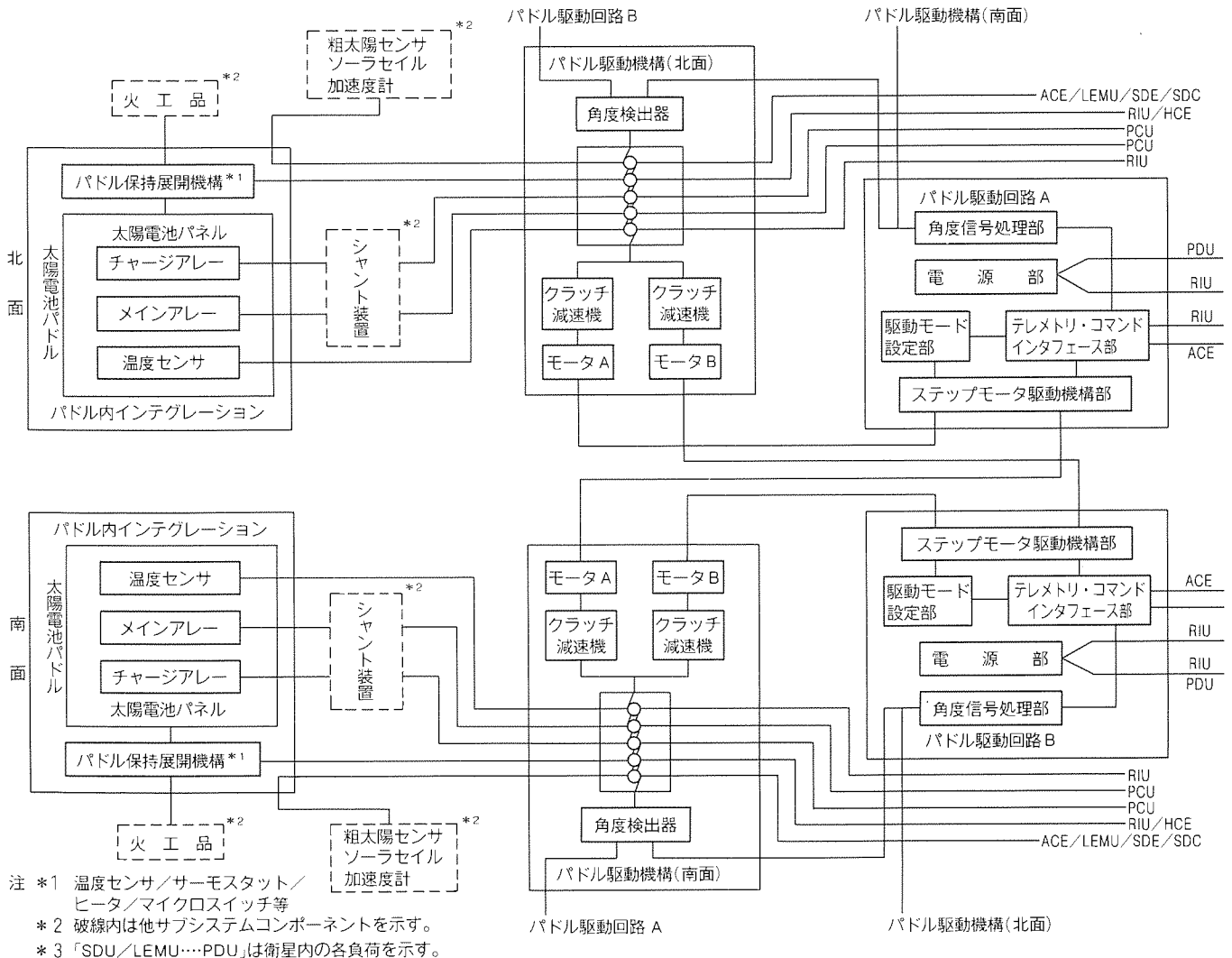


図 5. 太陽電池パドルの全体構成

(1) 電気性能試験

太陽電池セル電気出力の基本特性を確認した。また、環境試験による電気出力の劣化は認められなかった。

(2) 展開試験

保持解放機構（部分展開用と全展開用の2種類）が正常に動作すること、また、部分展開及び全展開機能が良好であること（部分展開時間 約20s、全展開時間 約35s）を確認した。得られた成果をPFM設計に反映した。図7に全展開試験中のEMパドルを示す。

(3) 振動試験

面外方向の一部を除き所定の加振レベルが負荷され、所定の強度を持つことを確認した。また、面内方向には100 Hzまでに固有モードが存在しないこと、面外方向には22 Hz近傍に固有値が存在することが判明した。

(4) 音響試験

所定の音響レベルにおいて応答加速度は所定のレベル以下であり、外観上の異常もなく音響ノイズに対する耐性を確認した。

(5) 熱真空試験

熱バランス試験では、各部の温度が許容温度を満足していることを確認するとともに、熱数学モデルの妥当性確認した。また、熱ソーク（さらし）試験では、試験温度条件（高温110℃、低温-130℃、ソーク時間各4時間）に対する耐環境性を確認するとともに、パドル搭載コンポーネント（太陽センサ等）のインタフェース条件を確認した。

以上の開発試験結果を詳細設計に反映し、1991年5～6月にPFM（2翼）の製作を完了し、プロトフライト試験（PFT）に移行した（PFTは1992年1月まで、筑波宇宙センターで実施される。）。PFMは、ヨーク部材の一部をM40→M60Jに変更する等、EMからの軽量化を図り67.57kgを達成することができた。北面翼は南面翼から約1か月ずらせたスケジュールで進行中である。また、パドル駆動機構・パドル駆動回路はPFMの製作を終了し、パドル駆動機構に関しては1991年5月及び7月に太陽電池パドルとの電氣的・機械的かみ合わせ試験を実施した。

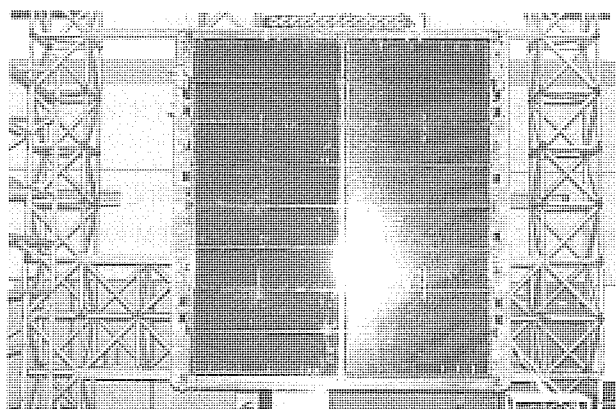


図6．太陽電池パドル・EM(格納時形状)

4.4 成 果

(1) 寿命初期において43 W/kgという、国産では最高の比電力を実現できた。この値は世界的にも高性能な軽量パドルであることを示している。

(2) ETS-V、ERS-1に続く3番目のセミリジッドパドルであり、セミリジッドパドルの設計・製造・試験技術を確立した。

(3) 超高弾性CFRP(X-80, M60J)のパドルへの実用化の道をひらいた。

(4) 部分展開機構を開発した。

全体として、太陽電池パドル系としては、2t級静止衛星用の共通バスとして適用し得る技術を確立したと考える。

5. イオンエンジン装置

5.1 概要・特長

人工衛星は、軌道上に投入された後も、その軌道や姿勢を制御するために推進系を必要とする。従来、このための推進系としてはヒドラジン等を推進剤とする化学推進系が用いられてきたが、衛星の大型化、長寿命化に伴い、必要な推進剤重量が増加し、他の機器の搭載量を圧迫するようになった。ETS-VIでは、この問題を解決するために、静止軌道における南北軌道制御用としてイオンエンジン装置が採用された。イオンエンジンは、電氣的に推進剤を加速して推力を得る電気推進装置の一つであり、高い比推力（ロケットエンジンの燃費に相当する量であり、この値が高いほど燃料効率が良いことを意味する。）を持つという特長がある。イオンエンジンを採用することによって、ETS-VIの場合で約200～300 kgもの推進剤を軽減することができ、他の機器の搭載量をより多く確保することが可能となった。

5.2 イオンエンジン装置の構成及び機能

図8にETS-VI搭載イオンエンジン装置の構成を示す。イオンエンジン装置は冗長系を含めて4台のイオンスラスタ（以下“TRS”という。なお、TRSにはイオンスラスタ本体と流量調整器(MFC)が含まれる。）、電源装置(PPU)、2台の推進剤貯蔵供給器(PMU)、イオンエンジンバルブ駆動

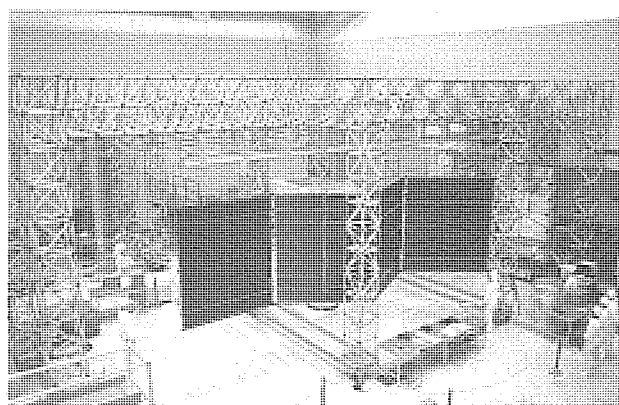


図7．太陽電池パドル・EM(展開試験)

回路 (IVDE), 及び1台のスラスタ制御器 (TCU) から構成される。このうち, TRS は2台をクラスタ化したイオンクラスタ (ITRS) として衛星の東西面に搭載される。ITRS と PMU とを組み合わせた状態を図9及び図10に示す。

(1) イオンクラスタ (ITRS)

イオンエンジンは, 電気推進の一種であり, 推進剤をプラズマ化し, プラズマ中のイオンを静電的に加速し, 放出することによって推力を得るものである。イオンエンジンの動作原理を図11に示す。ETS-VIに搭載されるイオンエンジンは, 電子衝撃型イオンエンジンと呼ばれるものである。電子衝撃型イオンエンジンでは, 陰極から放出される電子を推進剤であるキセノン (Xe) に衝突させて Xe 原子を電離し, 生じた Xe イオンをグリッド間に印加した静電場で加速し, 放出することによって推力を得る。また, 中和器は衛星全体の電位を中性に保つために, 放出したイオンビームを中和するための電子を供給する。推進剤である Xe ガスは, 流量調整器によって所定の流量に制御され, TRS 本体に供給される。ITRS には, TRS 本体及び流量調整器それぞれ2台ずつが組み込まれており, 衛星への取付けが容易にできるよう配慮されている。

(2) 電源装置 (PPU)

PPU は, TCU からの制御信号に応じて, TRS へ電力を供給するための8つの出力を持つ, 最大出力約800 W 級の電源である。また, TRS の動作状況を把握するためのモニタ信号及びテレメトリ信号を TCU に出力する機能も併せ持つ。

(3) 推進剤貯蔵供給器 (PMU)

PMU は, 推進剤であるキセノンガスを貯蔵し, TRS へ供給する機能を持つ。キセノンガスは, 約100気圧の高圧でメインタンクに貯蔵され, サブタンクモジュールと呼ばれる減圧モジュールで, 約3気圧以下に減圧された後, TRS に供給される。減圧は, 圧力センサ出力に応じて, サブタンクモジュールに設けた遮断弁を開閉することによって行われる。

(4) イオンエンジンバルブ駆動回路 (IVDE)

IVDE は, TCU からの制御信号に応じて, PMU 内の遮断弁を開閉するための電力を供給する駆動回路である。

(5) スラスタ制御器 (TCU)

TCU は, ETS-VI のリモート インタフェース ユニット (RIU) からのコマンドにより, PPU, IVDE 及び PMU の動作を制御し, それらの機器からのテレメトリ信号をデータ編集して RIU へ送出する機能を持つ。PPU, IVDE, PMU の制御は, TCU のマイクロプロセッサにより, 所定の作動

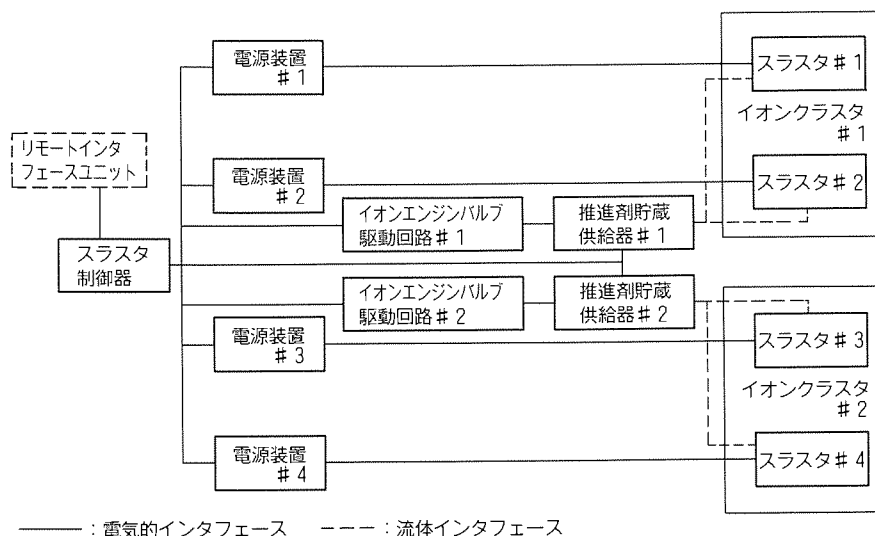


図8. イオンエンジン装置の構成

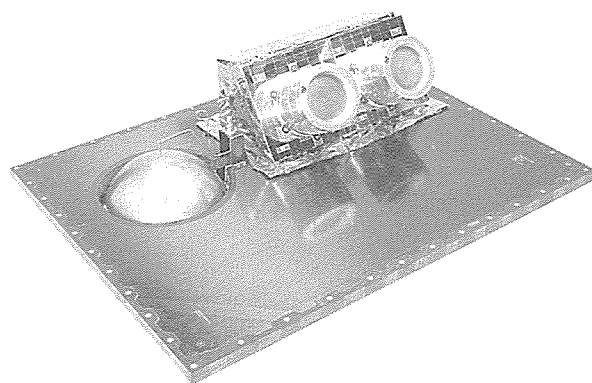


図9. イオンエンジン装置(衛星外面)

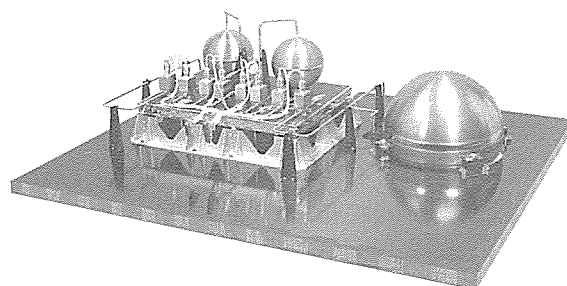


図10. イオンエンジン装置(衛星内面)

シーケンスに沿って行われる。

5.3 開発状況

当社は, 技術試験衛星Ⅲ型 (ETS-Ⅲ) の経験を生かし, サブシステムの取りまとめと, 主要なコンポーネントであるイオンスラスタ系の開発を行ってきた。なお, イオンエンジン電源系は(株)東芝が開発担当である。

イオンエンジン装置は, 開発試験において所定の機能, 性能を持つことが確認され, 現在, PM 及び PFM の製造及び試験段階にある。また, キーコンポーネントであるイオンスラスタについては, 原型モデル2台及びエンジニアモデル4台を用いて, 各々9,500時間にわたる寿命評価試験を実施中であり, 今後実施する認定モデル2台を含めて, イオンスラスタの寿命, 信頼性, 運用方法等を確認していく予定である。

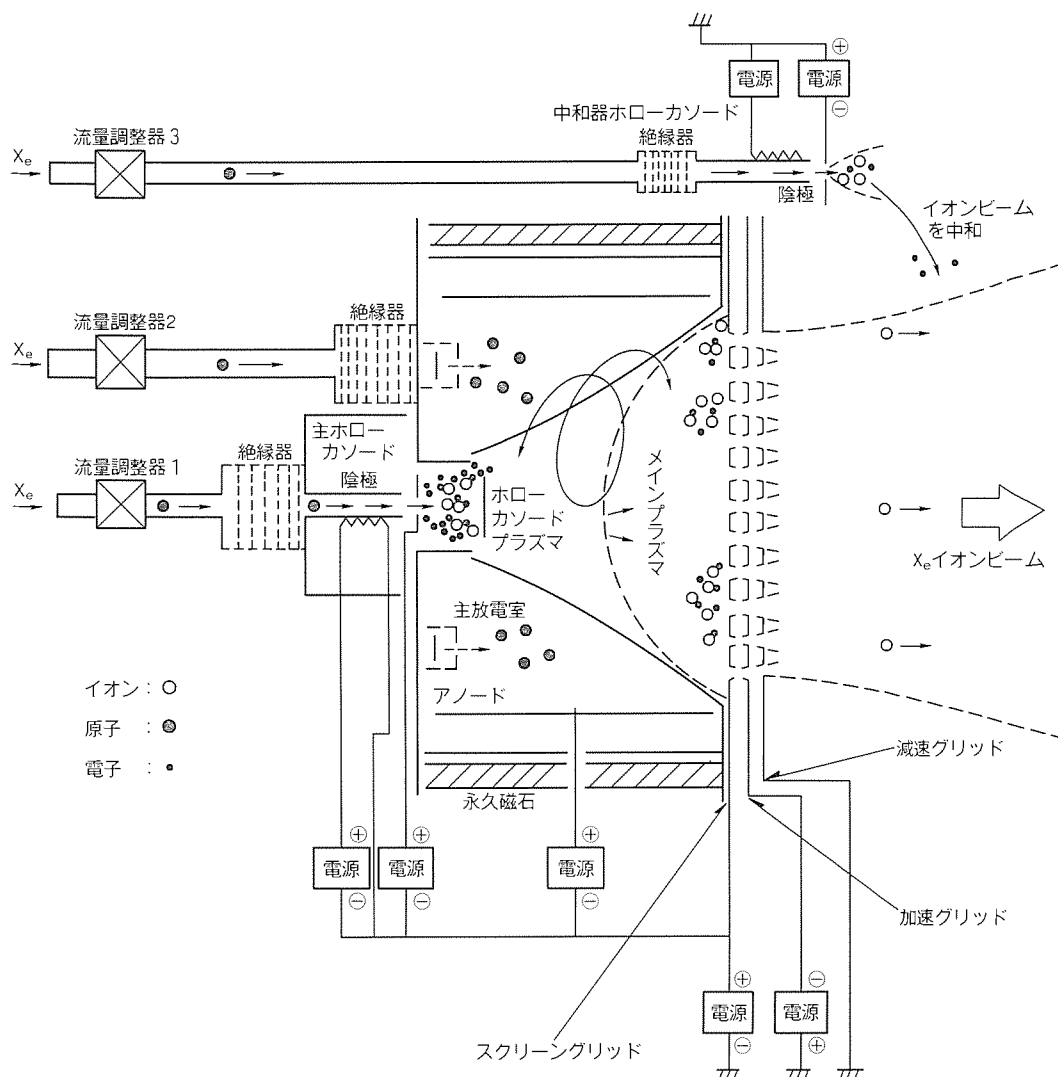


図11. イオンエンジンの動作原理

6. その他

搭載実験機器としてバス系と関係あるもので当社が担当しているものに、姿勢制御実験（ソーラセイル、柔構造実験等）と技術データ取得装置（TEDA）がある。

前者は太陽電池パドル両翼の先端に取り付けたソーラセイルの取付角度を形状記憶合金による引張力で変化させ、南北方向の軌道制御機能を一部分担させることで必要な推薬量を減らす効果を得ることを実験の目的としている。また、スラストによって衛星本体を揺らし、太陽電池パドルや大型アンテナとの干渉や衛星ダイナミクス性能の確認等を行うものである。

後者は、宇宙放射線のモニタ（SRU）とIC・太陽電池セル・熱制御材料の劣化や衛星表面の帯電及び静止軌道上の磁場測定等を行う（DMU）もので、各種のセンサとSRU・DMUの2コンポーネントから構成される。各種の衛星に搭載し、

宇宙環境の定点観測的な役目を持たせるねらいの機器であり、類似のものが既にETS-Vに搭載され、また次のADEOS衛星にも搭載されることになっている。

7. むすび

世界でも最大級の静止三軸姿勢制御衛星となるETS-VIの当社担当バス機器（電源系・太陽電池パドル系・イオンエンジン装置・その他）につき概要・開発経過・成果等を述べた。今後、システムインテグレーション、システム試験を経て、1993年度にH-IIロケット初号機により打上げられる予定である。

終わりに、以上述べた各サブシステム・装置等の開発に当たり、御指導・御支援をいただいた宇宙開発事業団（NASDA）・航空宇宙技術研究所（NAL）・当社関係部門の各位に感謝の意を表す。

インテルサットⅦ号衛星搭載機器

今谷敏夫* 桜井也寸史*
小林右治* 風神 裕*
大村勝敏*

1. ま え が き

宇宙事業を確立していくためには、衛星を含めたシステムネットワークの構築、衛星統合技術を基幹とする衛星の開発、衛星搭載機器の開発が重要な要素となる。ここでは、衛星搭載機器の開発に相当する製品紹介として、当社がSS/L (Space Systems/Loral) 社から受注したインテルサットⅦ号衛星搭載機器の概要、特性及び技術的特徴について述べるとともに、インテルサットⅦ号衛星の概要についても同時に紹介する。

2. インテルサットⅦ号衛星の概要

インテルサットⅦ号衛星は、現在インテルサット衛星通信網の主力となっているインテルサットⅤ号衛星の後継機で、通信容量として電話回線18,000回線とテレビジョン3回線の容量を持っている。インテルサットⅦ号衛星の外観を、図1、図2に示す。また、この衛星の特徴については、以下に要約される。

- 打上げ時質量：3,643 kg
軌道上質量：1,425 kg
- 発生電力：3,900 W (寿命末期時)
- Cバンド トランスポンダ：26 チャンネル
- Kuバンド トランスポンダ：10 チャンネル
- 方向制御可能な3個のKuバンドスポットビーム
- 方向制御可能な1個のCバンドスポットビーム
- 衛星制御用コンピュータ搭載
- 打上げロケット：アリアン4、タイタンⅢ、アトラスセ

ントールⅡ、ロングマーチ2E

インテルサットⅦ号衛星は、1992年度から1994年度にかけて5機の打上げが計画されており、引き続いて通信容量増大を図ったインテルサットⅦA(2機)の打上げが計画されている。インテルサットⅦ号系シリーズとしては、最大20機までの製作予定が計画されており、先に打上げが始まったインテルサットⅦ号衛星と組み合わせて21世紀の初めまで、インテルサット系通信システムの主力衛星として活躍する予定である。

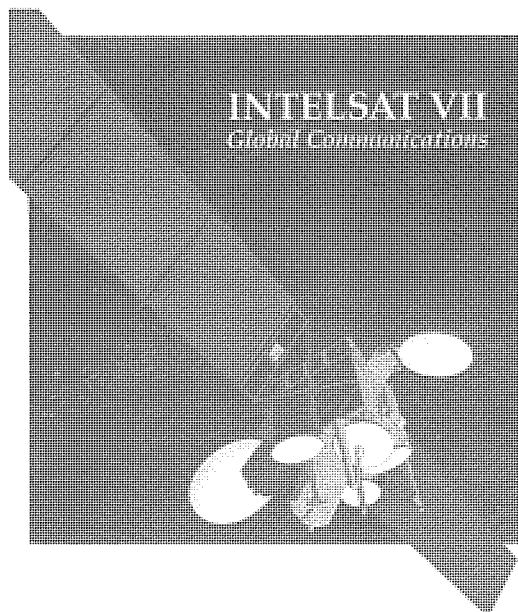


図1. インテルサットⅦ号衛星の外観

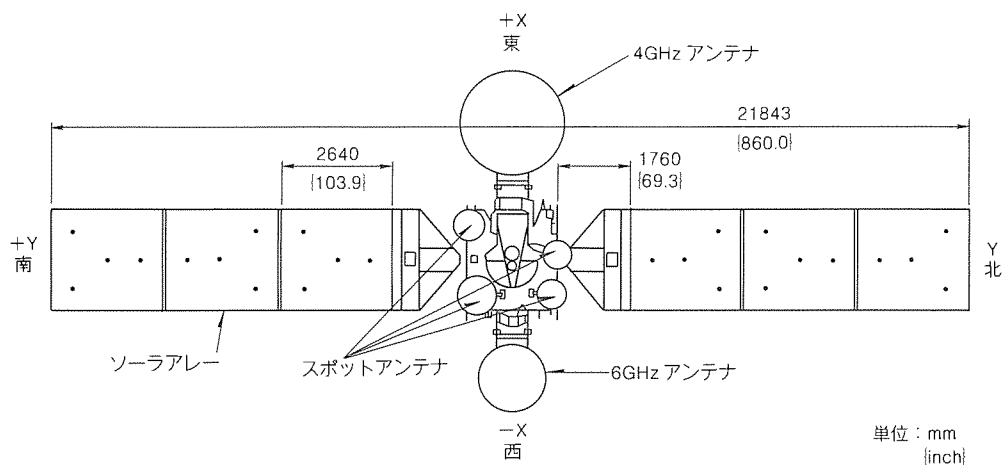


図2. インテルサットⅦ号衛星の外観寸法

3. アンテナ

3.1 概要

インテルサットⅦ号衛星には、当社開発の①アースカバレッジ アンテナ、②Cバンドオフセット パラボラリフレクタが搭載される。アースカバレッジ アンテナは、6/4 GHz 帯の地球全域を照射するホーンアンテナであり、INTELSAT-V に搭載された実績がある。Cバンドオフセット パラボラリフレクタは、6/4 GHz 帯 HEMI/ZONE ビーム用アンテナの反射鏡であり、各々のリフレクタの開口径は1.6m、2.4mである。

3.2 アースカバレッジ アンテナ

このアースカバレッジ アンテナは、地球全域をカバーする6/4 GHz 帯の中利得アンテナで通信用に用いられる。このアンテナでは、特に低いだ円偏波率を要求されたので、当社では、アンテナ方式としてフレアアイリス型複モードホーンを採用して広帯域設計を行い、だ円偏波率0.3dB以下を実現した。このため、INTELSAT-V では、地球局のだ円偏波率評価基準としても用いられた。

このアースカバレッジ アンテナは、図3の外観に示すように、①開口カバー、②円すいホーン、③モードコンバータ、④円偏波発生器、⑤偏分波器、⑥円形/方形導波管変換器の6つで構成される。円すいホーンはCFRP、モードコンバータと円偏波発生器はチタン、偏分波器と円形/方形導波管変換器はアルミニウム、開口カバーはだ円偏波率の劣化の少ないカプトン/テドラ張り合わせの誘電体カバーを使用し、軽量で熱変形の小さな構造としている。アンテナ利得は、カバレッジ内で6 GHz/4 GHz 帯共に16.8dBi以上である。

上記に示すように、このアンテナは①低だ円偏波率、②軽量、③小温度依存性を特徴としたものであるが、インテルサットV号の設計から低だ円偏波率/軽量化において更に改善されている。

3.3 Cバンドオフセット パラボラリフレクタ

このリフレクタは、①高鏡面精度、②軽量、③低熱ひずみ、④高剛性を特長としたものである。特に、このリフレ

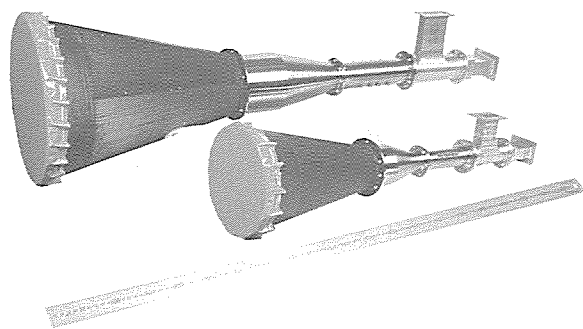


図3. アースカバレッジ アンテナの外観

クタについては、より軽量化の実現を図った上で、これらの高鏡面精度、低熱ひずみ、高剛性を新しい構造方式で実現した。

一般にリフレクタ質量に余裕のある場合は、熱変形を小さくするため、全体の剛性性能を受け持つ支持構造と反射鏡面を分離したフレキシブル スタンドオフ構造とすることが多い。しかし、このリフレクタは、より軽量化を図るため、図4の外観に示すように、ハニカムサンドイッチ シェルの反射鏡面を同じハニカムサンドイッチ部材からなるリブ構造で補強した方式の構造を採用した。この構造方式は、上記の鏡面とリブ構造との連続的接着によって、リブがひずむと鏡面もひずむことになり、熱変形上弱点がある。このため、このリフレクタは、熱制御として鏡面側はCFRP面をそのまま使い、背面(リブ構造側)は単層の熱制御材で覆うこととした。さらに、鏡面単体の強度を補強するために鏡面エッジにCFRP製の補強キャップを接着している。

この構造の採用によって6/4 GHz リフレクタは、質量において7kg以下/14kg以下、固有振動数において収納時45 Hz以上/45 Hz以上、展開時15 Hz以上/15 Hz以上を達成した。

4. ソーラアレーパネル

4.1 概要

インテルサットⅦ号衛星用ソーラアレーパネルは、片翼3枚のパネルからなる南北2翼構造の軽量リジッドパネル(サブストレートという)に、高効率シリコン太陽電池を実装したもので、寿命初期約4.5kW 10.9年後の寿命末期でも約3.9kW以上の電力を発生するよう設計されている。当社開発のソーラアレーパネルとしては、以下の三つの製造過程に大別される。

- ・CIC (Cover Integrated Cell) の製造
- ・サブストレートの製造
- ・CIC のレイダウン

4.2 CICの製造

CICは、TST社(独国)から購入した高効率・大型(約4cm×6cm、厚さ200μm)シリコン太陽電池に、PST社(英国)から購入したカバーガラス(厚さ100μm)を透明接着剤

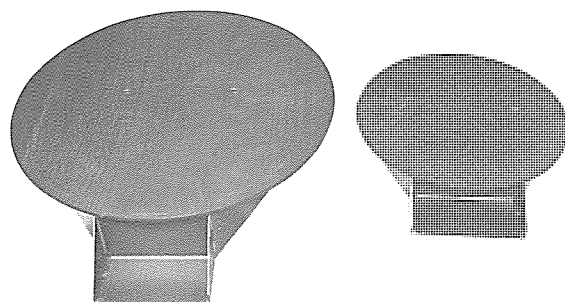


図4. Cバンド オフセット パラボラリフレクタの外観

で接着するとともに、太陽電池同士を接続するためのインタコネクタの溶接を行うことによって実現される。インタコネクタの溶接条件の設定やカバーガラスの接着手法については、サンプル評価、CICのQT (Qualification Test) 評価によって、プロセスの確立が立証された。図5にCICの外観を示す。

4.3 サブストレートの製造

サブストレートは、厚さ0.08mmの薄肉CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic) シートで、アルミハニカムを挟んだ超軽量リジッドパネルで、強度の必要な部分は高密度ハニカムコアやCFRPの多層構造によって補強される。縦2.4m、横2.6m、厚さ2.5cm (公称) で、1枚当たりの質量は約8kgである。薄肉CFRPシートの表面に凹凸が生じないように、また太陽電池セルを実装しない側の面の光学特性を改善し、かつ規定の構造強度・剛性が得られるような構造としている。図6にサブストレートの外観を示す。

4.4 CICのレイダウ

CICを並べてモジュールに組み立てる溶接作業と、完成したモジュールをサブストレート上に接着する作業からなる。モジュール溶接は自動化しており、CICを治具上に配列し、溶接機にセットすると自動的にモジュール組立てが行われる。また、モジュールのサブストレートへの接着には、エアバッ

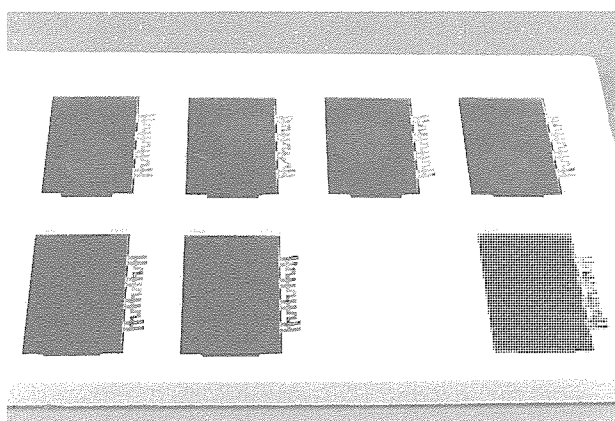


図5. CICの外観

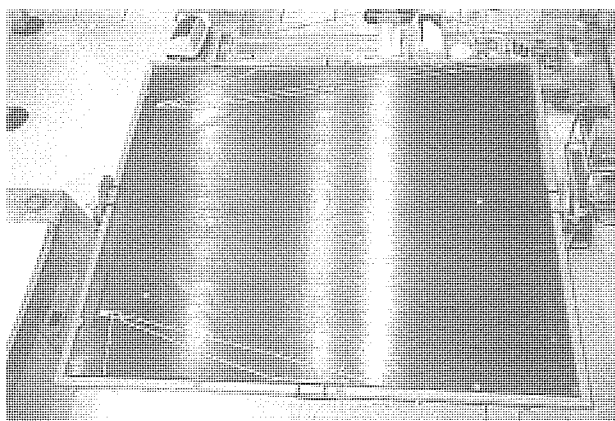


図6. 超軽量リジッドサブストレート

グ法、重りのせ法等が世界的に実用化されているが、より簡便で加工精度も高いプレス法を開発し、これを用いている。

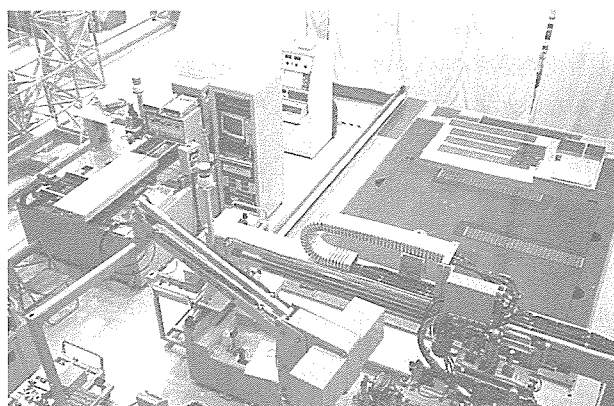
これは、X-Yテーブル及び治具取付ヘッドで構成される自動レイダウン装置とモジュール裏面に接着剤を塗布するブリタ装置を利用したもので、従来の方式と比較して、製品の完成度が一段と高いものになっている。自動溶接機の位置決め精度・溶接条件設定やブリタ装置の接着剤塗布厚のコントロール、繰り返し精度保持及びレイダウン装置の各種の作業条件設定・押し付け圧力設定等の確立を図ると同時に、パネルを模擬した小型のクーポンパネルを用いて宇宙環境下での寿命評価試験を行うことによって、その性能の確認を行った。図7にレイダウン装置及びブリタ装置の外観を示す。

ソーラアレーパネルの性能は、CICのレイダウン及び配線後、スペースチェンパ内での熱真空試験の実施によって確認される。図8に熱真空試験状況を示す。図9にソーラアレーパネルの外観を示す。1パネルは約2,400枚のCICから構成される。

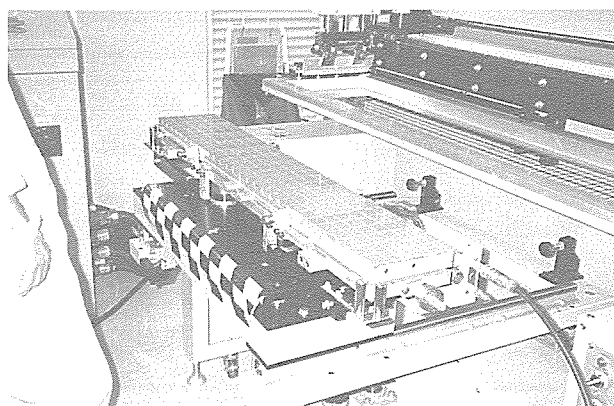
5. ヒートパイプ埋込み型機器パネル、構体パネル

5.1 概要

当社は、インテルサットⅦ号衛星のほとんどの構体用パネル (15枚/衛星) を製造しており、これらはミッション機器



(a) レイダウン装置



(b) プリタ装置

図7. CICのレイダウン装置及びブリタ装置

を主に搭載する機器パネル（2枚／衛星）と、バス機器を主に搭載する構体パネル（13枚／衛星）から構成される。いずれのパネルも軽量で、しかも剛性の高いハニカムパネル方式が採用されている。この中で、衛星内で発生した熱を宇宙空間に排出することに適している南面及び北面の機器パネルには、発熱量の大きい電子機器が多く搭載されているため、ハニカムパネルにヒートパイプを埋め込んだヒートパイプ埋込み型パネルが使用されている（図10参照）。

このヒートパイプ埋込み型パネルは、①ヒートパイプ技術、②ヒートパイプ埋込み技術、③オプティカルソーラフレクタの張り付け技術が重要であり、ここでは、これらについて説明する。

5.2 ヒートパイプ

図11に示すヒートパイプはアルミニウムのパイプ内にアンモニアを少量封じ込んだもので、アンモニアの蒸発・凝縮の繰り返しによって熱を伝えるため、非常にわずかな温度差

で大量の熱を運ぶことができる。アンモニア液の駆動は、アルミパイプ内に設けられた軸方向の溝の中で発生する毛細管力によって行われる。このため、ヒートパイプは可動部を持たないで動作が可能となり、高信頼性を持っている。このヒートパイプの主な仕様を表1に示す。ヒートパイプの断面形状は、無重力下における熱輸送能力（輸送熱量×輸送距離）を考慮し決定されている。また、軌道上動作10.9年の長寿命を満足するために、動作中にわずかにパイプ内に発生する不凝縮性ガスを管理する必要がある。このため、ヒートパイプ製造完了後に、2か月間高温保存と熱サイクルをヒートパイプにかけて、ヒートパイプ内の不凝縮ガス量が規格内であることを確認したうえでパネルに埋め込む。

5.3 ヒートパイプ埋込み

一般に、ハニカムサンドイッチパネルは、ハニカム構造であるため熱を伝えにくく、搭載されている電子機器の温度が高くなりやすいという欠点をもっている。ヒートパイプ埋

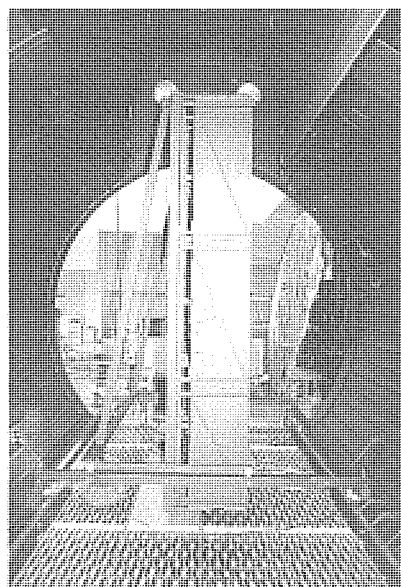


図8．熱真空試験状況

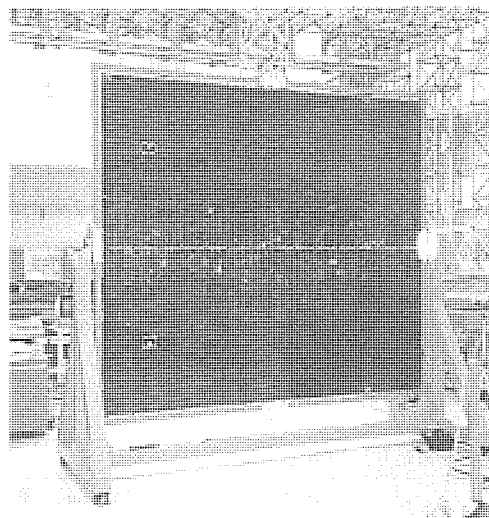


図9．ソーラアレーパネル完成品（フライトパネル）

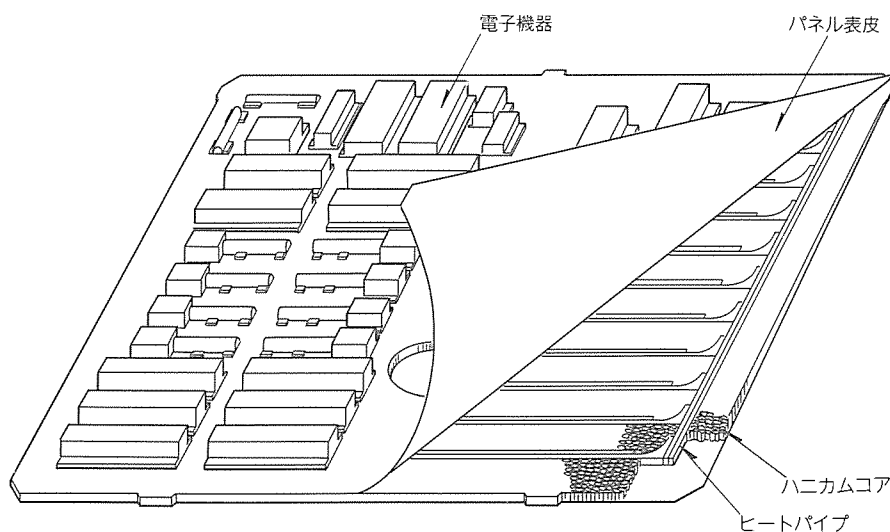


図10．ヒートパイプ埋込み型パネル構成

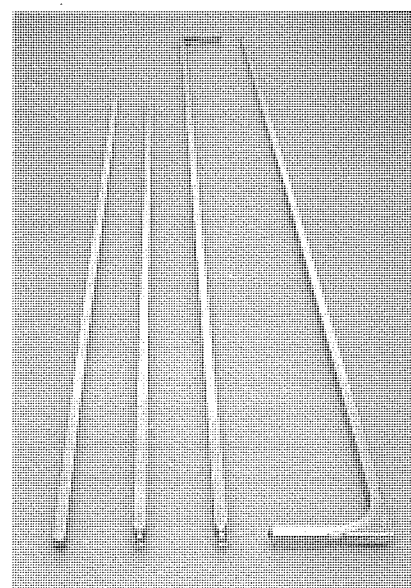


図11．ヒートパイプの外観

込み型パネルは、このような欠点を補うためにヒートパイプを埋め込んでいる。大きなパネルでは多数のヒートパイプを埋め込み、それらをまたお互い連結してネットワークを構成することによって、パネル上のどこを加熱してもパネル全体に熱が広がり均一な温度が得られるようにしている。また、ヒートパイプがすべて埋め込まれているため、電子機器の搭載が容易になっている。

ヒートパイプ間及びヒートパイプとパネル表皮の接合には、作業性の点から、フィルム状の接着剤を使用している。また、機器やパネルの取付けに使用されるインサートは、1パネルにつき1,000個以上使われるため、軽量化の点でチタン又はマグネシウムインサートが使用されている。ヒートパイプ埋め込み後のパネルには、パネルの構造強度を確認するためにパネルにダミーウエートをかけるプルーフロード試験を、また、ヒートパイプの熱的ネットワーク(図12参照)を確認するために熱試験を行っている。熱試験では、パネルの一部をヒータで加熱し、パネル全体に熱が広がり均一な温度になっていることを確認する。図13は熱試験におけるパネルを、熱外線カメラで写したもので温度が均一になっていることが分かる。

5.4 オプティカル ソーラリフレクタ張り付け

ヒートパイプを埋め込んだパネルには、オプティカルソ

表1. ヒートパイプ仕様

エンベロープ	アルミ6063
作動流体	アンモニア(99.999%)
ウィック	軸方向溝、34溝
質量(1m当たり)	410g
最大熱輸送能力	170W・m(傾き高さ2.54mm、蒸気温度0℃)
寿命	軌道上10.9年、地上保管3年

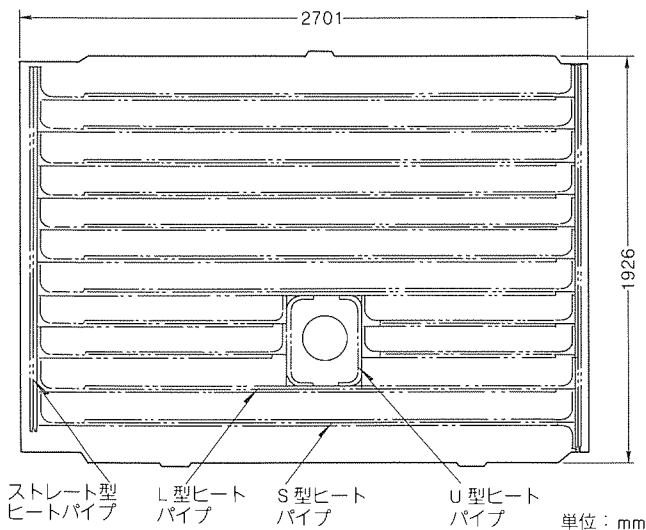


図12. ヒートパイプ埋込み型パネルのヒートパイプレイアウト

ーラリフレクタ(OSR)と呼ばれる熱制御材が接着される。OSRは、ガラスに銀を蒸着した構造で、太陽光吸収率を低く、赤外線放射率を高くしたもので、太陽光による吸熱量を抑え、搭載機器からの発熱量を宇宙空間に逃げやすくするためのものである。図14に示すように、約2,500枚のOSR(40mm×43mm)を1枚のパネルにぎっしりと接着するため、OSR間のすき間距離等のOSR接着に関して、高精度の張り付け技術を確立することによって、その実現を図っている。

6. Cバンド固体電力増幅器

6.1 概要

インテルサットⅦ号衛星の通信系は、Cバンド及びKuバンド中継器で構成されており、特に、インテルサットⅦ号衛星からCバンド中継器の電力増幅器には、すべて固体電力増幅器(SSPA)を採用している。インテルサットⅦ号衛星のCバンドSSPAは10W出力が5系統、16W出力が9系統、20W出力が5系統、及び30W出力が7系統であり、当社は10W及び16WSSPAを担当している。

図15にインテルサットⅦ用Cバンド16WSSPAの外観を、図16に構成ブロック図を示す。10WSSPAも同様の外観と構成である。SSPAは大別して、高周波信号を増幅するRF

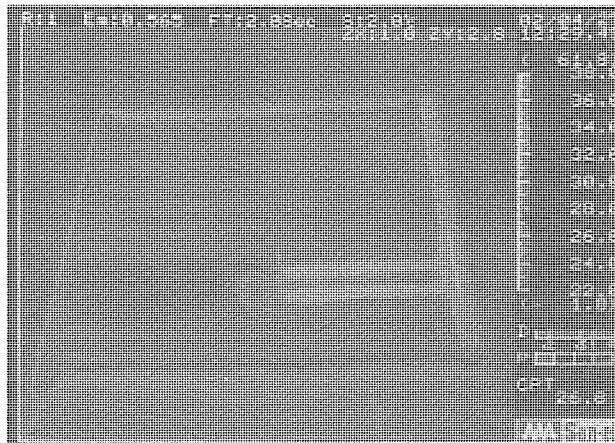


図13. 熱試験結果(トVII FM-1南面パネル)

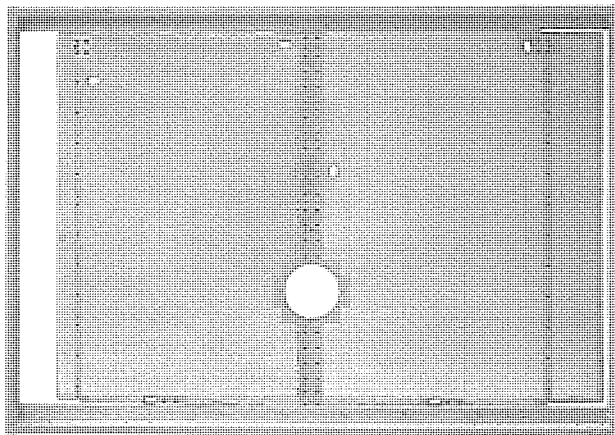


図14. ヒートパイプ埋込み型パネルの外観(OSR張り付け面)

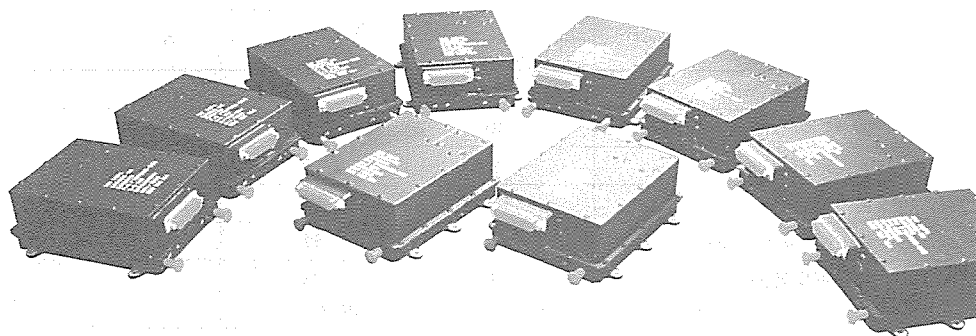


図15. インテルサットⅦ用Cバンド16W SSPAの外観

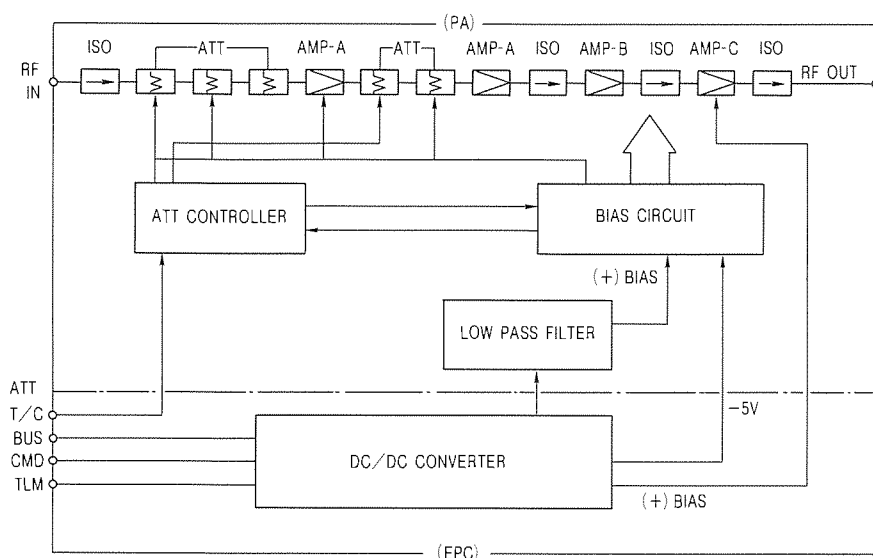


図16. インテルサットⅦ用Cバンド16W SSPAの構成ブロック図

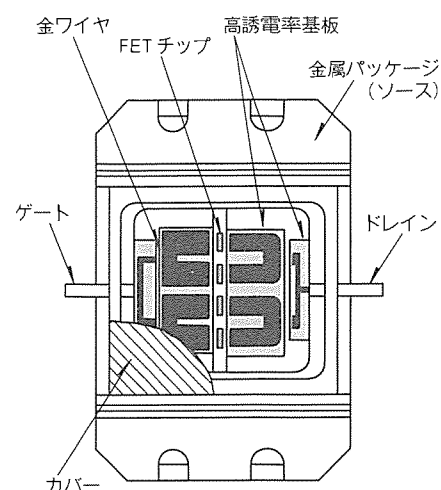


図17. 20W FETデバイス内部構成

(高周波) 部と RF 部に必要な電源を供給する電源 (DC/DC コンバータ) 部に分けられる。以下では、16 W SSPA を中心にインテルサットⅦ用Cバンド SSPA の特性及び技術的特徴について紹介する。

6.2 R F 部

RF 部は、小信号増幅器、可変減衰器、ドライバ増幅器及び高出力増幅器から構成されるが、SSPA の効率を改善するため、高出力増幅器の出力回路の損失の低減、FET の最適動作点の選定及び電力合成回路の損失低減に、特に注意を払って設計している。

出力回路の設計では FET の大信号パラメータに基づく回路解析を実施するとともに、低損失回路基板の選定、バイアスラインの構成、及び出力保護のために設けるアイソレータの低損失化を図った。FET は、通常 A 級の動作点で使われるが、高効率化を目指すためひずみの発生を考慮しながら AB 級に動作点を設定した。

FET デバイスの出力電力には一定の限界があり、所要の出力電力を得るには通常複数個の FET デバイスの電力合成

を行うが、小型・軽量の観点から内部整合型 FET デバイス 1 個で、16 W 以上の出力電力が得られるよう FET デバイスの開発を実施した。

FET 素子の出力はゲート幅にほぼ比例するため、高出力化を図るためには、FET 素子自体を大型化していく必要がある。しかし、これに伴い、入出力インピーダンスの低下、合成損失の増加、発熱量の増大、歩留りの低下といった問題が生じる。この問題を改善するため、4 個のチップをパッケージ内部で合成する方法を採用し、出力の合成と同時にインピーダンス整合も内部で実施した。図 17 に今回開発した C バンド帯 20 W FET デバイスの内部構成を示す。この FET デバイスはパッケージ内部で 4 チップ合成を行い、出力約 20 W、付加効率 50 % 以上の性能を得ている。

6.3 電 源 部

電源部はスイッチングタイプの DC/DC コンバータを採用した。電源部は、SSPA 全体の高効率化に対して重要な要素であると同時に、小型軽量化の面からも非常に重要な要素となる。また、電源部は低電圧・大電流の電源であり、また、

表 2. インテルサット VII 用 C バンド 10W/16W SSPA の主要性能

No.	項 目	性 能		備 考
		10W SSPA	16W SSPA	
1	周波数範囲 (MHz)	3,700-4,200	3,700-4,200	
2	帯 域 幅 (MHz)	240	240	
3	入力電力 (dBm)	-27	-27	
4	出力電力 (W)	10	16	2dB 利得圧縮点
5	利 得 (最小) (dB)	67	69	
6	利得可変範囲 (最小) (dB)	28 1dB ステップ	28 1dB ステップ	
7	入出力リターンロス (最小) (dB)	20	20	50Ω
8	雑音指数 (最大) (dB)	13	13	最大利得時
9	位相偏移 (最大) (°)	20	20	定格出力時
10	AM/PM 変換係数 (°/dB)	5.5	5.5	定格出力時
11	三次混変調ひずみ (dB)	11	11	
12	雑音電力比 (dB)	10	10	定格出力時
13	群遅延 (40MHz 帯域内) (s)	3×10^{-10}	3×10^{-10}	
14	消費電力 (W)	33	50	
15	温度条件 (°C) 非動作, 保管 認定試験温度 受入試験温度	-40~+70 -5~+65 0~+60	-40~+70 -5~+65 0~+60	ターンオン-40°C
16	外形寸法 (mm)	180×130×62	180×130×62	
17	質 量 (kg)	1.19	1.29	

扱う電力が比較的大きいため衛星本体との電磁適合性管理にも特別の注意を払った。

電源部の小型化のため、スイッチング周波数の高周波化を図り、使用部品も高周波化に対応できるよう、スイッチング素子として MOSFET、整流素子としてショットキーダイオードを採用した。また、高効率化、小型化の観点からスイッチング周波数の最適設定を行い、トランス、フィルタの小型化を図った。これらの結果、電源部の変換効率としては、85%以上の値が得られている。

6.4 熱 設 計

SSPA の熱設計には、FET 素子の信頼性を確保するためチャネル温度を規定温度以下に保つこと (110°C 以下)、及び衛星とのインタフェースで局所的高温部分を避けることが要求される。このため、次のような点を考慮して設計した。

- ・高発熱部品のレイアウト
- ・FET デバイスの内部熱抵抗
- ・FET からシャーシ/衛星構体までの熱抵抗

高発熱部品のレイアウトに関しては、電気的、機械的な制約条件のなかで十分なヒートシンクを確保できるよう、シャーシ裏面の形状を工夫した。

6.5 信頼性設計

SSPA に使用している FET デバイスは原理的に寿命の制限がないものであり、進行波管増幅器 (TWTA) 特有のカソードの経年劣化にみられる寿命という概念はない。しかし、

信頼度に関しては前述のとおり FET 素子のチャネル温度との関係で決まるものがあり、この点に注意を払う必要がある。FET 素子の信頼度とチャネル温度との関係は FET デバイスの宇宙用認定試験の一部で評価しており、今回使用した FET 素子ではチャネル温度 225°C で 8,000 時間以上の動作寿命を確認している。これは実使用温度に換算して 100 年以上に相当するものであり、TWTA の寿命とされる 10 年と比較してはるかに長寿命といえる。

6.6 総 合 性 能

以上紹介した手法を用いて、10 W 及び 16 W SSPA を設計、製造、一連の認定試験を実施し、搭載用としての性能を確認した。主要性能を表 2 に示す。

インテルサット VII 用 C バンド SSPA は、今まで培ってきた搭載用通信機器の技術を結集した結果、表 2 に示すとおりの高性能であるばかりではなく、従来の SSPA に比べて大幅な小型化が実現できた。これは同等の出力電力の従来の SSPA と比較して体積比で約 2/3 となっている。

7. む す び

インテルサット VII 号衛星搭載機器の開発によって培われた要素技術を、他の機器へ応用を図ると同時に、将来の衛星搭載機器に向けて、より一層の性能向上を目指した技術開発を鋭意進めていきたい。

宇宙ステーション取付型 実験モジュール(JEM)電力系

小松正明* 北潟 悟**
小林基宏** 岡村敏男**
郷内敏夫**

1. ま え が き

宇宙ステーション計画は、米国航空宇宙局 (NASA) が日本、欧州、カナダ参加の下で開発する国際プロジェクトである。日本は、取付型実験モジュール (JEM) をもって参加し、宇宙開発事業団の下で、現在、基本設計を実施中である。宇宙ステーションはスペースシャトルを使用して必要な機材を運搬し、宇宙空間で組み立てる計画であり、JEM の初フライトは1998 年中旬に計画されている。JEM は宇宙機として、我が国初めての有人システムであるため、搭乗員に対する人命を第一とするシステムであり、安全性を十分に考慮する必要がある。

JEM 電力系は、NASA の宇宙ステーションからリソース (電力) の供給を受けて、JEM 内のユーザーに電力を分配供給する機能を持つシステムであり、NASA 電力系との整合性 (保護協調) をとることが重要である。また、JEM 電力系の取扱電力が25 kW と大容量のため、宇宙機としては初めての120 V 高電圧直流バスを採用している。そのために、電力遮断として、従来のメカニカルリレー等の遮断技術では対応できず、新たにパワー MOS FET を用いた半導体遮断器を開発し、採用している。その他、高電圧バス用 DC/DC コンバータの採用とマイクロプロセッサを持ち、自己診断機能を具備している。ここでは、JEM 電力系とその構成機器の概要について述べる。

2. JEM 電力系

2.1 JEM 電力系統

JEM は宇宙空間での多目的な研究及び開発に利用される有人実験室であり、その構成は有人による実験ができる与圧部、宇宙環境を利用した実験ができる暴露部、及び補給と保管のための補給部から構成される。JEM 電力系統は、これら各部への電力供給を有人であるための安全性の観点及び機器の信頼度の観点から評価し、系統数及び負荷接続方法を設定している。

宇宙ステーションにおける安全性は、その構成するモジュール及び機器の機能によって異なり、以下のように規定されている。

(1) 搭乗員の安全にかかわる機能は少なくとも3系統の冗長構成を必要とし、1系統故障時でも運用でき、2系統故障時でも性能低下での運用が義務づけられている。

(2) 宇宙ステーションの運用存続にかかわる機能は少なくとも2系統の冗長構成が必要で、1系統故障時でも運用が可能であることが義務づけられている。

(3) 実験支援機器等は2系統の冗長構成を必要としているが、1系統故障時には性能低下運用が許される。

(4) その他機器は冗長構成である必要はない。

一方、JEM の有人環境としての位置付けは“JEM 与圧部内で人間が活動できる環境は、人命維持のために必要とされる物ではなく、アビオニクス及び人間の判断／支援による実験支援に必要とされる物である。”とされており、上記分類上の(2)及び(3)となる。したがって、JEM 電力系も同じ分類となり、基本的に2系統構成が必要となる。

以上から、JEM 電力系は、宇宙ステーション本体からの電力供給としてJEM 上に取り付けられた四つのDC/DC コンバータ (DDCU) を合成して独立した2系統電力 (四つのDDCU を2組で一つの出力となるよう構成している。)を受け、それぞれ独立した2系統の電力を供給する。

このDDCU は宇宙ステーション本体から供給された電源 (160 V) をユーザー利用電圧 (120 V) に変換する。

JEM 内ではこの120 V に変換された電源を幾つかの直流遮断器 (RPC) で構成された電力分電盤 (PDU) 及び配電箱 (PDB) を経て各サブシステム及びJEM ユーザーへ電力を供給している。図1にこのJEM 電力系統を示す。

2.2 電力管理系統

JEM の電力管理は、JEM 割当ての電力リソースが少ないこともあり、JEM 運用計画に基づく運用が必要となる。このため、JEM ではリソース管理として①JEM ユーザーの選択及び②運用電力の監視と負荷切り離しを地上又はJEM 中央処理計算機 (JCP) で行われる。これはJCP からの命令をデータインタフェース ユニット (DIU) を経てPDU/PDB が受け実行することになる。また、電力管理の中には系統管理 (保守／保全) があり、これらもPDU/PDB の状態等をDIU/JCP 経由クルー又は地上に伝達される。図2にこのJEM 電力管理系統を示し、表1に電力系に関する各構成機器の運用タスクと機能分担を示す。

これから分かるようにJEM 電力管理として、

- (1) 負荷運用計画管理
- (2) 系統状況管理
- (3) 電力管理
- (4) 異常処理・復旧管理

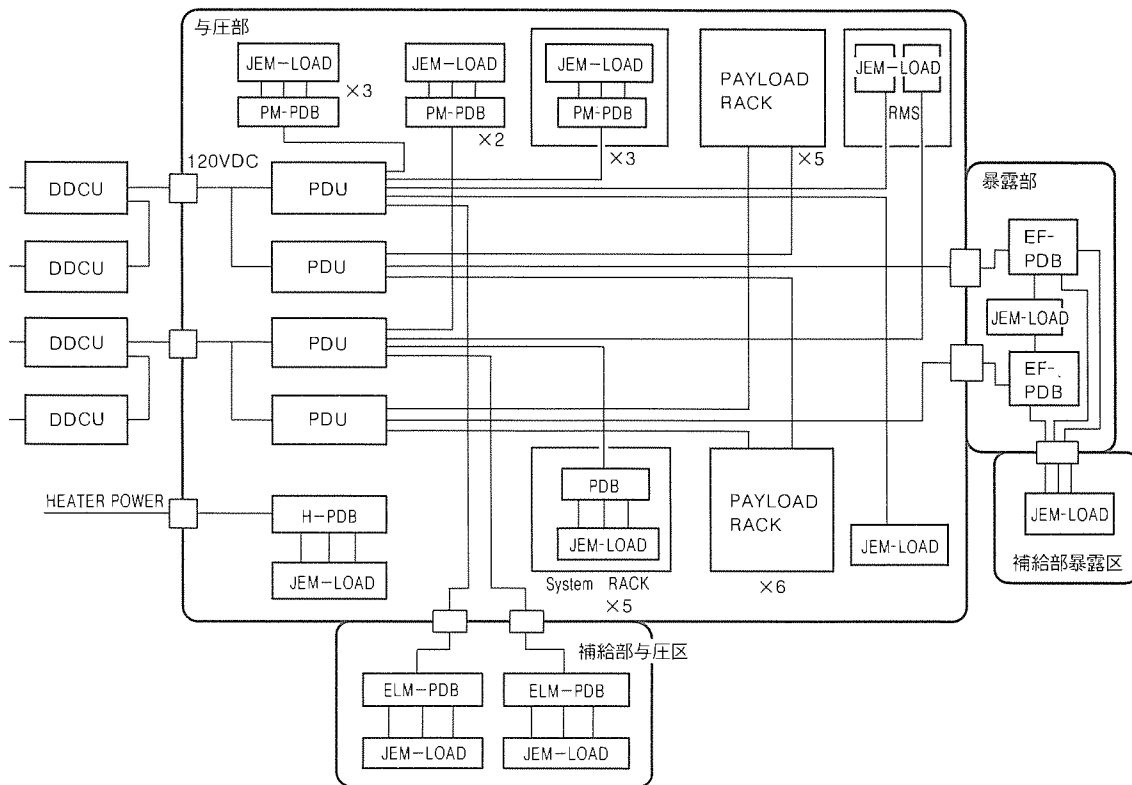


図 1 . JEM 電力系

がある。

これらのデータは、PDU/PDB から JCP に供給されることになる。

2.3 ビルトインテスト (BIT)

JEM の効率的運用及び効果的な保全を実施するため、JEM 構成品には基本的にビルトインテスト (BIT) によって構成品自身を故障診断・検出・分離できる能力を備えることが要求されている。ただし、過剰な BIT 要求はシステムをぜい (脆) 弱にすることになるため、JEM では以下のような定義によって BIT 規模を制限している。

- (1) BIT：故障の検出・診断・分離を行うため、及び保全活動の検証のために必要なミッション又は機器に組み込まれる自動試験能力
- (2) BITE：BIT 機能を実現するハードウェア
- (3) BITE の信頼性：BITE の信頼性はその機器の信頼性の 5 % を越えないこと。

3. 電力系構成機器

3.1 電力分電盤 (PDU)

与圧部分電盤は、SS 本体の DDCU からの電力を受けて与圧部配電箱 (PM-PDB)、暴露部配電箱 (EF-PDB) 及び補給

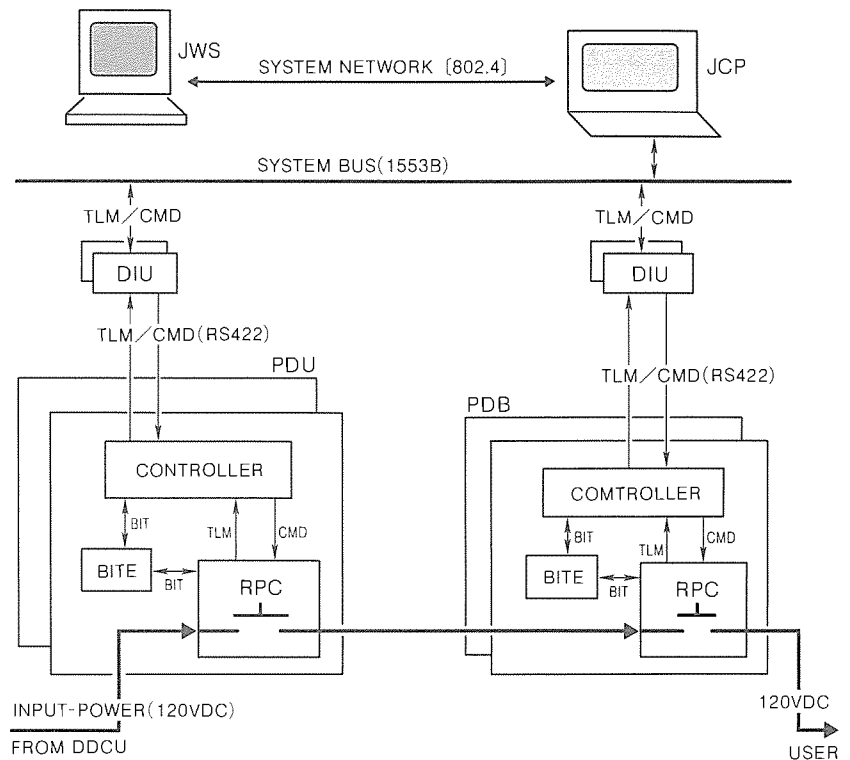


図 2 . JEM 電力管理系統

部配電箱 (ELM-PDB) に必要な電力を供給する装置である。

3.1.1 機 能

この PDU の機能系統を図 3 に示し、主な機能を以下に示す。

- (1) NASA DDCU から 1 系統の電力を受け、複数に分岐の

上、電力を出力する。

(2) DIU からのコマンドにより、指定された電力出力を ON /OFF する。

(3) この電力出力 OFF のためマニュアル オーバライド機能を持つ。

(4) 以下の BIT 機能を持つ。

(a) RPC ON/OFF 機能チェック

(b) RPC トリップ機能チェック

(e) PDU コントローラチェック

(5) モニタ機能を持つ。

(6) 各種モニタ、BIT データを DIU へ送出する。

(7) 電力出力 OFF 時は、出力端子は安全のためデッドフェース特性を示す。

(8) 出力の過電流保護機能を持つ。

(9) 故障モードに対する電力系統構成

(a) フェイルセーフである。ただし、分電盤の入力部の地絡及びRPC の短絡故障時は NASA DDCU との連携によって達成される。

(b) 乗員の生命又は SS 本体側を脅かすような故障モードがない。

表 1．電力系運用タスクと機能分担案

電力系 運用タスク	機能分担	地 上	軌 道 上		
			クルー	統合管制 (JCP)	
				WS	系統管制 (JCP)
負荷運用計画 立案、管理、送信 負荷運用計画 立案、管理、実行		負荷運用計画 立案、管理、 送信	短期計画 (STP) 受信、記録、表示 確認 ↓ 実行	供給電力と負荷運用計画 のチェック 負荷のスイッチング指示	RPC の スイッチング実行 ↓ ステータス送信 ↓ 当該 RPC オフ ↓ ステータス送信
コンフィギュレー ション把握		表示	運用データ収集 表示	データ転送要求 工学値変換	運用データ収集 (ステータスモニタ) ↓ 運用データ送信
電力管理		表示、管理 表示	表示	JEM 入力電力監視 負荷電力監視 負荷データ管理 (プライオリティ etc.) ↓ パワープロファイル作成 ↓ 電力計算 課金計算 ロードバランス監視 リソースコンフリクト検知	
異常処理、復旧処理 故障対策		ステータス表示	ステータス表示	ロードシェーディング処理 ↓ 確認	当該RPC オフ ↓ ステータス送信 ↓ ステータスモニタ ↓ 異常検知 ↓ 異常ステータス送信 ↓ コントローラ停止
		ステータス表示 異常処理	診断データ収集 ↓ ステータス表示 異常処理	データ転送要求 ↓ 受信、判断	
		復旧計画 保全計画	異常処理 ↓ 実行	監視、判断 ↓ BIT 起動	
		表示	メンテナンス指示 ↓ ORU 交換	受信、判断	BIT 開始 ↓ BIT 結果送信

- (c) どのような故障であっても電力系は軌道上での修復により、正規の状態に回復する。
- (d) 故障検出をコンポーネント(交換単位)レベルで行える。
- (10) 外部スイッチ操作により、各出力ごとにノーマルオープンスイッチをノーマルクローズスイッチとして使用できる。

3.1.2 性能

このPDUの主な性能を以下に示す。

(1) 入力特性

- 入力電力量 12.5kW/1系統
- 入力電力特性 116~126V

(2) 分配電力

- 出力電流容量
 - 50A 3系統
 - 25A 11系統
 - 10A 1系統
 - 1.6A 1系統

- 出力電圧降下 0.6V以下

(3) 通信インタフェース

- インタフェースデータ

コマンド(表2コマンドリストによる。)

テレメトリ(表3テレメトリリストによる。)

- 通信方式 RS-422
- データレート 19.2k bps

(4) 機械特性

- 外形

ラックマウント方式とし、宇宙ステーション標準ラックに設置される。図4にこの外形を示す。

- 寸法

幅483×高さ690×奥行311(mm)

- 冷却

コールドプレートによる

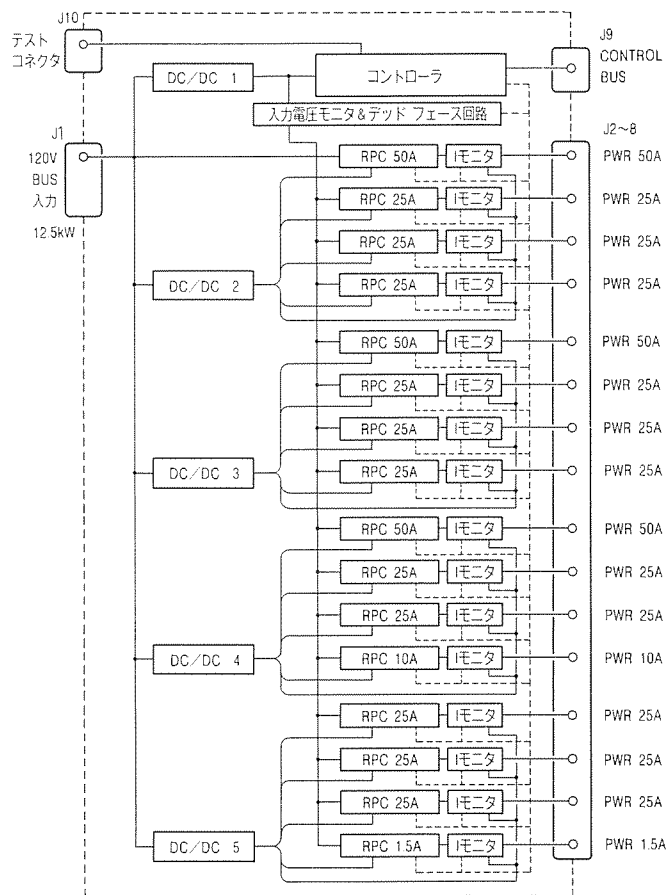


図3. PDU機能系統

表2. コマンドリスト

コマンド項目	項目数	情報量 (ビット)	信号種類	送信時期	備考
RPC オン	16	8	SD	要求時	各系統ごと(1~16ch)
RPC オフ	16	8	SD	要求時	各系統ごと(1~16ch)
BIT 起動	1	8	SD	要求時	
データ転送要求	1	8	SD	要求時	頻度: 1秒周期 MAX(TBD)
備考	SD: シリアル デジタル				

表3. テレメトリリスト

テレメトリ項目	データ種別	項目数	サンプリング 周 期	情報量 (ビット)	レンジ	精 度	統合管制への送信			備 考
							RPCオン/オフ 実行時	データ転送 要求時	BIT 起動時	
RPC オン/オフ ステータス	ディジタル	16	TBD	1	1/0	TBD	○	○	○	各系統ごと
入力電圧	アナログ	1	TBD	8	TBD	TBD	○	○	○	各系統ごと
出力電流	アナログ	16	TBD	8	TBD	TBD	○	○	○	
温 度	アナログ	1	TBD	8	TBD	TBD	○	○	○	
校正電圧	アナログ	1	TBD	8	TBD	TBD	○	○	○	
温度異常	ディジタル	1	TBD	1	1/0	TBD	○	○	○	異常ステータス
RPCトリップステータス	ディジタル	16	TBD	1	1/0	TBD	○	○	○	異常ステータス
分電盤コントローラ異常	ディジタル	1	TBD	1	1/0	TBD	○	○	○	異常ステータス
PDU Go/NoGo ステータス	ディジタル	1	TBD	2	1/0	TBD	* 1	* 1	○	BIT 結果
RPC OK/NG ステータス	ディジタル	16	TBD	2	1/0	TBD	* 1	* 1	○	BIT 結果

(注) * 1: Null (TBD)

3.2 配電箱(PDB)

配電箱 (PDB) はJEM 各部に分散され、それぞれの PDU からの電力を受けて与圧部、暴露部及び補給部のサブシステム及びペイロードに必要な電力を供給する装置である。

基本的な機能は PDU と同等であり、性能的には各部の制約条件、特徴によって異なる。それぞれ各配電箱の性能等を表 4 に示す。

3.3 直流遮断器 (RPC)

直流遮断器 (RPC) は宇宙ステーションの電力系統を保護するための半導体遮断器であり、PDU、PDB の主要構成部品となっている。この半導体遮断器 (RPC) には遮断素子にパワー MOS FET (Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transister) を用い、遮断方式として限流方式を採用している。

3.3.1 RPC 機能

この RPC は下流の機器・負荷で発生する故障・異常に対して、その上流の機器の保護及び他の RPC とそれに接続する機器・負荷に与える影響を最小又は影響を与えないように RPC の下流の機器・負荷を分離するための保護機器である。このような機能であるため、RPC の保護特性は、この上流機器及び下流に接続される機器と整合させる必要がある。整合が必要な機能は以下のとおりである。

- 下流の機器・負荷の異常と正常動作を識別する。
- 下流の機器・負荷の異常から RPC 自身を保護する。
- 下流の機器の保護特性に影響されない特性とする。
- 上流の電力許容レベル及び保護特性内で動作する。
- 正常時及び下流機器の異常時においても、電力規格を満足するように動作する。

これらの動作を効果的に実行するため、RPC 特性に限流遮断方式を採用した。

限流遮断方式とは RPC を通過する過電流を設定値に制限し (限流)、RPC のスイッチ素子を過電流から保護し、かつ、この過電流が上流機器の保護回路の誤動作を防止する。

この RPC の過電流保護特性を図 5 に示す。この図は過渡時の限流値とその限

流継続時間及び直流遮断レベルを示したものである。

- 限 流 値：限流機能によって電流制限する値 (過渡電流の上限値)
- 限流時間：限流動作継続時間
- 直流遮断レベル：定率的に流せる直流電流の上限値

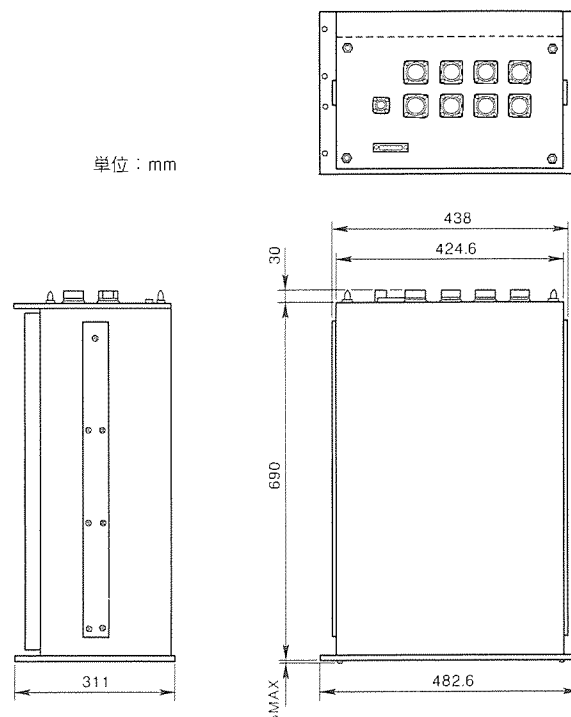


図 4 . PDU の外形

表 4 . 各配電箱の性能

	与 圧 部		補給部	暴露部
	配電箱	ヒータ配電箱	配電箱	配電箱
機 能				
BIT	○	×	○	×
モニタ	○	×	○	○
デッドフェース	○	○	○	○
マニュアル OFF	○	×	○	×
構 成				
コントローラ	1	1	1	—
DC/DC	5	2	3	6
RPC 50A	—	—	—	—
RPC 25A	—	—	—	8
RPC 10A	3	—	1	—
RPC 5A	4	8	3	8
RPC 1.5A	9	—	5	3
インタフェース				
熱	コールドプレート	ヒートシンク	キャビンエア	コールドプレート
取付け	ラック/コーン	コーン	コーン	
電 力				
出力特性	1/F C'	1/F C'	1/F C'	1/F C'
入力特性	1/F B	1/F B	1/F B	1/F B
入力容量	3 kW	1.44 kW	3 kW	5.5 kW
コネクタ	—	—	—	—
信 号				
信号形態	RS 422		RS 422	ディスクリット
コネクタ	2 (DSUB)		2 (DSUB)	2 (DSUB)
数 量	13	1	2	2

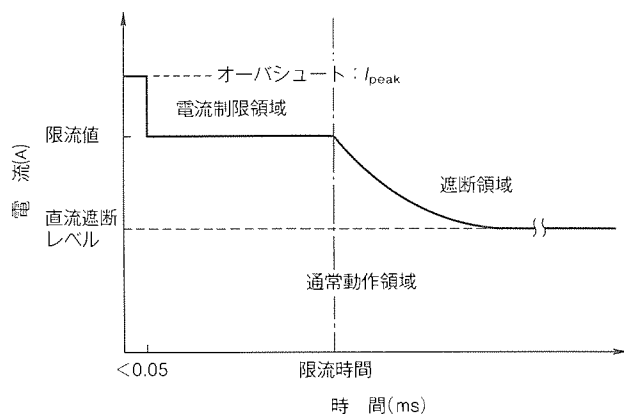


図5. RPCの過電流保護特性

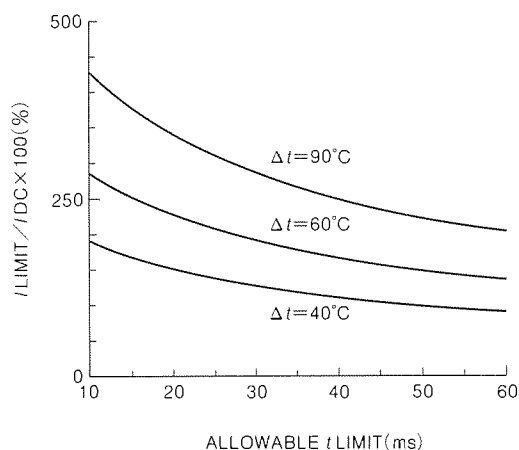


図7. パワー MOS FET の接合部温度特性(限流特性)

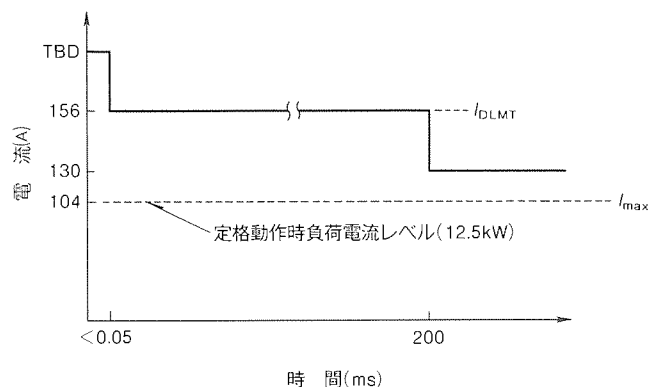


図6. NASA DDCUの電力供給特性

表5. RPC 保護特性

RPC 定格	直流遮断 レベル(A)	限流値(A)
RPC50A	55	90 +10% -15%
RPC25A	31.3	50 +10% -15%
RPC10A	12.5	20 +10% -15%
RPC 5A	6.3	10 +10% -15%
RPC1.5A	2	3.2 +10% -15%

(注) 条件: 限流時間=10 ms

3.3.2 RPC 設計条件

これらを設定するに当たり以下の制約条件を考慮した。

(1) 電力負荷への電力供給特性

電力負荷への電力供給特性は宇宙ステーション共通規格 (SSP 30482) に規定されており、この規定の中で最大供給電流特性が規定されており、RPC はこの電力を供給する必要がある。

(2) 上流機器 (NASA DDCU) の電力特性

NASA DDCU の電力供給特性を図6に示す。これは NASA DDCU の電力供給の限界値を示しており、これを逸脱した場合は、供給電圧が低下又は零電圧となる。

(3) スイッチ素子の絶対定格及びディレーティング基準の遵守 (限流動作によるスイッチ素子の上限温度)

限流動作時にはスイッチ素子 (パワー MOS FET) に限流電流が流れている状態でバス電圧が印加されるため、短時間に非常に大きな電力消費をする。このため、スイッチ素子の温度上昇が短時間に許容限界に達する。この過渡温度上昇特性を図7に示す。この特性から素子の限界時間が設定できる。

以上の制約条件を考慮し、表5のRPCの保護特性を設定した。

4. む す び

JEM 電力系の概要について述べたが宇宙ステーション プログラムは国際間協力のプロジェクトであり、かつ、我が国初めての有人システムということで、今まで経験したことのない安全性等の新たな技術課題が多く存在している。また、国際間プロジェクトゆえのインタフェースの難しさもあり、多くの課題がある。現在、JEM は基本設計の段階であり、今後、NASA との調整等によって技術課題を一つずつ解決し、有人システムに適した電力システムを完成したい。

参 考 文 献

- (1) 川村恭明, 小松正明, 鹿川直人, 岡村敏男, 清水康弘: 宇宙ステーション用直流半導体遮断器, 信学技報, PE 90-53 (1990)
- (2) Komatu, M., Gohnai, T., Kitagata, S.: Design of the Japanese Experiment Module Electrical Power System, No. 2 European Space Power Conference (1991)

衛星搭載用光学センサ

門脇 隆* 田治米 徹**
田中宏和* 木股雅章***
古屋清敏*

1. ま え が き

1972年、米国で打ち上げられたLANDSAT-1号による宇宙からの本格的な地球観測が開始されて以来、これまで用途に応じた種々の観測センサが開発されてきた。観測センサは、主に電磁波を媒体として物質に固有な電磁波の放射、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、電磁波の波長で、近紫外線から熱赤外線領域の0.3～14 μm を対象としたセンサを光学センサ、1～300 nmを対象としたセンサをマイクロ波センサと呼んでいる。本稿では、このうち光学センサについて取り上げ、概要及び当社技術の紹介を行う。

地球観測としては、アポロ宇宙船による地球画像や気象衛星による雲画像がよく知られているが、地球表面を詳細に写したランドサット画像は、衛星による地球観測の意義を高め、社会の様々な分野に対して大きなインパクトを与えてきた。同時に、光学センサに対する期待も高まり、要求も高度化してきた。さらに、近年地球環境破壊の問題に対する関心が高まり、地球環境のメカニズムの解明、モデルの構築、将来予測とその対策等の必要性から、大気圏を含む地球上に生起する現象の全地球規模での継続的な観測システムの提唱もなされてきている⁽¹⁾。このようなシステムの実現に対し、種々の光学センサの研究開発が進められており、空間分解能、波長分解能の高度化、データ圧縮等の技術課題に加え、波長、観測幅に対するフレキシビリティの高いシステム構築も大きな課題となっている。

当社は、従来から開発してきた地上用光学センサ技術をもとに衛星開発で培ったシステム技術を加え、関係機関の御指導のもとに衛星搭載用光学センサの開発を進めている。以下、当社で現在開発中の機器を中心に、光学センサ技術について述べる。

2. 衛星搭載用光学センサの概要

2.1 光学センサの方式

地球観測用光学センサとして広く利用されている画像型のセンサ（イメージセンサ）では、輝度分解能、波長分解能、空間分解能等の向上や観測できる走査幅、波長範囲の拡大に対する要求が強い。イメージセンサは画像情報を得るために何らかの走査が必要であり、上述したような主要なシステムの性能は、走査方式に大きく依存する。周回軌道上では一次

元の走査は衛星の軌道方向の進行によって行われるが、軌道に直交する方向の走査は、図1に示すような対物面を走査鏡の振動や回転によって機械的に走査する機械走査方式、又は像面を固体撮像素子によって電子的に走査する電子走査方式が採られる。

機械走査方式では、往復走査などによる走査効率の改善と多素子検出器の採用によってシステムの性能向上が図られている。この方式は狭角の光学系で数十度以上の広い視野角を得ることができるので、広域走査のイメージセンサに適している。また、この方式は、広帯域化が可能な反射光学系を採用できるため、可視から熱赤外線までの広い波長帯の多バンドのイメージセンサにも適用されていくものと考えられる。

一方、電子走査方式では、CCDなどのリニアアレー検出器の進歩によって素子数の増大が可能となり、分解能の大幅な向上が図られている。この方式は機械的作動部がないため信頼性も高く、小さな開口径の光学系でも高い分解能が得られることから衛星搭載用光学センサの主流になりつつある。

いずれの方式も観測波長帯を分割してデータを取得するために、複数の検出器列を配置しフィルタで波長を分離している。さらに、二次元アレー検出器と回折格子を用いて、所要のスペクトル領域を10 nm ぐらゐの波長分解能で連続的にカバーするイメージングスペクトロメータ⁽²⁾や、最近話題になっているオゾン、炭酸ガス等の地球大気微量成分モニタのための分光センサ⁽³⁾の開発も進められている。

2.2 光学センサの搭載例

観測衛星と代表的な搭載光学センサを表1に示す。同表において、MOS-1からSPOTまでが低軌道周回のいわゆる地球観測衛星で、GMSは、静止軌道の気象衛星である。このうち、MOS-1、LANDSAT、SPOT、GMSは、いずれも現

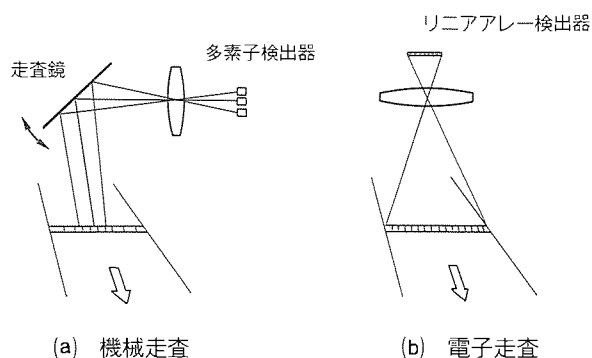


図1. 光学センサの走査方式

在運用中で、LANDSAT、SPOT の観測データは、商業ベース化されている。ERS-1、ADEOS は、現在開発中の衛星で、搭載光学センサは、空間分解能、波長分解能が高度化していく傾向にあることが分かる。

2.3 光学センサの現状と将来動向

2.3.1 集光・分光系

集光系は、観測対象からの光エネルギーを集光し、結像する機能をもつもので、光学センサの輝度分解能、空間分解能、

表1. 観測衛星と代表的な搭載光学センサ⁽⁴⁾

衛星名	MOS-1			ERS-1		ADEOS	
国名	日本			日本		日本	
打上げ時期	MOS-1 : 1987-2 MOS-1 b : 1990-2			1992-2		1995-2	
高度(km)	909			568		797	
寿命(年)	2			2		3	
電力(W)/質量(kg)	742/740			2,053/1,370		4,500/3,500	
搭載光学センサ 代表例	MESSER	VTIR		OPS		AVNIR	OCTS
				VNIR	SWIR		
観測・利用目的	土地利用・水色	海面・地表面温度		地質・資源探査		陸域・沿岸域	海色・海温
波長範囲(μm)	0.51~1.1	0.5~0.7	6~12.5	0.52~0.86	1.60~2.40	0.42~0.89	0.4~12.0
バンド数	4	1	3	3	4	マルチバンド 4 パンクロバンド 1	可視近赤外 8 中間・熱赤外 4
検出器	CCD 2,048個	Si PIN	HgCdTe	Si CCD 4,096個	PtSi CCD 4,096個	CCD 5,000個(Mu) 10,000個(Pa)	可視近赤外 Si PIN 中間/熱赤外 InSb/HgCdTe
走査方式	電子走査	機械走査		電子走査		電子走査	機械走査
地表分解能	50 m	0.9 km	2.7 km	18 m		マルチバンド16m パンクロバンド 8m	700 m
観測幅(km)	100	1,500		75		80	1,400
消費電力(W)	89.8	46.1		386		290	295
質量(kg)	70.7	30.2		175		250	345

衛星名	LANDSAT	SPOT	GMS	
国名	米国	仏国	日本	
打上げ時期	1号:1972-7, 2号:1975-1 3号:1978-3, 4号:1982-7 5号:1984-3	1号:1986-2, 2号:1990-1	1号:1977-7, 2号:1981-8 3号:1984-8, 4号:1989-9	
高度(km)	712	832	静止軌道140°E	
寿命(年)	3	3	5	
電力(W)/質量(kg)	2,000/1,941	1,300/1,809	267/325	
搭載光学センサ 代表例	TM	HRV	VISSR	
観測・利用目的	地表構造・水温・地熱	植生・地形状況	雲分布・海面水温	
波長範囲(μm)	0.45~12.5	0.50~0.89	0.5~0.75	10.5~12.5
バンド数	可視近赤外 4 中間・熱赤外 3	マルチバンド 3 パンクロバンド 1	1	1
検出器	可視近赤外 Si PIN 中間/熱赤外: InSb/HgCdTe	CCD 3,000個(Mu) 6,000個(Pa)	光倍増管	HgCdTe
走査方式	機械走査	電子走査	機械走査	
地表分解能	30m(熱赤外120 m)	マルチバンド 20m パンクロバンド10m	1.25km	5km
観測幅(km)	185	60	—	
消費電力(W)	332	不明	52	
質量(kg)	243	242	115	

注 MOS-1 : Marine Observation Satellite-1
MESSER : Multispectral Electronic Self Scanning Radiometer
VTIR : Visible and Thermal Infrared Radiometer
GMS : Geostationary Meteorological Satellite
ERS-1 : Earth Resources Satellite-1
OPS : Optical Sensor
VNIR : Visible and Near Infrared Radiometer

SWIR : Shortwave Infrared Radiometer
ADEOS : Advanced Earth Observing Satellite
AVNIR : Advanced Visible and Near Infrared Radiometer
OCTS : Ocean Color and Temperature Scanner
TM : Thematic Mapper
HRV : High Resolution Visible
VISSR : Visible and Spin Scan Radiometer

波長分解能等の要求から、集光系の方式、諸元が決定される。表1にみられるように、光学センサの地表分解能は高度化の傾向にあり、SPOTのHRVでは10m、ADEOSのAVNIRでは8mである。このような高分解能化に対応した集光系としては、画角が5～10°得られ、口径も比較的大きくとれる反射屈折光学系が適しており、上記HRV、AVNIRにも採用され、今後も広く用いられていくものと考えられる。

集光系の設計では、所望の輝度分解能を満たす口径をもとに明るさ(F値)を小さくして分解能の向上を図っており、例えば、AVNIRではF値3.3(実効F値3.9)に設定している。さらに、分解能向上のため、集光系のMTF(Modulation Transfer Function)はほぼ回折限界で設計しており、このため集光系で生ずる収差を無収差に近づける必要があり、光学部品の加工、組立ての高精度化が図られている。口径の大型化に伴う光学部品の研磨技術、検査技術等の高精度化の要求に対し、現在、日本では口径1,550mmで $\lambda/8$ (λ :波長)の面精度(せん頭値)の反射鏡が実現されている。

最近では、加工技術の進歩に伴い、軽量化と部品削減のために非球面を用いて収差を補正する手段も用いられてきている。これらの高精度化の要求と併せ宇宙用としては、熱変形を抑えることも重要な課題である。反射鏡等の光学材料には、ULE(Ultra Low Expansion)やZERODUR等の低熱膨脹材を用い、研磨加工のときに発生する摩擦熱や軌道上の熱環境下での熱変形に対処している。

分光系は、集光系で結像された地表面の像に対し、その分光放射量を求めるためスペクトル分散させるもので、バンドパス干渉フィルタ、ダイクロイックミラー、プリズム、回折格子等の分光器が用いられる。バンドパス干渉フィルタやダイクロイックミラーは、高い波長分解能は得られないが構成が単純であることから単独、又はプリズムと組み合わせて、LANDSATのTMをはじめ表1に示す大部分の光学センサに使用されている。このバンドパス干渉フィルタとダイクロイックミラーは、誘電体多層膜コート技術によって実現されているが、大気と真空との間の湿度差による中心波長のシフト等を考慮する必要がある。現在、シフト量が約0.2%程度のコート技術が開発されている。

一方、波長分解能の高度化、多波長化に対応するためには、プリズム、回折格子等の分光器が必要となる。プリズムは紫外域で、回折格子は可視から赤外波長域で分散が大きく高い分解能が得られる。これらの方式では分光器への入射光が平行でなければならず、スリット、コリメータ、結像レンズが必要で複雑な構成となる。

大型化、高精度化に伴う光学部品の製造技術開発とともに、耐環境性を考慮した集光・分光系の熱・構造設計及びこれらの検証・評価法も今後の重要な課題である。

2.3.2 検出器

衛星搭載用検出器は電子走査によるリニアアレーの時代を

迎えている。可視から近赤外域(0.4～1.1 μm)では、1980年代民生用として急速に成長してきたシリコンCCDイメージセンサを用いることができる。SPOTでは1,728画素、MOS-1では2,048画素、ERS-1では4,096画素の可視・近赤外用リニアイメージセンサが用いられており、高解像度化が急速に進んでいる。

1.5～2.5 μm の短波長赤外域では白金シリサイド(PtSi)ショットキーバリア検出器を用いたイメージセンサが注目を集めている。ショットキーバリア検出器は、従来の赤外線検出器に用いられてきたInSbやHgCdTeに比べて量子効率は低いものの、成熟したシリコンVLSI製造技術を利用して作れる上、感度の均一性が高く、多画素化には最適と考えられている。ERS-1では短波長赤外検出器として4,096画素のショットキーバリアイメージセンサが用いられる。

衛星搭載用検出器の進歩は、これまでのところ民生用イメージセンサの発展に負うところが大きかったが、近年衛星搭載用検出器に対する要求は急速に厳しくなる傾向にあり、画素数では既に衛星搭載用が民生用を超える状況となっている。また、衛星搭載用検出器では信頼性に対する要求が厳しく、特に極低温で動作する短波長赤外検出器では、素子を収納するパッケージを含めて実装技術の成功が開発のかぎ(鍵)となっている。

可視域から波長5 μm 程度の中間赤外域の検出器の開発は現状技術の延長線上で進むと考えられるが、現在のところ10 μm 帯の熱赤外域の検出器ではアレー化技術が確立されたものがない。衛星搭載用検出器として波長10 μm 帯の需用も多く、10 μm 帯赤外イメージセンサの開発は今後の検出器開発において重要な課題と考えられる。

2.3.3 校正系

大気・海洋大循環などの物理的現象を解明するために、放射・伝達のモデルの検証と、それに必要な正確な観測データが要求されるようになり、光学センサの校正が重要になってきている⁽⁵⁾。校正は、センサの出力を放射輝度に関係づけるもので、打上げ前の地上校正と打上げ後に搭載校正系によって軌道上で行う軌道上校正からなる。

地上校正では、標準電球や定点黒体炉などの分光放射輝度の一次標準から中継された大型の積分球、又は大面積の黒体光源を常用標準放射源として用い、センサの絶対校正と搭載校正系によるセンサ出力との対応づけが行われる。地上校正の精度はLANDSATのTM(Thematic Mapper)などでは±10%程度と評価されているのに対して、後述するEOS-A搭載の短波長赤外放射計では、3%以下の精度を目標に観測時の地表面輝度と同レベルの定点黒体炉を用いた新しい校正法の開発が進められている⁽⁶⁾。

軌道上校正では、打上げ後の光学系の透過率や検出器感度の劣化によってセンサの特性が変化するため、ハロゲン電球、太陽、黒体等を光源に用いた搭載校正系を用いて、周期的に

センサの感度とオフセットを補正する2点校正が一般に採用されている。太陽に照射されたハロン拡散板と、その輝度を監視する自己校正型の検出器を用いた方法は、センサの開口面全体にわたって校正光を照射すれば、迷光などを含めて実際の観測時に近い条件で校正することになり、精度の向上が期待されている⁽⁷⁾。熱赤外域における軌道上校正では、将来リニアアレー IRCCD を用いた光学センサが使用されるようになると、センサ内部から放射される不要赤外線が輝度分解能や校正の精度に大きく影響するため、それらの影響の低減や補正のための方策が必要になる⁽⁸⁾⁽⁹⁾。

また、上で述べた校正法と並行して、分光放射輝度が既知の地表面を参照して軌道上校正する方法も行われている。光学センサ校正時の大気条件を同時に測定することによってセンサ入射面での分光放射輝度を見積もることができ、ホワイトサンズ(米国)などをターゲットとして校正精度の検証が行われている⁽⁵⁾。

2.3.4 冷却系

赤外線などの波長の長い光波を捕らえる検出器は、一般に液体窒素温度(77 K)前後の極低温に冷却しないと必要な感度が得られないので、これらの検出器を動作させるためには、何らかの冷却系が必要である。気象衛星に例をみるように、寸法が小さく発熱量も小さい単素子検出器を使用する場合は、その冷却手段として放射冷却器がよく用いられた。しかしながら、近年資源探査衛星向けなどに開発されている高感度、高分解能の検出器は、多数の画素を直線上又は平面上に配列した電子走査方式の大型のことが多い。これらの大型検出器は発熱、周囲からの熱侵入とも大きく、放射冷却器では冷却能力の面に対応しきれないので、熱力学的冷凍サイクルを応用した機械式極低温冷凍機の要求が高まっている。このような背景から現在各国で衛星搭載用の機械式冷凍機の開発が盛んであり、当社でもその開発を実施中である。

図2に当社で開発している宇宙用冷凍機の外観を示す。図のモデルは開発完了後、1998年打上げの地球観測衛星に搭載予定である。この冷凍機は作動ガスの圧縮膨脹を繰り返すコンプレッサと、先端で極低温を生成するコールドフィンガ

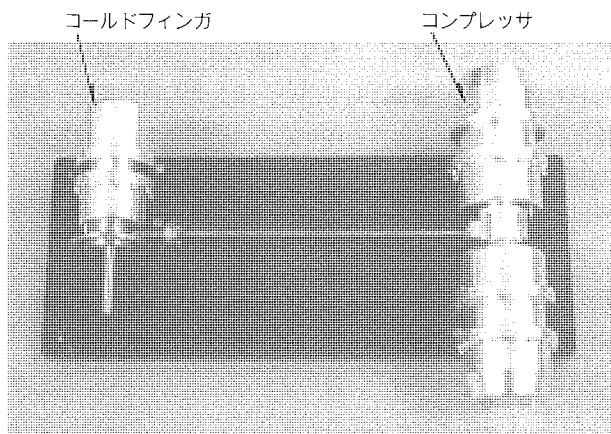


図2. 宇宙用冷凍機開発モデル

とで構成され、冷凍原理的には地上用の赤外線検出器に実用化されているものと同様、スターリングサイクルを応用している。

宇宙用冷凍機を開発する場合には、信頼性向上と長寿命化が課題となる。地上機器用のこの種の冷凍機の寿命は長いもので数千時間であるが、地球観測衛星などでは3～5年(数万時間)の動作寿命が要求される。寿命上最も問題となるのはピストン等の往復しゅう(摺)動部の摩耗であり、その解決策として、ピストンを浮動させ非接触摺動とする方法が採られる。非接触手段としては磁気軸受式とサスペンションスプリング式とが考案されている。サスペンションスプリング式とは渦巻状の板ばねを2組使ってピストンをシリンダに接触しないよう支持する方式で、この方式は比較的構造がシンプルなところから、大いに注目を浴びている。

3. 衛星搭載用光学センサの当社技術

3.1 ADEOS 搭載用高性能可視近赤外放射計

地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS)は、宇宙開発事業団(NASDA)が1994年度打上げを目指して開発中の地球観測衛星で、陸域、沿岸域を高い分解能で観測する高性能可視近赤外放射計(AVNIR)及び海域を高精度で観測する海色海温走査放射計(OCTS)の2種のコアセンサを搭載するとともに、6種の公募センサを搭載し、海洋気象、大気中のオゾン、温室効果ガス等の観測に威力を発揮することが期待されている。なお、2種のコアセンサはNASDAが開発を担当し、6種の公募センサは内外の諸機関から供給される。当社は、ADEOSシステム及び主要サブシステム並びにAVNIRを受注し、機器の開発とともにシステムインテグレータとしての役割も担って開発を進めている。

AVNIRは、MOS-1及びERS-1の観測を継承する光学センサで、地表分解能が白黒のパンクロマチックバンドで8 m、カラーのマルチバンドで16 mという世界的にも高い水準の空間分解能をもつ電子走査方式の光学サンセである。表

表2. AVNIRの主要システム性能

項 目	マルチバンド	パンクロマチック バンド
観測波長帯(μm)	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
瞬時視野角(μrad)	20	10
地表分解能(m)	16	8
視 野 角(°)	5.7	5.7
走 査 幅(km)	80	80
M T F	≥0.25(バンド4のみ≥0.20)	≥0.20
ポインティング角(°)	±40	
消費電力(W)	290	
質 量(kg)	250	

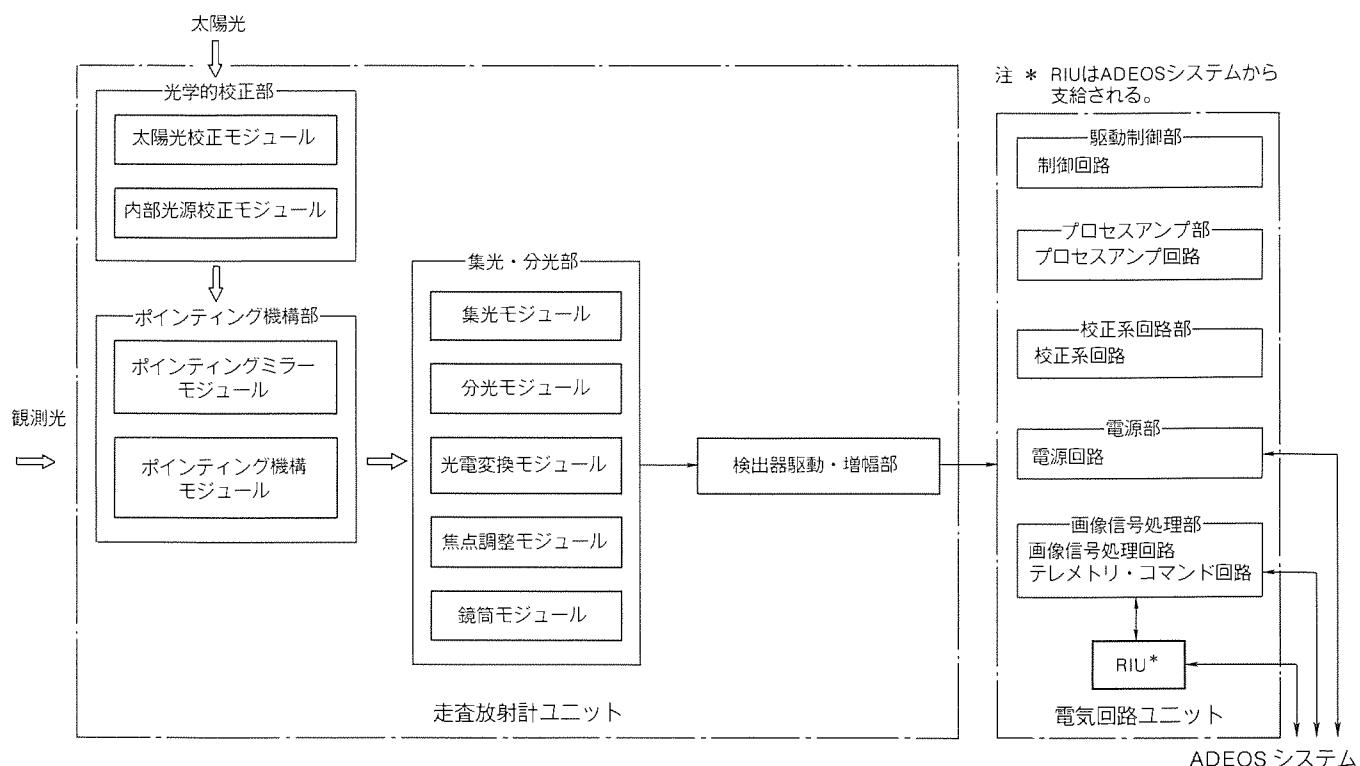


図3. AVNIRのシステムブロック図

2にAVNIRの主要なシステム性能を示す。同表でMTFは光学系及び検出器までを含む空間分解能に関する総合的な評価関数である。

AVNIRは、図3のシステムブロック図に示すように、光学系を主体とする走査放射計ユニットと、このユニットからの出力をデジタル的に処理し、画像信号として送出する電気回路ユニット及びユニット間を接続するケーブルから構成される。図3でポインティング機構部は、地上からの指令によって視野中心方向を衛星直下点に対して $\pm 40^\circ$ 振ることができ、約800 kmの高度から見える地域の大部分を観測できるようにしている。集光・分光部では、瞬時視野角、視野角等の要求条件をもとに、必要な輝度分解能を実現する口径を定め、収差の低減化、軽量化、宇宙空間における耐放射線性等の実現性ととともに、将来への発展性、特に高分解能化に対応した口径の大型化も考慮してシュミット屈折系を採用している。

この方式は、上述する利点があるものの焦点距離が長くなって小型化に難点があったが、補正用の光学系をうまく組み合わせると軸長を約30%短縮し、寸法上有利な屈折系と比較してもそんな(遜)色のない形状特性を実現している。また、光学系を支持する鏡筒には、炭素繊維強化プラスチック(CFRP)を使用し、炭素繊維の配向、継手部材の組合せに工夫を施し、線膨脹係数を零に近づけ熱ひずみの低減化を図っている。光電変換モジュールでは、検出器としてリニアアレーのCCDを用い、パンクロマチックバンドで10,000画素、マルチバンドで5,000画素とし、各画素を千鳥状に並べたス

タガ配列とすることにより、高い輝度分解能、空間分解能を得ている。さらに、緯度や季節によって変化する地表の反射率を考慮し、広範囲の放射輝度に対応するため、CCDには露光量が調整できる電子シャッター機能を付加している。

観測衛星の伝送容量の制約のもとで、分解能の高度化に伴う情報量の増大に対応したデータ圧縮技術は重要な課題であり、AVNIRの画像信号処理回路では、従来の隣接画素間の相関を利用した固定長符号化方式に加え、ハフマン符号を用いた可変長符号化方式を採用し、画像データの品質を損なうことなく圧縮を図っている。

AVNIRは、EM(エンジニアリングモデル)・PFM(プロトフライトモデル)の開発方式をとっているが、これに先立ち、BBM(ブレッドボードモデル)の試作を行い基本性能の確認を行った。図4は走査放射計ユニットの外観で、現在BBMの開発成果をもとに1993年度PFMの完成を目指して開発を進めている。

3.2 EOS-A搭載用短波長赤外放射計

EOS-Aは、米国NASAの宇宙基地計画の一環として、NASAの極軌道プラットフォーム(NPOP)に搭載し、極軌道を通して地球全域を宇宙から各種のリモートセンサによって観測しようとするものであり、1998年12月ごろの打上げを予定している。

EOS-Aは、国際協力のもとで15種程度のリモートセンサが搭載され、日本からも通商産業省機械情報産業局の委託を受けて(財)資源探査用観測システム研究開発機構(JAROS)が資源探査用将来型センサ(Advanced Spaceborne

Thermal Emission and Reflection radiometer : ASTER)⁽¹⁰⁾の開発によって参加している。ASTER は、可視近赤外放射計 (VNIR)、短波長赤外放射計 (SWIR)、及び熱赤外放射計 (TIR) から構成され、当社は、このうち、短波長赤外放射計部 (SWIR) を JAROS から受注し、1995 年 7 月完成を目標に開発を行っている。

SWIR の主要性能・外観は、各々表 3、図 5 に示すとおりであるが、SWIR の特長としては、次のことなどが挙げられる。

(1) 検出器には感度偏差の少ない PtSi-Si ショットキーバリア、電荷転送には CCD を用いた低発熱 6 バンド/チップ型スタガ方式を採用して、 $6 \times 2,000$ 素子の検出器を実現している。

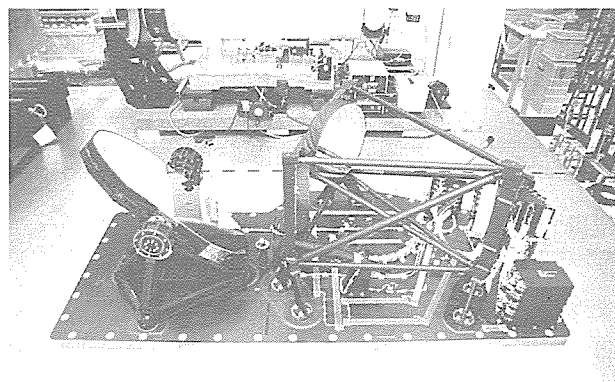


図 4. AVNIR 走査放射計ユニット ブレッドボードモデル

表 3. SWIR の主要性能

項 目	主 要 諸 元
観測波長帯 (μm)	バンド 4 : 1.60~1.71
	バンド 5 : 2.02~2.12
	バンド 6 : 2.12~2.19
	バンド 7 : 2.19~2.26
	バンド 8 : 2.29~2.36
	バンド 9 : 2.36~2.43
検 出 器	PtSi ショットキー CCD, 2,000 素子 2,000 素子 \times 6 バンド
走査方式	電子走査
地表分解能 (m)	30
走 査 幅 (km)	60
視 野 角 ($^{\circ}$)	4.94
ラジオメトリック分解能	バンド 4 : 0.5% 以下
	バンド 5 : 0.8% 以下
	バンド 6 : 0.8% 以下
	バンド 7 : 1.0% 以下
	バンド 8 : 1.0% 以下
	バンド 9 : 1.3% 以下
ポインティング角 ($^{\circ}$)	± 8.54
検出器冷却方式	能動型循環冷凍機
消費電力 (W)	253
質 量 (kg)	80 (現状 90.8)

(2) 寸法・質量等の制約の面から有利である屈折光学系を採用し、30 m の地表分解能及び高度な光学性能の実現を可能としている。

(3) 寿命 50,000 h 以上 (目標) のスターリング方式の能動型循環冷却器を開発し、信頼性の高い検出器冷却を可能としている。

ASTER SWIR は、現在、基本設計の段階にあり、1992 年 7 月に基本設計審査 (PDR) を、1994 年 3 月に詳細設計 (CD R) を行い、1995 年 11 月にはプロトフライトモデルの製作及び試験を完了し、納入することとなっている。

SWIR は、世界的に注目されている高集積度のモノリシック検出器を採用した、高分解能、高性能な短波長赤外領域の衛星搭載用放射計であり、質量及び電力等のシステム上の制約からくるインタフェース条件を満足するために、まだ多くの課題を残してはいるが、NASA 等との調整を通じ、確実な開発の実現を図っていく必要がある。

3.3 ERS-1 搭載用短波長赤外放射計検出器部

地球資源衛星 1 号 (ERS-1) は、1992 年 2 月の打上げを目指して、製作及び試験を進めているものであり、衛星システムを宇宙開発事業団が合成開口レーダ、光学センサ等の観測ミッション機器を JAROS (通商産業省から受託) が、その開発を担当しているものである。

当社は、ERS-1 については、宇宙開発事業団から衛星システムを主契約者として受注しているが、観測ミッション機器についても合成開口レーダなどと並んで、光学センサの短波長赤外検出器部 (SWIR-DET) を受注している。

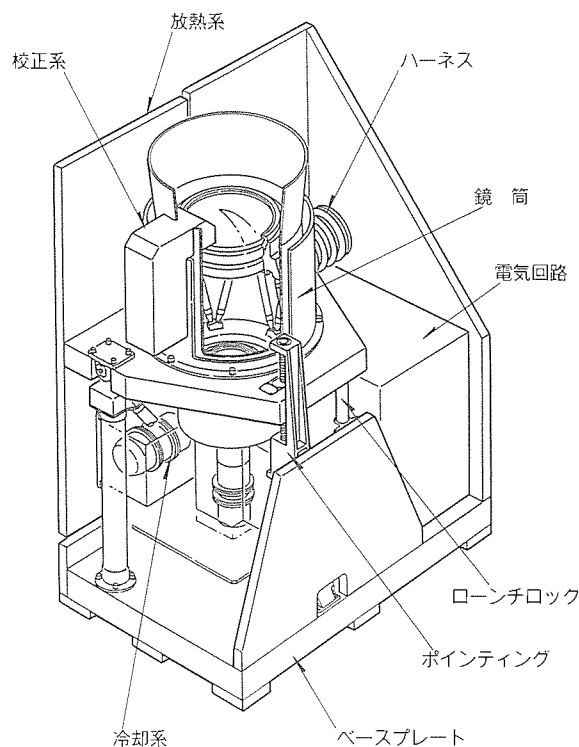


図 5. 短波長赤外放射計部 (SWIR) の外観

表4. SWIR-DETの主要性能

項 目	主 要 性 能
素 子	PtSi ショットキー CCD
バ ン ド 数	4
分 光 方 式	検出器面上分光フィルタ
画 素 数	4,096/バンド
画素間ピッチ	10 μ m
バンド間ピッチ	1.33mm
画 素 寸 法	10 μ m \times 10 μ m
配 列	スタガリニア
温 度 セ ン サ	Al 薄膜抵抗, 2 個
検出器冷却温度	77~82K

ERS-1の光学センサは、可視近赤外放射計部と短波長赤外放射計部で構成されるものであり、SWIR-DETは短波長赤外放射計部の最重要機能である短波長赤外領域の光電変換を行うために開発を行ったものであり、以下の特長がある。

- (1) PtSi-Si ショットキー CCD により、世界的にも優れた4,096 \times 4バンドの高集積度赤外検出器を実現した。
- (2) 4本のストライプ状面電極(貼)付型狭帯域フィルタにより、モノリシックな赤外検出器に対して高性能な分光感度特性を実現した。
- (3) 検出器に電荷注入機構を設けることにより、入射光を遮断した状態での電荷の転送を可能にし、高信頼度な電氣的校正モードの実現を図った。

SWIR-DETの主要性能は、表4に示すとおりであり、検出器の外観は、図6に示すとおりである。

SWIR-DETは、1989年10月に搭載用モデルの製作、試験を完了しており、要求性能を満足して良好に開発が完了したことを確認している。

4. む す び

衛星搭載用光学センサの技術について、当社で開発中の機器を中心に、主としてハードウェアの視点から述べた。しかし、リモートセンシングは、センサの開発と同時にデータ解析アルゴリズムの開発が不可欠で、これらを一体化したシステムの構築を図っていく必要があり、当社は光学センサと並んで画像処理システムの開発も進めており、総合的なシステムの形成を目指している。今後ますます注目される地球環境問題に対し、この分野の開発推進と今後の発展が期待される。

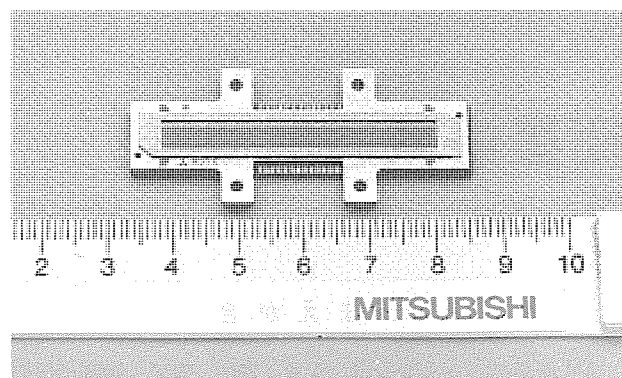


図6. ERS-1搭載用短波長赤外検出器部・検出器の外観

最後に日ごろ御指導いただいている宇宙開発事業団及び(財)資源探査用観測システム研究開発機構並びに関係機関の関係各位に深く感謝する。

参 考 文 献

- (1) 中西 功：地球環境に関する基礎物理量のデータベース化とその提供システム，日本リモートセンシング学会誌，11，No. 1，122~125 (1991)
- (2) Herring, M. : Development of the imaging spectrometer, SPIE, **810**, 100 (1987)
- (3) 竹内延夫：地球大気微量成分の衛星赤外分光計測，赤外線技術，第18号，2 (1990)
- (4) 土屋 清：リモートセンシング概論，3~37，朝倉書店 (1990)
- (5) Slater, P. N. : Radiometer considerations in remote sensing, Proc. IEEE, **73**, No. 6, 997 (1985)
- (6) 小野 晃：衛星搭載光学センサの校正，第14回リモートセンシングシンポジウム，69 (1988)
- (7) Keene, G. T. : Improved earth resources sensing instruments, SPIE, **345**, 11 (1981)
- (8) 小野 晃：地球資源衛星用プッシュブルーム赤外放射計の校正技術，第11回リモートセンシングシンポジウム，81 (1985)
- (9) 田治米 徹，若林 諭，森本幸博，玉川恭久，伊東 尚：3~5 μ m 帯赤外線光学装置の低雑音化，三菱電機技報，**63**, No. 5, 411~414 (1989)
- (10) 藤定広幸，小野 晃：Overview of ASTER design concept, SPIE, 1490-27 (1991)

衛星搭載通信機器

風神 裕* 浦崎修治**
三奈木正純* 三井康郎***
広瀬晴三*

1. ま え が き

人工衛星のミッションは、大きく通信、放送、観測の三分野に分類されるが、衛星搭載用通信機器はいずれの人工衛星にとっても中核となるサブシステムであり、人工衛星の発展段階・用途に応じて、これまで種々の開発が行われてきた。本稿では人工衛星に搭載される通信機器について最近の技術状況と将来動向及び当社技術の紹介を行う。

通信衛星として INTELSAT 衛星、観測衛星として SPOT 衛星を例にとって最近の技術状況を示す。通信衛星の分野では、衛星回線のコストを引き下げるため衛星の大型化を図り、衛星に搭載される通信用中継器の数を大幅に増大させる傾向があるため、搭載用通信機器の小型軽量化・低消費電力化が要求されている。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実現する必要がある。また、観測衛星の分野では、搭載される観測機器の精度向上に伴って観測データが増大する傾向にあるが、データ伝送の帯域が限られているため、帯域圧縮、誤り訂正等の信号処理を衛星内で行う必要がある。

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) 用中継器及び VHF 帯 T & C 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。INSAT-2、TELECOM-2、INTELSAT-Ⅶ に採用された固体電力増幅器 (SSPA)、日本電信電話 (株) (NTT) の指導を受けて製作した技術試験衛星Ⅵ型 (ETS-Ⅵ) 用全 MMIC 化受信機等は、小型軽量化、高効率化を実現したユニークな機器である。また、海洋観測衛星 1 号 (MOS-1) に搭載されたマイクロ波放射計は我が国初の受動型マイクロ波センサであり、データ利用者から好評を博している。さらに、国際電信電話 (株) (KDD) 及び INTELSAT の指導を受けて衛星内信号処理装置の開発をしており、今後の応用が期待される。

2. 衛星搭載用通信機器の現状と将来動向

2.1 搭載用通信機器技術の現状

通信衛星及び放送衛星搭載用通信機器は、複数の送信用地球局から送られる通信信号を、低雑音受信/各チャネルへの分波/送信周波数帯への周波数変換/電力増幅/合波の後、

相手先となる受信用地球局に送り返す通信信号の中継機能を持っている。一方、観測衛星では、種々の観測機器で取得されたデータをデジタル信号に変換し、あらかじめ定められた信号フォーマットとなるよう多重化・速度変換などの一連の信号処理の後、定められた周波数帯で受信用地球局に観測データを送信するデータ伝送の機能を持っている。次に上記の分類に従って搭載用通信機器技術の紹介を行う。

2.1.1 通信用中継器

通信衛星は INTELSAT 衛星に象徴されるように国際通信の分野から目覚ましい発展を遂げてきたが、その後米国及び欧州では国内通信にも利用されるようになった。日本でも 1975 年に打ち上げられた実験用中容量静止通信衛星 (CS) を初めとし、種々の実用化を目指した開発が続けられてきた。特に、1986 年 4 月の法制改正により、これまで公共企業体にしか認められなかった通信事業の分野に民間企業の参画が認められるようになった結果、NTT の外に通信衛星を保有する通信事業会社が新たに 2 社設立され、日本国内には、都市、地方を問わず通信ネットワークが、地上通信回線とともに衛星通信回線でも張り巡らされるようになった。通信衛星は、離島との通信手段として用いられるだけでなく、公衆通信網のバックアップとしても利用され、また、TV ニュースの伝送、TV 会議、塾などの TV 授業、宗教団体の活動にも威力を発揮するようになった。

図 1 に INTELSAT-Ⅶ 号衛星の通信用中継器の構成を示す。INTELSAT-Ⅶ 号衛星には C バンド及び Ku バンドの周波数帯が割り当てられており、各々上り回線 32 系統及び 12 系統の中継器から構成されている。C バンド中継器の下り回線には 10 W 出力が 5 系統、16 W 出力が 9 系統、20 W 出力が 5 系統、及び 30 W 出力が 7 系統であり、電力増幅器はすべて SSPA を採用している。一方、Ku バンド中継器の下り回線は 35 W 出力が 5 系統及び 50 W 出力が 5 系統であり、電力増幅器に進行波管増幅器 (TWTA) を用いている。また、TWTA 特有の非線形ひずみを補償するためのリニアライザを前段に併用している。C バンド及び Ku バンド中継器の一部は 4 GHz の中間周波数帯にて交差接続されており、通信需要の変動に随時対応できるよう接続ルートの切替えが可能構成となっている⁽¹⁾。

2.1.2 データ伝送機器

観測衛星が取得する観測データの最近の利用状況は、地質調査・海洋調査・資源調査にとどまらず、生物、生態調査、

気象関連調査等と多方面に広がっており、これらの観測データを利用する機関も政府機関に限らず、大学の研究所、民間の研究機関等にも幅を広げている。

観測衛星として代表的なものを挙げると、フランスの SPOT 衛星や米国の LANDSAT 衛星がある。これらの衛星は、それぞれ 10 m 及び 30 m の高空間分解能画像が得られるセン

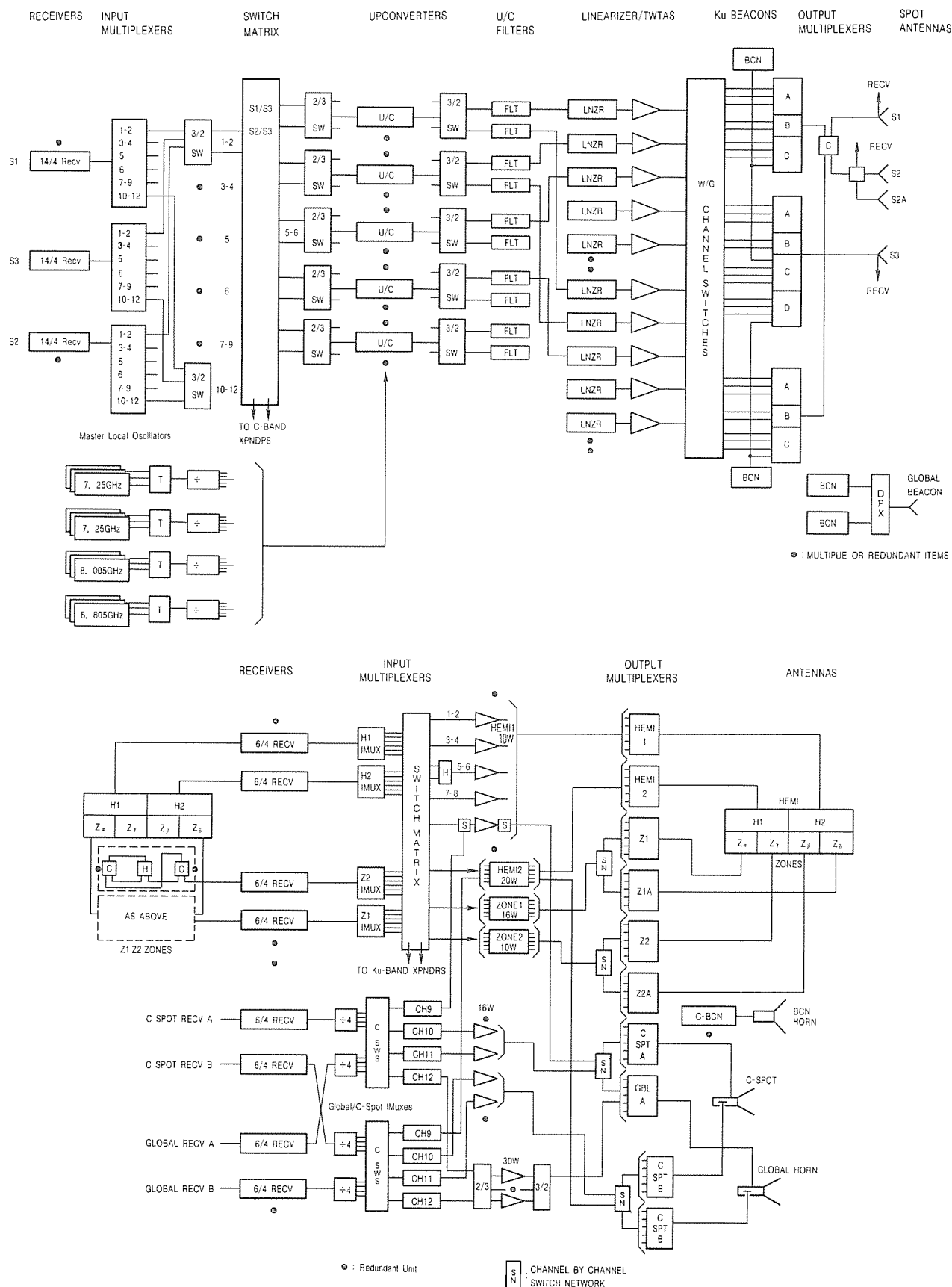


図1. INTELSAT-VII通信用中継器の構成⁽¹⁾

サを持っているため、広帯域/高速データ伝送機器を搭載している。日本では海洋観測衛星 MOS-1 が1987年に打ち上げられ、地球資源観測衛星 ERS-1 が1992年に打ち上げられる予定である。また、各国から公募した観測センサを搭載する地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS) が現在 NASA によって開発されている。

図2に SPOT 衛星のデータ伝送機器の構成を示す。SPOT 衛星の光学センサはパンクロマチックモード及びマルチスペクトルモードによって地表を観測する。パンクロマチックモードでは1.5m 秒周期の撮像1走査当たり6,000画素のデータが取得され、このデータは8ビットで量子化されるためデータレートは32Mbps となる。一方、送信可能な伝送速度は25Mbps であるため差分符号方式によるデータ圧縮が採用されている。信号処理された25Mbps のデータは、同じく25Mbps のマルチスペクトルモードのデータとともに、Xバンドの搬送波にQPSK 変調された後、TWTA にて電力増幅後送信用アンテナを経由して各ユーザーの地球局に送られる⁽²⁾。

2.2 搭載用通信機器技術の将来動向

衛星搭載用通信機器の技術動向は以下のとおりに要約できよう。

- (1) 半導体技術を一層最先端化した SSPA の高出力化
- (2) MMIC を用いた小型軽量化
- (3) HEMT 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

2.2.1 SSPA の高出力化

今後、衛星の大型化、地球局の小型化というすう(趨)勢の中で、SSPA の高出力化は不可欠である。所要出力レベルは各周波数、用途によって大きく異なり一概に言えないが、数十W ないし数百W が目標となる。

高出力化のアプローチとして、

- (1) デバイス単体の高出力化
- (2) 合成回路数の増大

が考えられる。

デバイス単体の高出力化に対して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。

合成回路の構成方法は、Ku 帯以上では主に導波管がその低損失を理由に用いられているが、合成数の増加とともに SSPA の寸法、質量が飛躍的に増大する結果となっている。このため円筒空洞共振器を用いたり、平面回路を用いたりして小型化が図られている。

2.2.2 MMIC の適用

半導体技術の進歩に伴い、MMIC が注目されている。通常使用されるマイクロ波集積回路 (MIC) による回路構成の代わりに MMIC を採用した場合、従来に比較して大幅な小型化が図れるとともに、実装面からくる性能の制約が取り払われるという利点がある。さらに、製造上のばらつきを含めた歩留りの向上も同時に実現できる。一方、MMIC を採用した場合、いわゆる宇宙用としての高信頼性をどのように保証・評価するかという新たな課題がある。一つの解決策とし

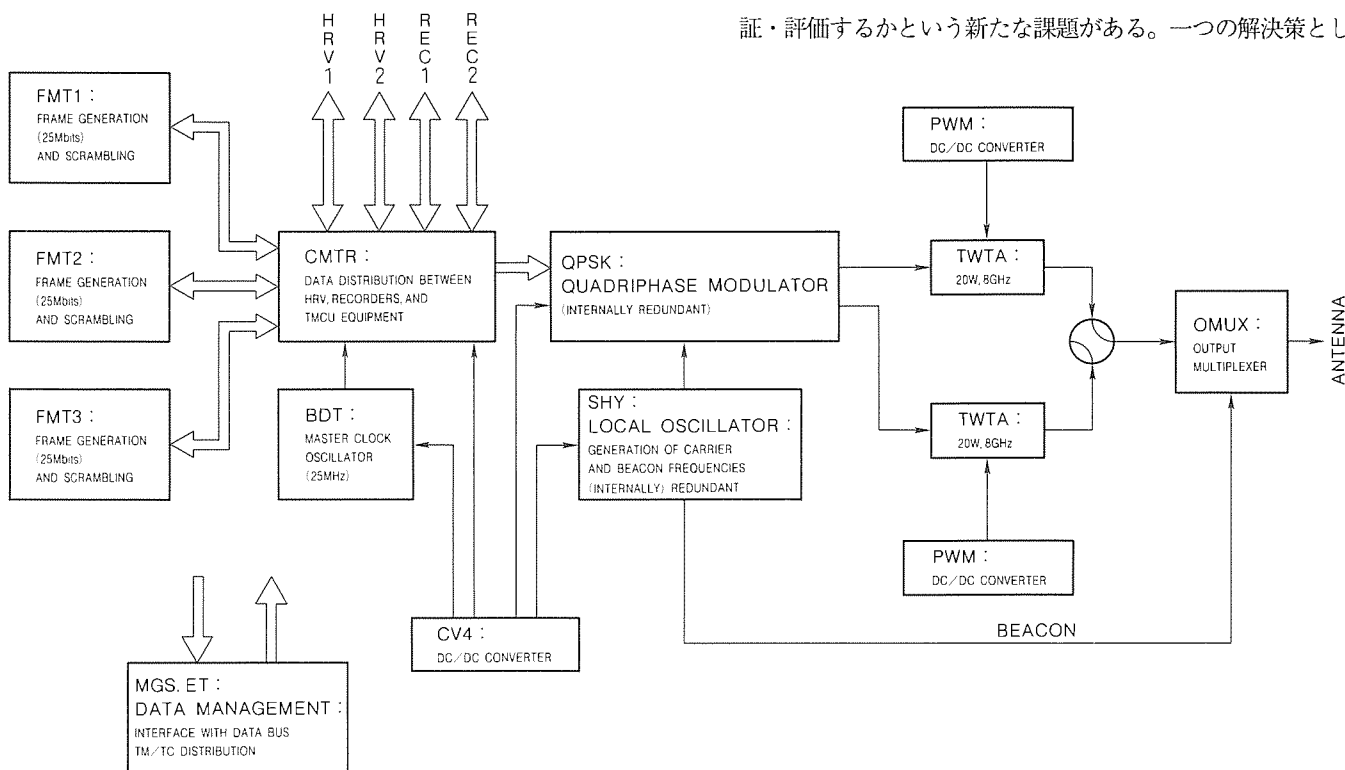


図2. SPOT 衛星データ伝送機器の構成⁽²⁾

て、半導体デバイスをベアチップ状態で使用する気密モジュールの品質保証⁽³⁾と同様の手法を適用することが考えられる。ただし、これらの点に関しては今後更に品質保証方法の検討が必要である。

2.2.3 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・低雑音化が決め手である。GaAs FET（ひ（砒）化ガリウム電界効果トランジスタ）は遮断周波数が高いものでも40GHz程度であり、特に、高周波化に対してはGaAs系HEMT又はInP系HEMT（インジウムりん系高電子移動度トランジスタ）のデバイスが最有力であろう。GaAs系HEMTは性能面では30GHzで雑音指数1dB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が必要である。InP系HEMTでは30GHzで雑音指数0.5dB程度のものが開発されており、今後この分野での開発が加速されていくものと考えられる。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大きく貢献していくものと考えられる。

2.2.4 サテライトスイッチの実用化

衛星通信回路のコストを引き下げるため通信衛星の大型化が図られている。この結果、衛星通信システムに本格的なデジタル通信が導入されマルチビーム技術を組み合わせたSS-TDMA（サテライトスイッチ時分割多重）の検討も行われている。これは衛星内再生中継方式と組み合わせられ、衛星の高性能化という点で魅力のある方式である。このようなシステムを実用するには方式の検討に加えてキーデバイスの開発も必要不可欠である。特に放射線耐量強化されたCMOS ICやGaAsゲートアレーの実用化が重要な要因である。

3. 通信・観測衛星搭載用通信機器の当社技術

3.1 ETS-VI 搭載通信用中継器

ETS-VIは1993年に打ち上げが予定されている我が国初の大型衛星であり、NTTはマルチビームを使用した固定通信サブシステムを担当している。当社はNTTの指導の下に30GHz帯MMIC化受信機、サテライトスイッチ制御回路を始めとする14種類の搭載用通信機器を製作している。

図3に30GHz帯MMIC化受信機の写真、表1に主要性能を示す。大型衛星では搭載する通信用中継器の数を多くするほど回線当たりのコストを低く抑えることができるため、小型軽量化が重要な要素になる。従来から使用されていたMICに替えて、全面的にMMICを採用することによって1/6の軽量化が実現された⁽⁴⁾。30GHz帯MMIC化受信機には周波数変換器モジュールを始めとする7種8個のMMICモジュールが使用されている。

図4にサテライトスイッチ制御回路の外観、図5に機能ブロック図を示す。サテライトスイッチ制御回路はマルチビ-

ム衛星のビーム間接続装置の切替制御を行う信号処理回路であり、メモリ等各種の論理回路から構成されている。論理回路を通常のECL（エミッタカップルド論理）ICで構成すると形状及び消費電力が大きくなるため、新たに開発された放射線耐量強化CMOS-LSIを採用することにより、従来技術で実現した場合に比べ、1/4の軽量化、1/10の低消費電力化を達成した⁽⁴⁾。

3.2 MOS-1 搭載マイクロ波放射計

MOS-1 搭載マイクロ波放射計（MSR）は、海洋又は大気の物理特性を統計的に平滑化して観測するための観測機器であり、図6にその外観を示す。MSRはベースプレートの両

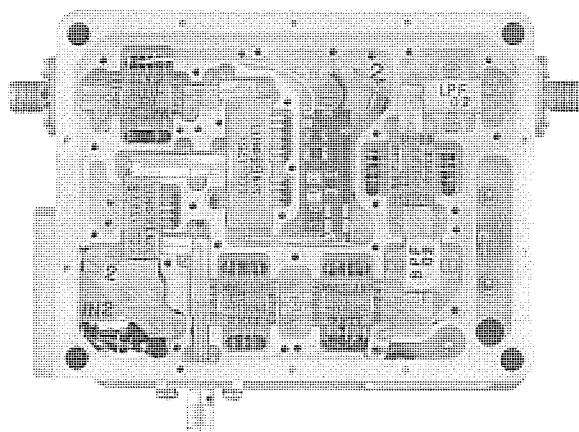


図3. 30GHz帯MMIC化受信機

表1. 30GHz帯MMIC化受信機の主要性能

項目	主要性能
入力周波数	30.80GHz±100MHz
出力周波数	1.045GHz±100MHz
入力レベル	-62.5~-37.5dBm
出力電力	+3.0dBm 公称
VSWR	1.3以下
消費電力	7.5W 最大
質量	600g(RF部:200g, 電源部:400g)

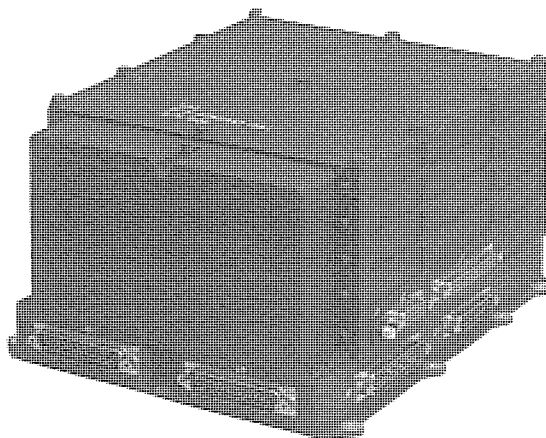


図4. サテライトスイッチ制御回路の外観

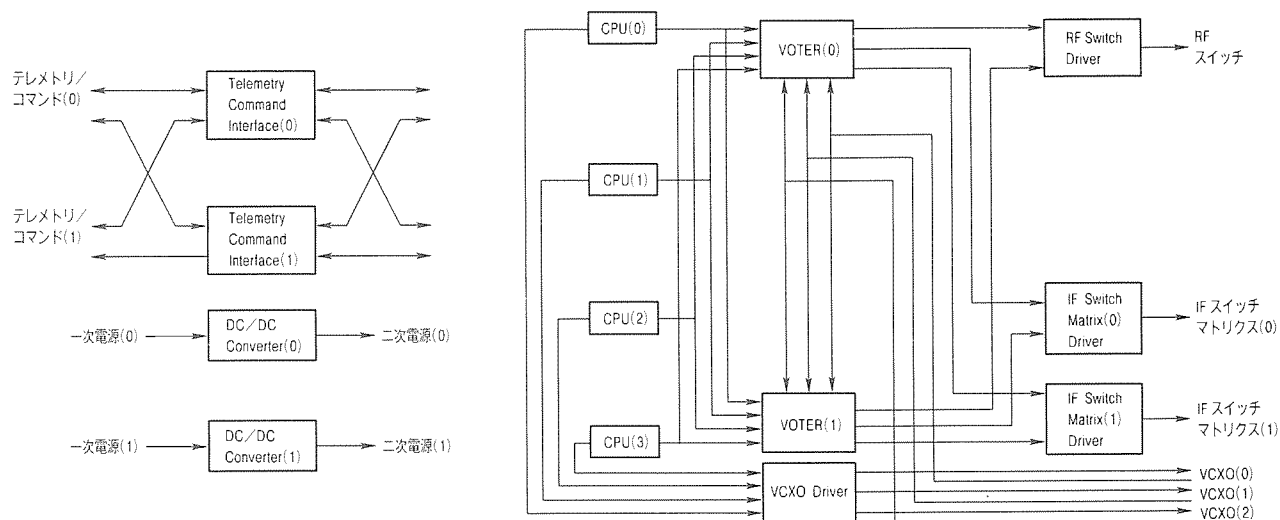


図 5. サテライトスイッチ制御回路の機能ブロック図

面に各機器が取り付けられた一体型構造となっており、MOS-1 本体にはこのベースプレートを通じて固定された。観測周波数帯は 23 GHz 帯及び 31 GHz 帯の 2 周波が選択されている。受信感度を改善するため中間周波数帯を 4 GHz 帯に選り SSB (シングルサイドバンド) 方式を採用している。測定温度範囲は 30 K から 330 K であり、絶対精度は 1 K 以下が得られている。1 走査当たり 128 点の観測データが得られ、信号処理部で 2 kbps のデータにフォーマット変換された後、MOS-1 本体の送信機に出力している⁽⁵⁾。

3.3 固体電力増幅器

固体電力増幅器 (SSPA) は、従来電力増幅器として用いられてきた TWTA に代わり広く利用されるようになってきている。これはキーデバイスである高出力マイクロ波 GaAs FET の性能向上に負うところが大きい⁽⁶⁾、SSPA の特長である小型軽量・高信頼性・線形性といった要素が現在の通信衛星のニーズに合致していることによる。図 7 に当社の SSPA の実績を示す。周波数帯では L バンドから Ka バンドまで、出力電力では数 W クラスから数十 W クラスまで種々の組合せによる開発若しくは搭載実績がある。特に、C バンドは現在衛星通信用として最もポピュラーな周波数帯であり、国内国外を問わず主要通信衛星ではほとんど TWTA から SSPA に置き換えられている。当社の C バンド SSPA は、INSAT-2, TELECOM-2, ETS-VI, INTELSAT-VII 号衛星などに採用されている⁽⁷⁾。

図 8 に INTELSAT-VII 用 C バンド 16 W SSPA の外観を、表 2 に主要性能を示す。最終出力段に宇宙用として新たに開

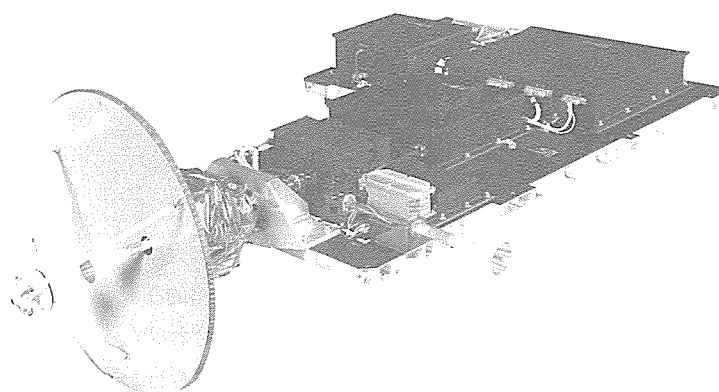


図 6. MOS-1 搭載マイクロ波放射計の外観

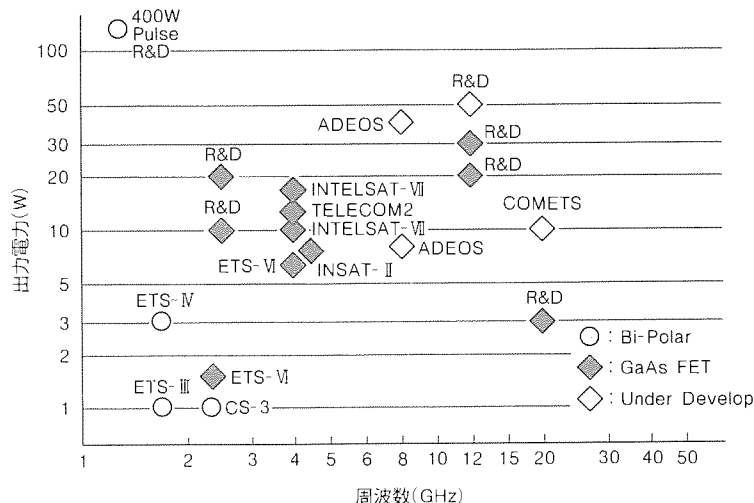


図 7. 当社製 SSPA の実績

発した高出力マイクロ波 GaAs FET を採用することにより、従来の SSPA に比べて大幅な小型化が可能となり、同等の出力電力の SSPA と比較して体積比で約 2/3 となっている。なお、上記のマイクロ波 GaAs FET はチャネル温度 225℃ で 8,000 時間以上の動作寿命試験を実施しており、これは搭載用 SSPA の実使用温度に換算すると 100 年以上に相当す

るものであり、TWTA の寿命とされる 10 年と比較してはるかに長寿命といえる。

3.4 変復調器

将来のより一層の大容量化、高能率衛星中継を達成するため衛星内における再生中継／ベースバンド交換の研究が KDD, INTELSAT を始めとする各研究機関にて検討されているが⁽⁸⁾、このような衛星内でのベースバンド信号処理を実現するには搭載用変復調器は不可欠の機器である。図 9 は INTELSAT の指導を受けて開発した搭載用変復調器開発モデルの外観である。搭載用として要求される小型・軽量・低消費電力化に加え、120 Mbps TDMA (時分割多重) 方式でバースト動作が可能となるよう復調器の搬送波再生方式は四通倍回路を採用している。また、現行の INTELSAT 衛星 C バンド中継器に適合できるように入出力周波数は 4 GHz 帯である。さらに、誤り率特性を改善するため変調器側にはアパーチャ等化器付きルート 40% ロールオフ特性を持ったフィルタを、復調器側にはルート 40% ロールオフ特性を持ったフィルタを用いたナイキスト特性のフィルタ構成を採用している⁽⁹⁾。主要性能を表 3 に示す。

3.5 衛星内信号処理装置

前述のとおり衛星内ベースバンド信号処理は速度変換やフォーマット変換等の一連の信号処理が可能となり、融通性の高い回線制御が期待できる。

将来、複数の静止衛星と多数の地球局によって構成される

デジタル通信網が地球的な規模で実現されるとの想定の下で、KDD の指導を受けて、衛星内信号処理装置の試作を実施した⁽¹⁰⁾。図 10 に試作モデルの機能ブロックを示す。この試作モデルでは、1 台のマルチビーム型通信衛星は 7 ビーム各々に再生中継器を持ち、そのうち 6 ビームは地球局向けの通信に、1 ビームは衛星間通信に使用されると想定した。したがって、ベースバンドスイッチ マトリクス (BSM) は 7×7 のサイズである。BSM を制御する DCU (制御信号分配制御回路) は INTELSAT-VI 号衛星におけるマイクロ波スイッチマトリクスを制御する DCU と同等の機能である。この衛星内信号処理により、地球局 6 ビーム及び衛星間通信 1 ビームの合計 7 ビームについて 120 Mbps のデータストリームが形成されている。

この試作は電気モデルということで、搭載用として要求される小型・軽量・低消費電力化は今後の課題となっている。実現化に向けては GaAs ゲートアレーの実用化などが要求される。

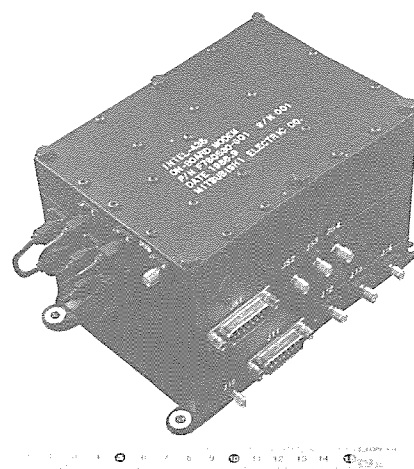


図 9. 搭載用変復調器開発モデルの外観

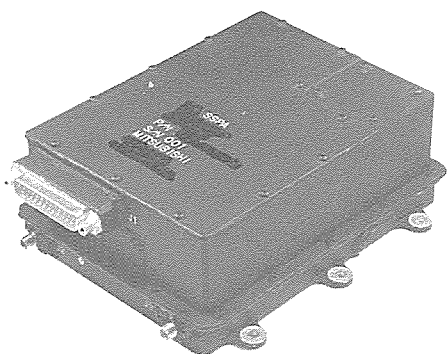


図 8. INTELSAT-VI C バンド 16W SSPA の外観

表 2. INTELSAT-VI C バンド 16W SSPA の主要性能

項 目	主 要 性 能
周波数帯	3.7~4.2GHz
帯 域 幅	240MHz
出力電力	16W 以上
帯域内振幅偏差	0.3dBp-p/80MHz 以下
入力電源電圧範囲	+26.5~+42.5V DC
消費電力	50.0W 以下
効 率	30% 以上
質 量	1.29kg
寸 法	130×180×62 (mm)

表 3. 搭載用変復調器開発モデルの主要性能

項 目	主 要 性 能
復 調 器	
入力周波数	3,950MHz
入力電力	0 ~ -15dBm
データレート	120Mbps (QPSK 信号)
誤 り 率	$E_b/N_0 = 6.5\text{dB}$ にて 5×10^{-3} 以下 $E_b/N_0 = 10.0\text{dB}$ にて 1×10^{-4} 以下 $E_b/N_0 = 12.9\text{dB}$ にて 1×10^{-6} 以下 $E_b/N_0 = 14.0\text{dB}$ にて 1×10^{-7} 以下
変 調 器	
搬 送 波	3,950MHz
出力電力	0 dBm \pm 0.2dB
出力信号位相	0°, 90°, 180°, -90°
変復調器総合	
消費電力	2.94W 以下
質 量	1.6kg 以下
寸 法	140×100×98 (mm)

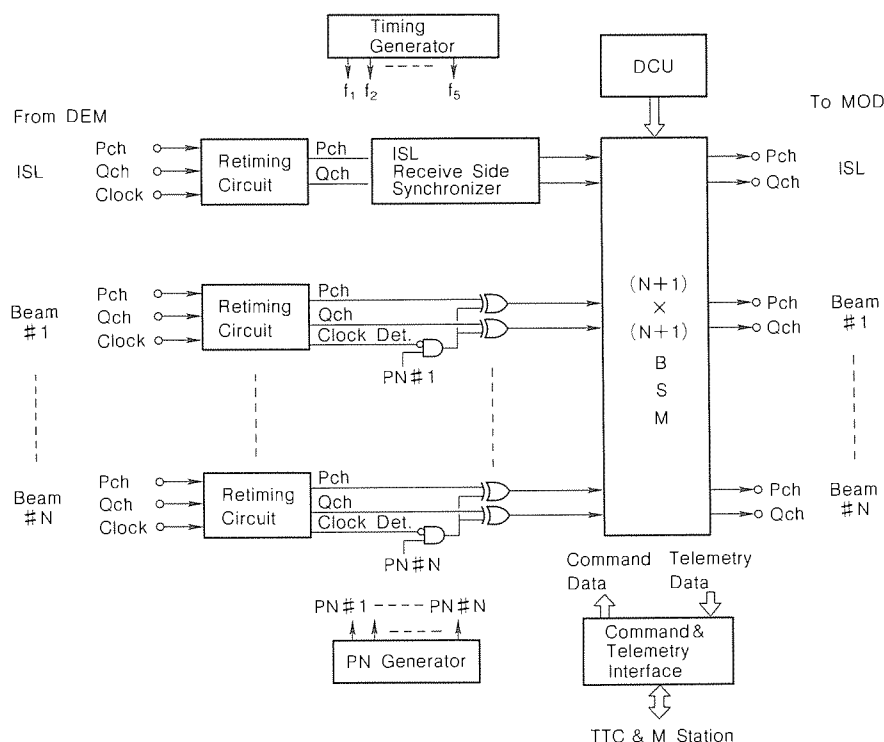


図10. 衛星内信号処理装置機能のブロック図⁽⁸⁾

4. む す び

衛星搭載用通信機器技術の将来動向と当社の技術について紹介した。現在実用化されている搭載用通信機器はほとんどMIC回路を使用した機器であり、要求される信頼度を満足しながら小型軽量化を目指すことが開発の焦点となっている。しかし、今後の半導体の進歩に伴い、MMIC化やゲートアレー化がますます増加し、高性能化・小型軽量化・高効率化が更に進むものと考えられる。また、宇宙空間での交換機能まで兼ね備えた大規模な通信衛星である静止プラットフォームも計画されており、今後この分野は一層発展していくものと思われる。

参 考 文 献

- (1) Edridge, M., Betaharon, K. : Feature of the INTEL SAT-VII Repeater, AIAA-90-0790-CP, 111~119 (1990)
- (2) Alcatel Espace : SPOT Earth Observation Satellite, Alcatel Espace (1988)
- (3) 上小倉明宏, 長瀬勝照, 風神 裕, 今谷敏夫: 衛星搭載用高信頼化気密増幅器, 信学会技報, R88-10, 23~29 (1988)
- (4) 荒木克彦, 田中將義, 小野 隆: ETS-V搭載固定通信用中継器の構成と特性, NTT R&D, 40, No. 3, 313~322 (1989)
- (5) 石沢禎弘, 今谷敏夫: 海洋観測衛星1号搭載用マイクロ波放射計, 三菱電機技報, 57, No. 5, 53~58 (1983)
- (6) Sakamoto, S., Sonoda, T., Ikeda, Y. : High Power and High Efficiency GaAs FETs in C-band, 19th European Microwave Conference, 225~230 (1989)
- (7) Morita, N., Ono, T., Hirose, H., Kazekami, Y., Imatani, T. : C-Band Solid State Power Amplifier, AIAA-90-0869-CP, 753~758 (1990)
- (8) 小林英雄, 佐藤軍吉: 衛星搭載用バーストモード120 Mbit/s CQPSK モデムの開発, 信学会技報, SAT87-12, 7~14 (1987)
- (9) Ishizu, T., Sawada, H., Kazekami, Y. : On-Board Modem for Regenerative Satellite, GLOBECOM '87, 918~923 (1987)
- (10) Shinonaga, H., Satoh, G. : On-Board Baseband Processor for Regenerative SS/TDMA System Operating with Digital Intersatellite Links, GLOBECOM '87, 930~936 (1987)

宇宙ロボット及びランデブドocking技術

河内正夫*
吉田憲正*
井上正夫**

1. ま え が き

宇宙空間に対する利用技術の目は、これまでの人工衛星の位置(高さ)を利用したものから、その場所(空間)を利用した物質、又はエネルギーを取り扱う分野へと拡大しつつある。特に、宇宙を生産の場として活用する産業基盤の確立のためには宇宙インフラストラクチャと呼ばれる総合的なシステムの構築が必要であり、宇宙ステーション、宇宙プラットホームといった恒久的な宇宙におけるベース及びそれを構築・維持・支援するための手段が必要となる。米・欧・日・加共同の国際宇宙ステーション(ISS)計画はその代表例であり、手段としてのスペースシャトル(STS)の存在があって初めてその実現を可能なものとしている。

STSはその再利用性、有人システムといった特徴とともに、その軌道上機能において従来の人工衛星とは異なる二つの顕著な特徴を持っている。その一つはカナダアームと呼ばれる宇宙マニピュレータの装備であり、他の一つは宇宙空間を自在に動き、目標に対して接近、結合することを可能とするランデブドocking(RVD)機能である。ISSの構築・維持・支援のためには極限環境で人間に代わって作業を行う宇宙ロボットの技術と、広大な宇宙空間の中でそこに到達するためのRVD技術が必要不可欠である。

我が国でも今後の宇宙開発の基盤技術としての必要性の認識のもとに、RVD技術については1970年代の後半から、また宇宙ロボット技術については1980年代の半ばから研究・開発が開始されている。当社は我が国における研究開発の初期から、科学技術庁航空宇宙技術研究所(NAL)及び宇宙開発事業団(NASDA)の指導の下にRVD技術の、また通商産業省電子技術総合研究所(ETL)及び文部省宇宙科学研究所(ISAS)の指導の下に宇宙ロボット技術の研究開発を開始した。その後、ISS日本モジュール(JEM)へのSTSの代替補給手段として日本独自の無人宇宙往還機HOPE(H-II Orbiting Plane)を開発する構想がNASDAで浮上するに至って、これらの技術に対する必要性は現実味を帯びたものとなってきた。さらに、HOPE及びJEMに先立って、RVD及び宇宙ロボット技術の軌道上実験を試験衛星を用いて実施するという計画の検討が、1990年度NASDA内で開始されている。

本稿では、これら宇宙ロボット技術及びRVD技術の概要と技術的課題、NAL、NASDA、ISAS、ETL等の指導によ

って実施してきた研究・研究開発成果、及び並行して取り組んできた社内開発の成果を紹介する。

2. 宇宙ロボット技術

2.1 概 要

初めに、宇宙ロボットとは何を指すかは多少議論のあるところである。広い意味でロボットを自動機械ととらえれば、人工衛星や惑星探査機はすべて宇宙ロボットの範ちゅうに入る。しかし、通常宇宙ロボットと言うときには、いわゆるロボットアーム(マニピュレータという)を持ち、オペレータの指示どおりに対象物(ペイロード)の把持・運搬・収納等のハンドリングを行うタイプのものを指す。

現在までのところ宇宙工場は実現されていないので、地上で最も一般的なロボットであるFAロボットは宇宙では存在しない。オペレータがマスターアーム又はジョイスティックを操作してスレーブアームを動かし、ペイロードのハンドリングを行う、いわゆるマスタスレーブ型マニピュレータが現在のところ唯一宇宙で使用されているロボットである。

宇宙ロボットを最初に実用化したのは米国とカナダである。現在STSに標準装備されているRMS(Remote Manipulator System)がそれである。また、同タイプのマニピュレータシステムが国際宇宙ステーション(ISS)及び欧州で開発中の有人シャトルHERMES用に米・加、日本及び欧州によって開発中である。これに対し、我が国が今後独自の宇宙空間利用計画を展開するに当たっては、軌道上サービスの実施、宇宙での理工学実験又は宇宙プラットホームの構築等に新しいタイプの宇宙ロボットを必要とする。NASDAでは、従来のタイプを第一世代、新しいタイプを第二世代の宇宙ロボットと名付けている。以下では、各種宇宙ロボットの特徴と技術的課題、及び当社における第二世代以降の宇宙ロボットの研究開発状況を概説する。

2.2 将来宇宙機のロボット技術とその課題

RMSに代表される第一世代の宇宙ロボットは、有人機上で乗組員によって直接遠隔操作されることを特徴としている。そして、大まかな作業を行う大型のものはユニラテラルマスタスレーブ方式を、また細かい作業を必要とする小型のものは、オペレータにスレーブアーム手先の力覚がフィードバックされるバイラテラルマスタスレーブ方式が採用されている。

これに対し、地上から遠隔操作される第二世代の宇宙ロボ

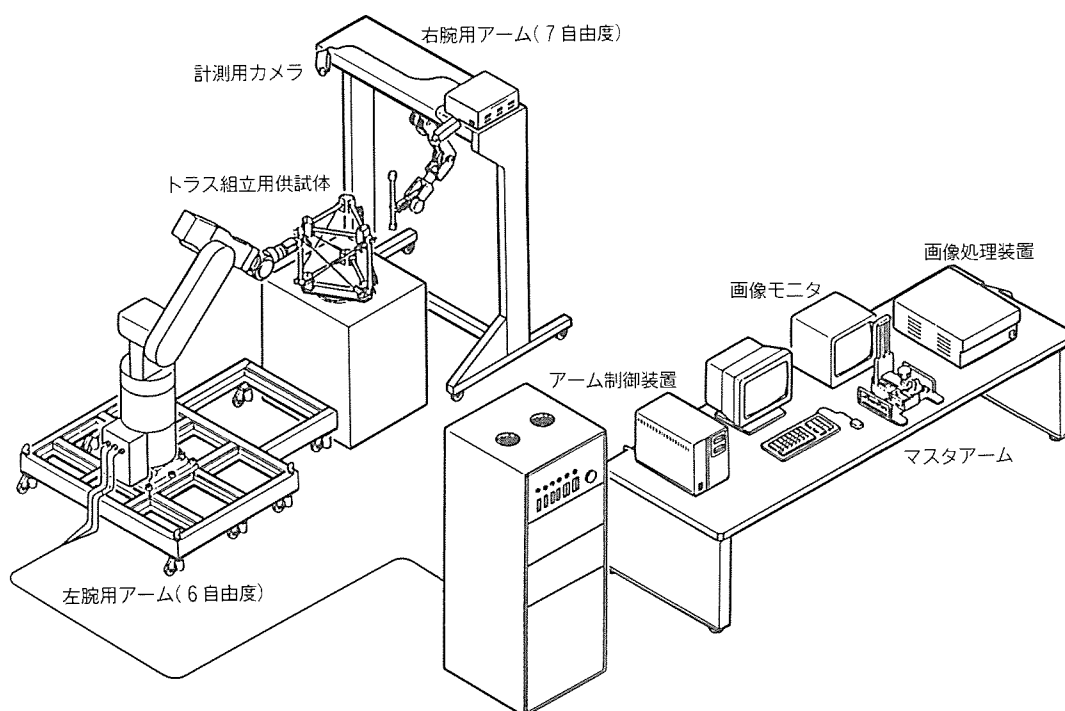


図2. 宇宙ロボット実験設備

究から出発している。これについては次節に詳しく述べる。

2.4 衛星自動回収実験 (ASREX)

故障した人工衛星を自動的に回収する作業は、宇宙ロボットの最も基本的な作業の一つと考えられる。ASREX (Automatic Satellite Retrieval Experiment) は1987年から継続されている文部省宇宙科学研究所 (ISAS) との共同研究で、このような宇宙ロボットの基礎技術を開発することを目的として検討されたもので、SFUの第二フライトによる実現を仮定して研究が続けられた (図3参照)。

ASREXの技術課題として、第一に対象衛星の運動状態を視覚装置を使って自動的に認識する技術、第二にマニピュレータの反動力によって生ずるロボット本体の運動の変化を考慮した手先の位置決め制御技術が挙げられる。運動認識のためにはレーザレーダとコーナークューブ リフレクタを用いた視覚装置と認識アルゴリズムを開発し、また無重力状態でのマニピュレータの制御を研究するために、数学モデルに基づいた実時間演算とサーボ装置とを組み合わせたモーション シミュレータを開発した (図4参照)。

このモーション シミュレータではマニピュレータの反動力で生ずる相対運動は運動量保存の原理に基づいて計算され、その結果がサーボ装置によってリアルタイムに実現される。このシミュレータを用いることによって、視覚装置やマニピュレータ制御則などの無重力状態での性能を定量的に評価することが可能になった。また、もう少し遠方からの視覚装置による追従・接近とマニピュレータによる捕そく (捉) を試験するための宇宙ロボティクス シミュレータを製作し、1989年度 ISAS に設置している。

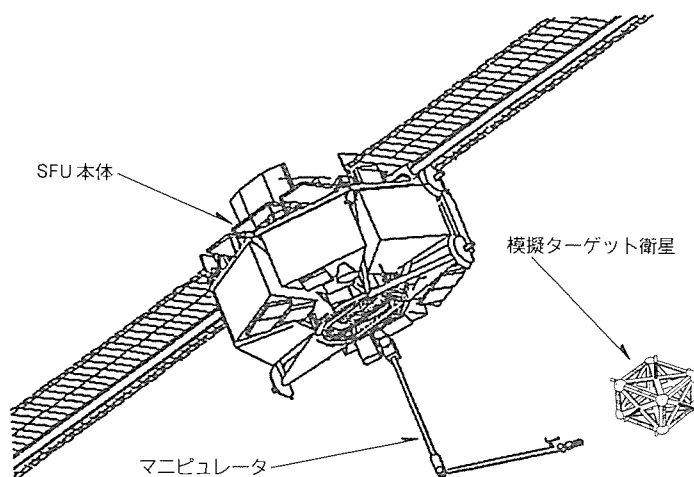


図3. ASREXの概念

3. ランデブドッキング技術

3.1 概要

ランデブドッキング (RVD) 技術は、軌道上の衛星又は宇宙機 (ターゲットという) に対し、地上又は待機軌道上から宇宙機 (チェイサという) を発進させ、ターゲットに接近させ結合する技術全体を総称したものである。この内チェイサがターゲット近傍に接近するまでのプロセスをランデブ、結合するプロセスをドッキングと呼ぶ。また、ドッキング後チェイサを半永久的にターゲットとの結合状態におく場合を除き、ミッション終了後チェイサをターゲットから分離 (アンドッキング) した後、自力で離脱させ、地上又は軌道上の所定位置に帰還させるか、廃棄すなわち大気圏内に突入させて

燃やす。このような分離・離脱・帰還(又は廃棄)のプロセスも通常、一連のRVDのプロセスに含める。

このように、RVDは非常に広範な作業を含んだ一種の複合技術又はシステム技術である。具体的には、航法・誘導・制御技術、飛行管理技術、運用管制技術、遠隔操縦技術、機器技術、通信技術等がRVDシステムを構成する要素として含まれるが、それぞれの要素がまた広い技術のすそ(裾)野を持っている。

世界的に見ると、現在のところRVD技術を実用化しているのは米・ソ2国だけである。しかしながら、1章でも述べたとおりRVDは将来の宇宙活動を担う基盤技術の一つであり、現在、我が国及び欧州(特に仏・独)で鋭意研究・開発が進められている。図5にHOPEによるISSへのRVDの概念を示す。

3.2 SFUの航行誘導制御技術

SFU (Space Flyer Unit) は我が国初の再使用型の衛星であり、日本のH-IIロケットによって打ち上げられた後、アメリカ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はまた、高度約500kmの運用軌道から回収のために約300kmの高度に打ち上げられてくるSTSとランデブするための航法誘導制御機能を備えているという意味でも我が国初の衛星である。ランデブ条件は、STSの打上げ時点で決定されるコントロールボックス(CB)と呼ばれる空間へ指定された時刻に到達することであり、STSのマニピュレータによる捕獲のための相対接近はSTS側から目視によって実行される。すなわち、SFUはRVD機能の内、任意軌道から数km~数十kmの相対距離に至る遠距離域でのランデブを我が国で初めて試みるものである。SFUの運用シーケンスの構想を図6に示す。

SFUの航法誘導の特徴は、搭載したGPS(Global Positioning System)受信機、IMU(Inertial Measurement Unit)及び搭載計算機によってGPS-INSと

呼ばれる航法系を構成し、STSとのランデブを自律的に行わせようとする点にある。SFUの航法誘導系の機能ブロック図を図7に示す。

当社は、SFUのシステム取りまとめとともに、航法誘導制御系の開発を担当し、社内開発によるゲートアレー版宇宙用フォールトトレラント演算チップを用いた搭載計算機の開発を含めて、1994年初頭の打上げ予定に向け現在プロトタイプモデルの設計・製作を進めている。

3.3 将来宇宙機のRVD技術とその課題

SFUで実現される航法・誘導・制御技術は、今後の宇宙機のRVD技術に確実につながるものであるといえる。しかし、宇宙機によるRVDを実現するためには、さらに多くの技術の開発が必要である。とりわけ、①安全性設計、②近

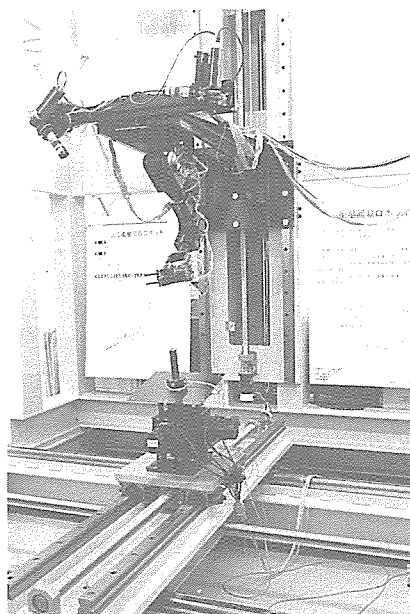


図4. 宇宙ロボット用モーションシミュレータ

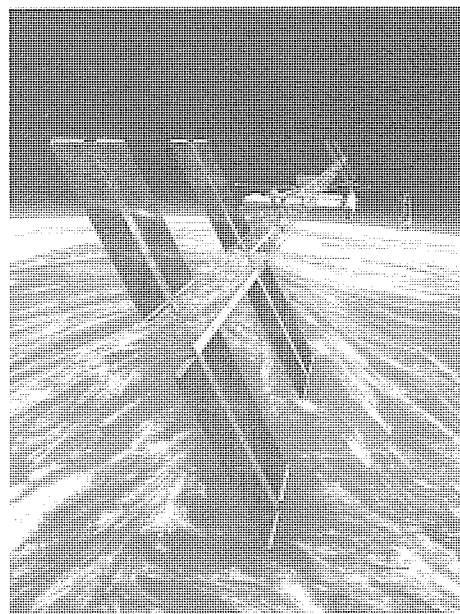


図5. HOPEのISSへのRVD概念

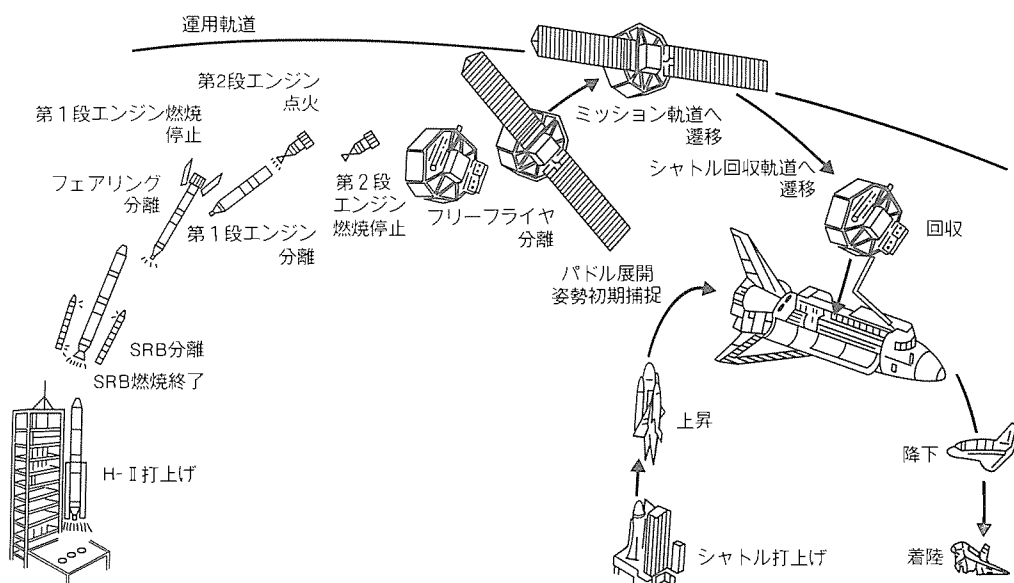


図6. SFUの運用シーケンス構想

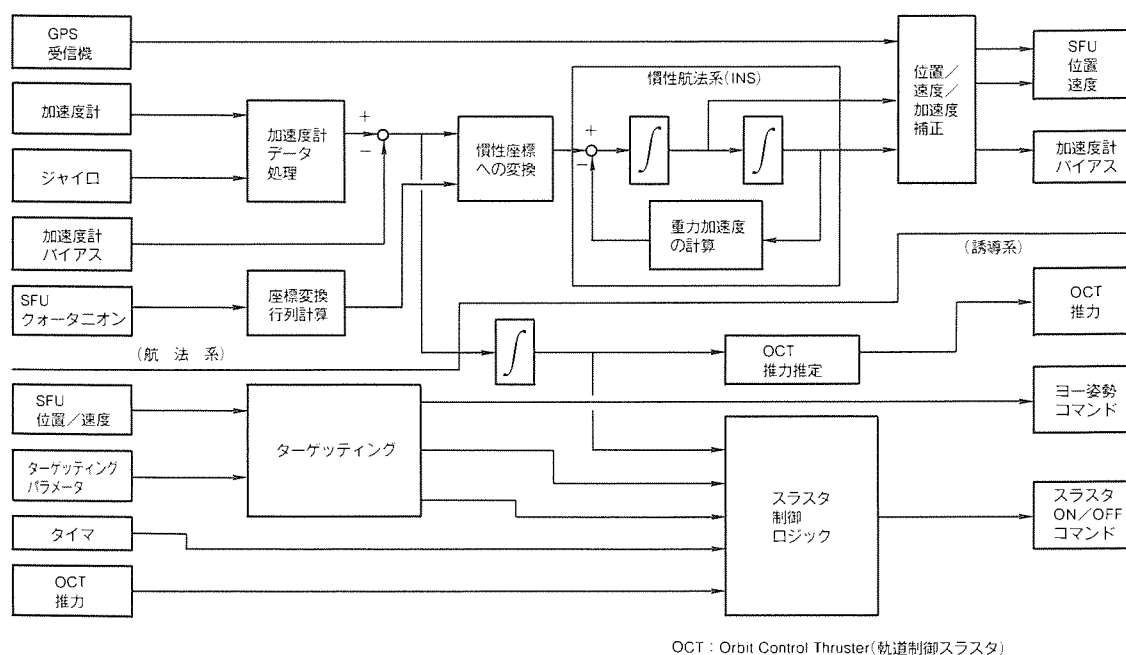


図7. SFUの航法誘導系機能ブロック図

傍域運用, ③飛行管理・運用管制, 等がポイントになる。

すなわち, SFUは空間上のある位置(CB)に自律的に移動することを要求されており, これは仮想ターゲットに対する一種のランデブであるとみなすことができる。しかし, CBには現実にはターゲット宇宙機がいるわけではなく, 現実のターゲット宇宙機にランデブするためには, まず第1に衝突の危険性を回避することが重要である。このため, 接近の方法をはじめ機器の誤動作やソフトウェアのエラー対策を含む極めて厳重な安全性設計が必要になる。第2は近傍域運用機能である。すなわち, SFUはCBに到達した後は最小限の機能を残して一切の推進系を切ってじっと静止していることが要求されており, SFUの回収そのものは米国のSTSが実施する。しかし, ドッキングを行う宇宙機(チェイサ)は, ターゲット至近距離への接近, ドッキング軸合わせ, ドッキングのための再接近, 結合等の一連の複雑な動作を能動的に遂行できる機能を持たなければならない。第3の機能は飛行管理・運用管制機能である。すなわち, RVDシーケンスを通じて, 見かけの太陽の動きに伴うターゲットへの日照条件の時々刻々の変化をも考慮に入れた飛行計画の設定, チェイサ, ターゲット両宇宙機の監視, 予期せぬ不具合への素早い対処とその後の飛行計画の再設定等々である。

我が国が目指しているRVDは無人宇宙機による自動RVDである。これに対し, 従来の米国のRVDは基本的に有人宇宙機の手動RVDである(ソ連は有人/無人宇宙機に対し手動/自動いずれのRVDにも対応可能なようである)。また, ドッキング時の接近速度についても, 従来の米ソのドッキングでは $0.2 \sim 0.5 \text{ m/s}$ であったが, 我が国は1けた小さい $2 \sim 3 \text{ cm/s}$ の低衝撃ドッキングをねらっている。このように, 我が国で開発しようとしているRVDは米国技術

の後追いではない。このような新しいタイプのRVDシステムは現在米欧でも開発の途上にある。すなわち, 宇宙ロボット技術と同様, 新しいRVD技術の開発をめぐって日・米・欧が競合する状況になっている。

自動RVDであっても, クリティカルなフェーズではオペレータによる監視と緊急時等の指令が欠かせない。また, 複雑・高度な作業をさせる場合には, 人間が直接操縦できる方が望ましい。有人宇宙機であれば乗組員がその場で対応できるが, 我が国の場合, 地上のオペレータが軌道上の無人宇宙機を操作又は操縦することになる。低高度(地上から数百km)の宇宙機の地上局からの直接可視時間は10分程度しかないため, データ中継衛星や地上の通信回線を介した海外局経由でデータのやりとりを行う。しかし, 数秒単位の時間遅れを伴うこと, 通信データ量に制約があることなどから, 無人宇宙機の遠隔操縦は技術的に難易度が高く, 世界的にもいまだ実用化されていない。時間遅れと通信容量の制約の問題は, 2章に述べた宇宙ロボットの技術課題と同一であり, 類似技術の適用が可能である。さらに, 両者の研究の融合によって相乗効果も期待できる。

遠隔操縦・操作の技術は無人宇宙機の活動の場を大きく広げるものであり, 従来有人活動に頼っていた部分の無人宇宙機による代替の可能性を含むものといえよう。

3.4 社内開発

当社では, 我が国が世界で3番目の静止衛星打上げ国になった直後の昭和50年代初めに既にRVD技術の重要性に着目し, それ以来10年以上にわたって研究開発を積み重ねてきた。この間, NAL, NASDAの共同研究の支援, NASDAからの業務委託, ISASとの共同研究等を実施し, 各方面からの指導をいただくとともに, 並行して社内における研究開

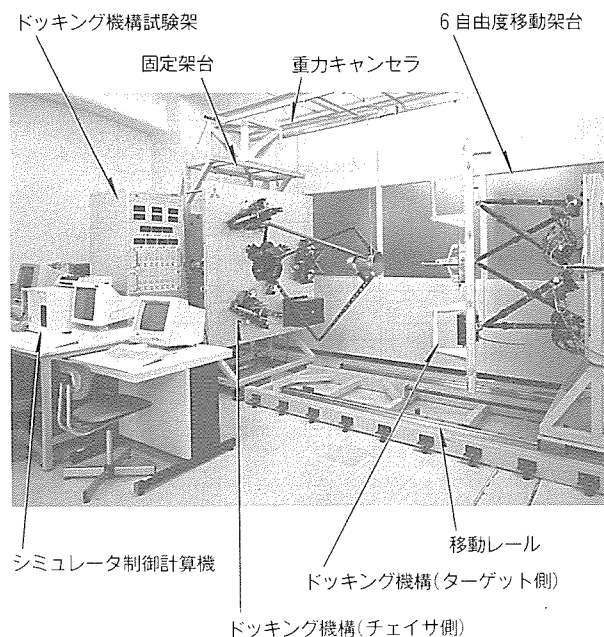


図8. ドッキング ダイナミクス シミュレータ

発を進めてきた。特に最近数年間はRVD技術に対し、重点的な社内開発を実施している。

例えば、航法・誘導・制御技術関連では、ランデブ軌道最適化プログラム、RVD環境シミュレータ、ドッキングダイナミクスソフトウェアシミュレータ等の設計・解析ツールの整備、GPS(全世界測位システム)及びディファレンシャルGPS航法地上実験の実施、ドッキングダイナミクスシミュレータ(DDS)(図8参照)の開発等を行ってきた。また、機器技術としては、将来宇宙機用フォールトトレラント搭載計算機の試作、ISASの指導によるレーザーラダ(遠距離系及び近距離系)の試作等を行っている。さらに、運用管制・遠隔操縦技術の分野では、将来宇宙機用遠隔操縦卓のコンセプト(図9参照)の研究を当社デザイン研究所を中心に進めている。これらの一連の社内開発の中でも特にドッキングダイナミクスシミュレータについては、同様の動作原理による装置が既に1台あるだけであり、社内開発品は制御帯域の点ではこれをしのぐ性能を持っているため、内外の注目を集めている。

一方、NASDAからの業務委託の最近の成果としては、国際宇宙ステーションへの物質の補給等を目的としたHOPE RVDシステムの研究、技術試験衛星等を利用した軌道上RVD実験及び実験系の概念検討、RVD機能シミュレーションプログラムの開発、ドッキング機構研究モデルの試作(図10参照)、CCDカメラの視覚情報処理に基づく近傍センサの検討と機能モデルの部分試作等を挙げることができる。

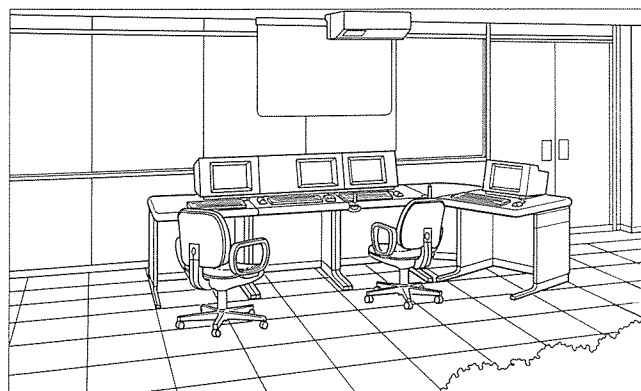


図9. 将来宇宙機用遠隔操縦卓のコンセプト

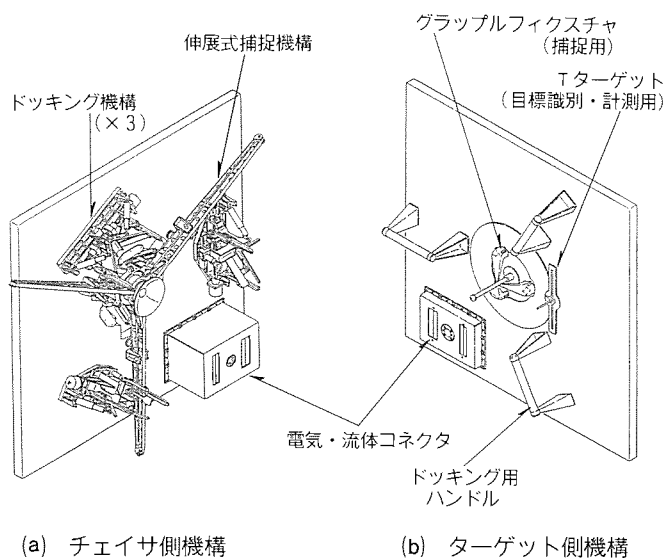


図10. ドッキング機構研究モデルの外観

4. む す び

1990年来、宇宙開発事業団等でRVD及びロボット実験を目的とした技術試験衛星の開発計画が浮上してきている。この計画によれば、平成8年度ごろにこの衛星を用いて我が国初のRVD及び宇宙ロボットの軌道上実験が実施されることになっている。この計画が実現し、実験に無事成功すれば、我が国として新しい宇宙時代を迎えるためのキー技術を手に入れることになる。当社としても、これまで培ってきた技術を基に全力を挙げて国のこの計画を支援するとともに、これに積極的に参画していきたいと考えている。

最後に、これまでRVD及び宇宙ロボット技術に対し、格別の御指導を賜った科学技術庁航空宇宙技術研究所、宇宙開発事業団、文部省宇宙科学研究所及び通商産業省電子技術総合研究所の関係各位に深謝する。

VSAT システム

野町芳夫* 瀬尾耕三*
石井克幸*
堂前光洋*

1. ま え が き

衛星元年と呼ばれた平成元年度、民間通信衛星の打上げによって衛星通信が本格的に実用化され普及してきた。衛星通信のもつ、同報性・広域性・広帯域性といった特長を最大限に生かしたアプリケーションである SNG (Satellite News Gathering)、イベント中継、都市型 CATV との接合による番組供給事業等で大きく発展した衛星通信は、さらに高度情報化社会に寄与することが期待されている。なかでも VSAT (Very Small Aperture Terminal) と呼ばれる超小型地球局を用いた衛星通信システムは、企業内情報通信ネットワーク構築の中心となるシステムであり、映像・音声・データなど多様なメディアに対応した情報通信システムとして更に発展が期待されている。

本稿では、当社が開発・製品化した VSAT システムに関し、教育研修ネットワーク及びパケット データネットワークにおける応用例を中心にシステム構成、回線制御、構成機器の概要について述べる。

2. VSAT システムの概要

2.1 VSAT とは

VSAT は文字どおり超小型アンテナをもつ地球局であり、広義ではシステムとして

(1) 片方向同報通信型

親局から複数の受信専用小型局に、TV (映像・音声) データを同報配信するタイプ。

(2) 双方向 1 対向通信型

送受信機能をもつ小型局 2 局間で専用回線を設立するタイプ。

(3) 双方向 1 対 N, N 対 N

親局が回線制御を受け持ち、親局対複数の子局又は複数の子局間で双方向通信を実現するタイプ。

の 3 タイプに大別される。通常、狭義で VSAT と呼ばれるのは第 3 のタイプであり、さらに電波法に定める特定無線設備としての VSAT は定められた技術条件を満たすことが必要である。表 1 は電波法に定める VSAT 地球局の技術基準である。

2.2 VSAT システム

VSAT システムは HUB 局と呼ばれる大型親局と複数の VSAT 地球局によって構成される。HUB 局はシステム全体の監視制御、ネットワーク回線制御の役割をもち、コンピュータネットワークの場合には HUB 局側に中央のホストコンピュータが接続され、また教育研修ネットワークを構築する場合には HUB 局側に中央のスタジオ/教室が設置されることになる。図 1 に VSAT システムによるネットワーク構成を示す。

以下、教育研修ネットワーク及びパケット データ ネットワークの具体例について VSAT システムの構成概要を述べる。

3. VSAT 教育研修ネットワーク

3.1 特 長

VSAT を用いた教育研修ネットワークは、社内教育・学習塾・文化教室等へと適用領域が広がっている。このネットワークは、一つの HUB 局 (親局) と多数の VSAT 局 (子局) で構成されており、HUB 局と VSAT 局との回線は、双方向

表 1. 日本における VSAT 地球局の無線設備の条件

- | | |
|------|---|
| (1) | 送信の制御を行う他の地球局 (制御地球局、ハブ局) と通信系を構成する。 |
| (2) | 空中線 直径又は長径が 2.4 m 以下 |
| (3) | 周波数帯 送信 14.0 を超え 14.4 GHz 以下
受信 12.5 を超え 12.75 GHz 以下
(送受信周波数帯が衛星専門であること。) |
| (4) | きょう体は容易に開けることができないこと。 |
| (5) | 変調方式、周波数変調又は位相変調 |
| (6) | 空中線の交差偏波識別度 27 dB 以上 |
| (7) | 軸外ふく (輻) 射電力
$33 - 25 \log \theta$ dBW / 40 kHz ($2.5^\circ \leq \theta < 7^\circ$)
-12 dBW / 40 kHz ($7^\circ \leq \theta < 9.2^\circ$)
$36 - 25 \log \theta$ dBW / 40 kHz ($9.2^\circ \leq \theta < 48^\circ$)
-6 dBW / 40 kHz ($48^\circ \leq \theta \leq 180^\circ$)
θ : 主輻射の方向からの離角 ($^\circ$) |
| (8) | 給電線を有しないこと。 |
| (9) | 送信装置の発振回路に故障が生じた場合、自動的に電波の発射を停止する機能を有すること。 |
| (10) | 人工衛星局の中継により、制御地球局が送信する制御信号を受信した場合に限り、送信を開始できる機能を有すること。
技術基準適合証明の対象となる VSAT 地球局
上記(1)~(10)のほか、下記 2 条件が追加される。 |
| (11) | 空中線電力 4 W 以下 |
| (12) | 信号伝送速度 2,100 kbps 以下 |

衛星回線を使用するもの及びアウトバウンド (HUB 局から VSAT 局への信号) 波は衛星回線, インバウンド波は地上公衆回線, またアウトバウンド (VSAT 局から HUB 局への回線) のみ単方向回線とされている。今回, 当社が構築した教育研修ネットワークは次のような機能を持っている。

- 動画 (NTSC 方式) 同報 (HUB から VSAT 向け)

- 準動画収集 (VSAT から HUB 向け)
- 音声の双方向回線
- データ分配収集

3.2 ネットワーク構成

このネットワークは, 講師及びインストラクタ (質問回答者) が控えている HUB 局 (スタジオ) と全国に設置される VSAT 局 (教室) によって構成され, ネットワークは TV (N

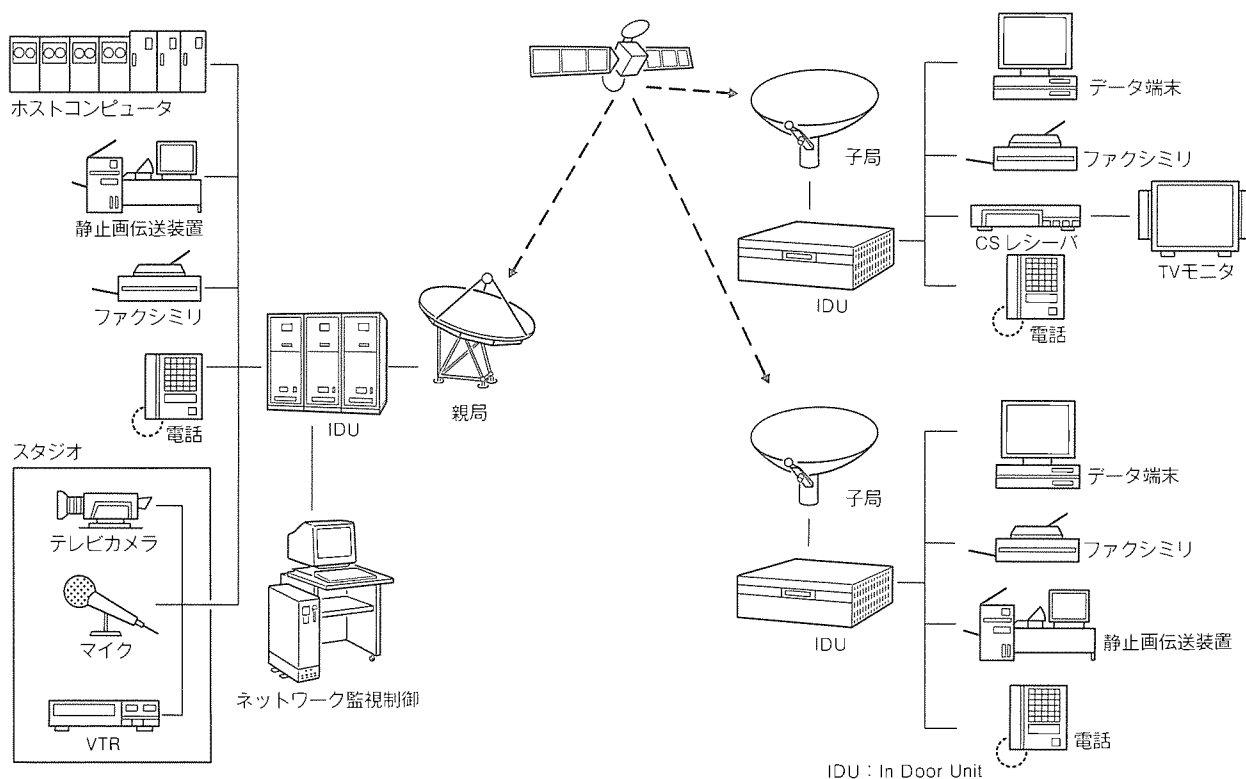


図1. VSATシステムによるネットワーク構成

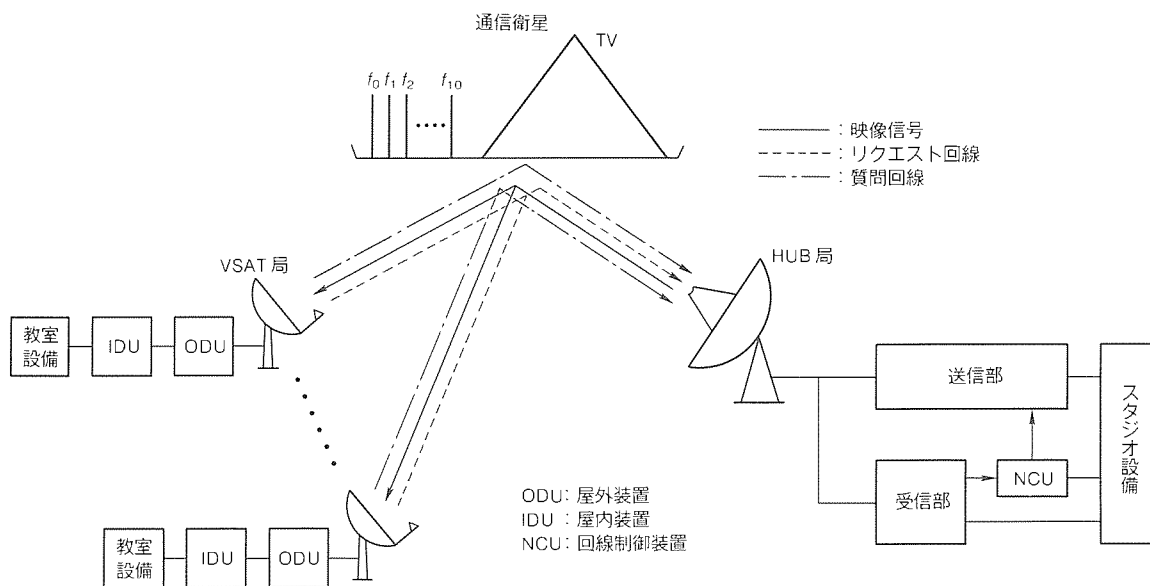


図2. ネットワークの概念

TSC) の 1 波のアウトバウンド波と TDMA 波 1 波及び 10 波の SCPC 波のインバウンド波から構成されている。

図 2 にネットワーク概念及び表 2 に VSAT 教育研修ネットワークの主要性能を示す。回線構成は、機能別に以下のとおりである。

(1) TV キャリア (TV)

HUB 局から送信される同報信号で、講師の動画のほか音声 12 チャンネル (講師・代表質問者・インストラクタの音声多重) 及び VSAT 局制御データを BS サブキャリア (A モード) 方式の独立データ部に多重して伝送する。

(2) リクエスト回線 (f_0)

128 kbps の TDMA 波を用いており、VSAT 局から質問及び回線割当てを要求する場合に使用する。また、HUB 局の制御信号により、当該局に割り当てられたスロットに送信する。

(3) 質問回線 (通話路: $f_1 \sim f_{10}$)

VSAT 局からの質問/準動画の伝送に用いられ、SCPC 128 kbps の連続モードの回線である。送信周波数はデマンドアサインメントにより、また送信オン/オフは HUB 局からの制御によって自動的に設定される。

3.3 ネットワーク運用

このシステムは、以下の方法で運用される。

(1) 講義中は、HUB 局から BS 方式の TV 1 波を VSAT 局に同報送信する。

(2) VSAT 局から HUB 局へのアクセスは以下のように行われる。

(a) 質問受付が開始されると、TDMA 波にて各局から質問要求 (発呼) 信号を送出する。

(b) 同時 10 局まで回線が割り当てられ、質問者の音声及び準動画を連続モードで送出し、講師又は各インストラクタとの間で質疑応答が行われる。

以上のシーケンスを表 3 に示す。

3.4 回線制御方式

動画同報・音声の双方向回線及び準動画収集・データ分配収集回線として、HUB 局から VSAT 局へ又は VSAT 局から HUB 局への回線は衛星回線を使用する。アウトバウンド波は連続的に送出され、VSAT 局の制御信号は、独立データ部に多重化される。インバウンド波は、バースト波 1 波と SCPC 10 波の連続モードから構成されている。バースト波は、HUB 局からの独立データ部の制御信号により、当該 VSAT 局に割り当てられた固定スロットに波を送出するプリアサインメント TDMA 方式である。SCPC 波は、VSAT 局の発呼

要求に応じて HUB 局の送信許可信号 (独立データ部に多重) により、連続モードで回線が構成される。回線の割当ては、HUB 局に設置された回線制御装置から独立データ部に割当信号を多重化し、該当 VSAT 局に通知することによって回線割当てを行うデマンドアサインメント方式を採っている。また、質問が終了又は打ち切りの場合には、バースト波に復帰する。VSAT 局の準動画・音声又はデータ用デジタル変調器は、バーストモード及び連続モードとして共用される。

4. VSAT パケット データネットワーク

4.1 特 長

VSAT を用いた衛星パケットネットワークは、比較的小容量のデータ分配収集に適しており、一つの親局と多数の子局から構成される、いわゆるスター型ネットワークを構成している。当社の VSAT パケット データネットワークは、このようなネットワークの構成と衛星通信のもつ同報性、広域性を生かし、次のような機能を持っている。

- ・データ分配収集
- ・FAX 同報
- ・音声回線

4.2 ネットワーク構成

図 3 及び表 4 にオプション機能を含むネットワークの構成及び主要性能を示す。以下に各機能ごとに動作概要を示す。

(1) データ分配収集

子局に接続されたユーザー端末と、親局に接続されたホストコンピュータとの間のデータ通信及び親局 IDU 内のパケット交換機能により、子局に接続されたユーザー端末間のデータ通信も可能である。

(2) FAX 同報

表 2. VSAT 教育研修ネットワークの主要性能

項 目	性 能
1. ネットワークの収容可能子局数	100
2. 衛星回線	
2.1 アウトバウンド	
(1) 搬送波の数	1
(2) アクセス方式	FDM
(3) 変調方式	
(a) 映像	FM
(b) 音声	4 相 PSK (BSA モード 3 ch に 3.1 kHz 帯域幅の音声チャンネルを 12ch FDM)
(c) 制御信号	4 相 PSK (音声チャンネルにデジタル多重化)
2.2 インバウンド	
(1) 搬送波の数	11
(2) アクセス方式	DAMA 方式 10 波 固定割当 TDMA 1 波の組合せ
(3) 変調方式	4 相 PSK
(4) 情報速度	バーストモード: 128 kbps 連続モード: 64 k, 128 k, 256 kbps 可変

表 3. 質問時運用シーケンス

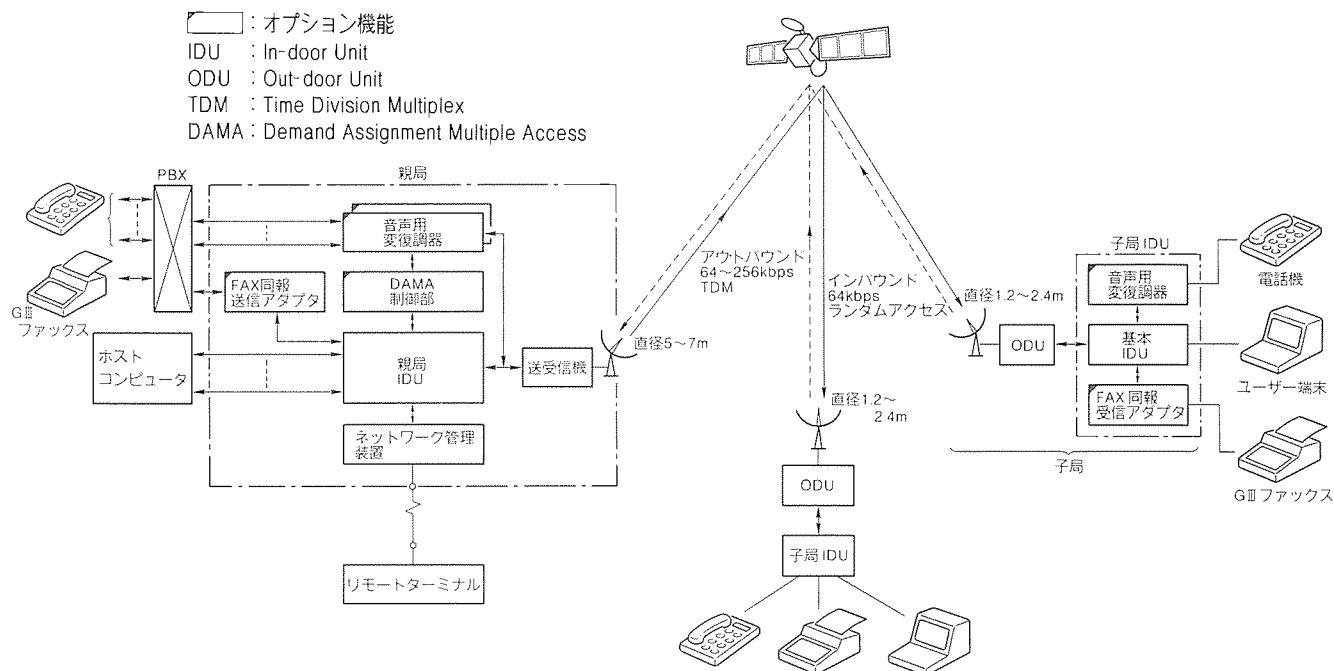


図 3. VSAT パケット データネットワークの構成

任意の地点から、指定された複数の子局に接続されたあて先に対して、ファクシミリの一斉同報が行える。依頼元から送出されたファクシミリ信号は、親局のFAX 同報送信アダプタに蓄積され、ここで衛星回線に適したデータに変換された後、上記(1)に使用される回線を共用して各子局に一斉送信される。子局では、自局あてのデータのみ取り出し、子局

のFAX 同報受信アダプタでもとのファクシミリ信号を復元する。これにより、市販のGⅢ機の使用を可能としている。

(3) 音声回線

親局及び子局にDAMA (Demand Assignment Multiple Access : 要求割当多元接続) 制御部及び音声用変復調器を増設することにより、ネットワーク内の任意の2局間で電話サ

ービスが利用できる。

(4) ネットワーク管理

親局に設置されるネットワーク管理装置により、ネットワーク内のトラフィックデータの収集、各子局の状態監視及び送信オン／オフ等の制御が行える。

4.3 回線制御方式

データ分配収集及びFAX 同報用として、親局から子局への衛星回線（アウトバウンド波）及び子局から親局への衛星回線（インバウンド波）を用いる。アウトバウンド波は連続的に送出され、その中にデータパケットが多重化される。インバウンド波は、基本的にはスロット付きアロハ方式を用いているが、ネットワークのトラフィック量により、再送パケットが増大した場合には、子局ごとに親局に対して送信スロットを自動的に予約し、他の子局から送信されるデータパケットとの衝突を回避している。さらに、ある子局と親局との間のデータ伝送量が定常的に多量に存在する場合は、特定のスロットを半固定的に割り当てる固定割当 TDMA 方式の併用も可能である。

音声回線を増設する場合は上記アウトバウンド波とインバウンド波とは独立に、1 双方向回線ごとに二つの衛星回線が割り当てられる。回線の設定方式としては、各子局からの発呼要求に応じて、親局に設置される DAMA 制御部が衛星回線を割り当て、これを当該子局に通知することによって回線設定を行う DAMA 方式を採用している。

発呼要求及び回線割当情報の伝送には、データ分配収集に使用されるアウトバウンド波とインバウンド波を共用している。

5. VSAT 構成機器概要

VSAT システムの構成は、その使用されるネットワークの目的に合致した最適構成とすることが必要である。以下に教育研修ネットワーク用とパケット データネットワーク用の例を示す。

各々のネットワークで VSAT システムを構成する地球局は、図 4 及び図 5 に示す機能系統で構成されている。VSAT システムの各地球局設備は、以下に示す機器で構成されている。

(1) HUB 局

HUB 局は、直径 4.5～7 m 級のアンテナ装置、HPA 装置、送信周波数変換装置、TV 又は PSK 変調装置、低雑音コンバータ装置、受信周波数変換装置、バースト及び SCPC 復

表 4. VSAT パケット データネットワークの主要性能

項 目	性 能
1. ネットワークの収容可能子局数	1,000
2. ユーザー端末インタフェース	
2.1 ユーザーポート数	親局：最大56ポート 子局：最大8ポート
2.2 ユーザープロトコル	X25, X28, SDLC, BSC
3. 衛星回線	
3.1 アウトバウンド	
(1) 搬送波の数	1
(2) アクセス方式	TDM
(3) 変調方式	4 相 PSK
(4) 情報速度	64～256 kbps
(5) データパケット長	最大128 バイト
3.2 インバウンド	
(1) 搬送波の数	最大14波まで(システムのトラフィック量によって決定)
(2) アクセス方式	スロット付きアロハ方式(予約方式併用) 固定割当 TDMA との組合せ可能
(3) 変調方式	4 相 PSK
(4) 情報速度	64 kbps
(5) データパケット長	最大128 バイト
4. オプション機能	
4.1 FAX同報	
(1) 同報グループ数	最大16まで登録可能
(2) 再送方式	不達同報先に対し、自動再送
(3) 適合FAX	GⅢタイプ
4.2 音声回線	
(1) 回線割当方式	DAMA
(2) 変調方式	4 相 PSK-SCPC
(3) 音声符号化方式	32 kbps ADPCM
(4) SCPC搬送波数	最大60波(30双方向回線)
(5) 地上側インタフェース	4 W SS/SR 又は 2 W

調装置並びに回線制御／ネットワーク管理装置等によって構成されている。

(2) VSAT 地球局

VSAT 地球局は、直径 90 cm～1.8 m のアンテナ装置、室外機器 (ODU)、室内機器 (IDU) 及び教室装置又はパケット多重化装置から構成されている。図 6～図 9 に VSAT 地球局用各装置の外観を示す。

6. 今後の展望

VSAT システムは、地上系通信網を利用するとばく大な構築費用を要する広域通信網を短期間に整備する場合等に効率的なシステムとして導入されてきている。

今後もこの傾向は変わらないが、小型高性能 VSAT とコンピュータ内蔵多機能データ端末を組み合わせた河川・道路等の監視制御システムや気象・火山データ収集システムへの適用が期待される。

さらに、デジタル画像技術の発達により、多地点 TV 会議や高品質静止画像として蓄積された資料の検索システム等 VSAT システムの利用分野は際限なく広がっていく。

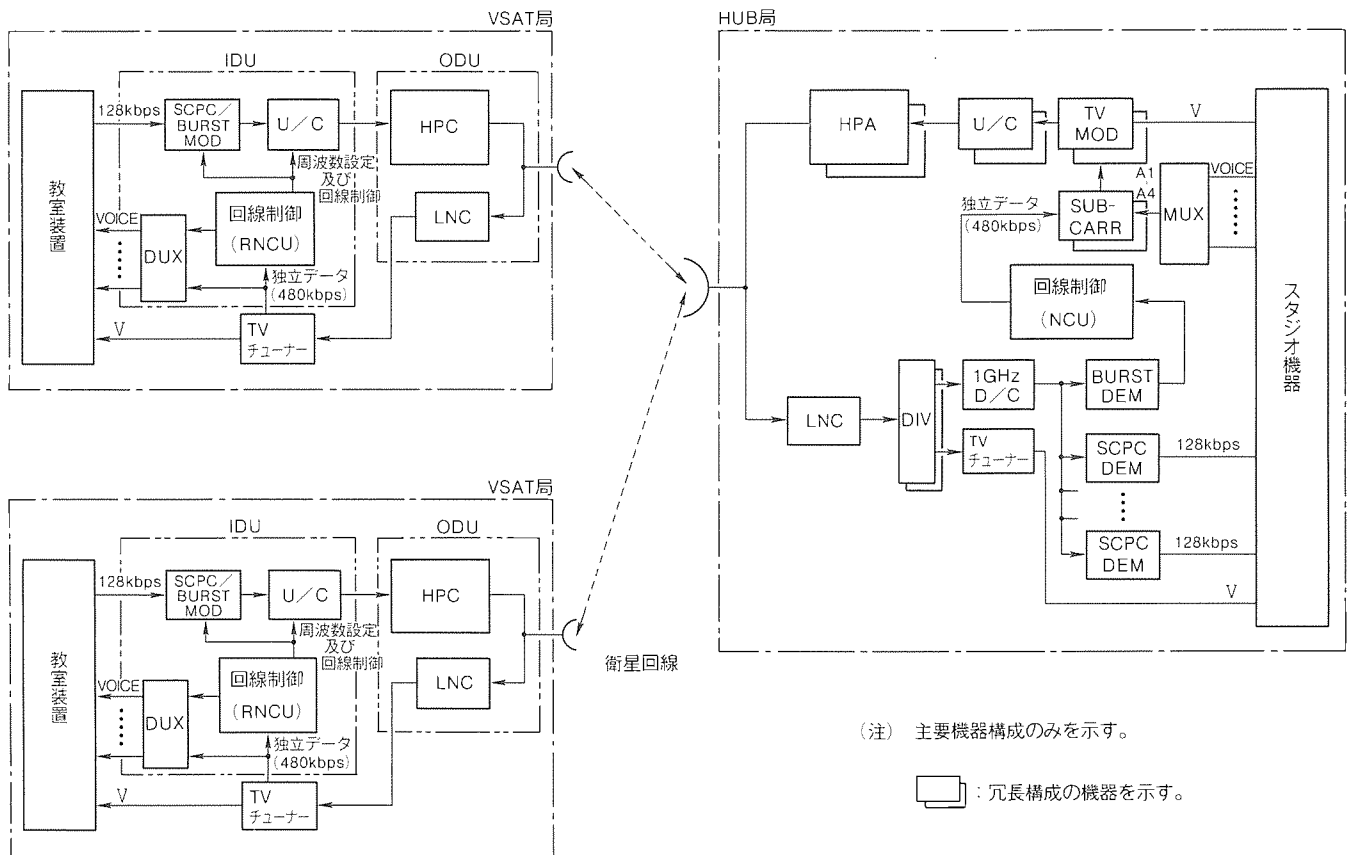


図4. VSAT 教育研修ネットワークの機能系統

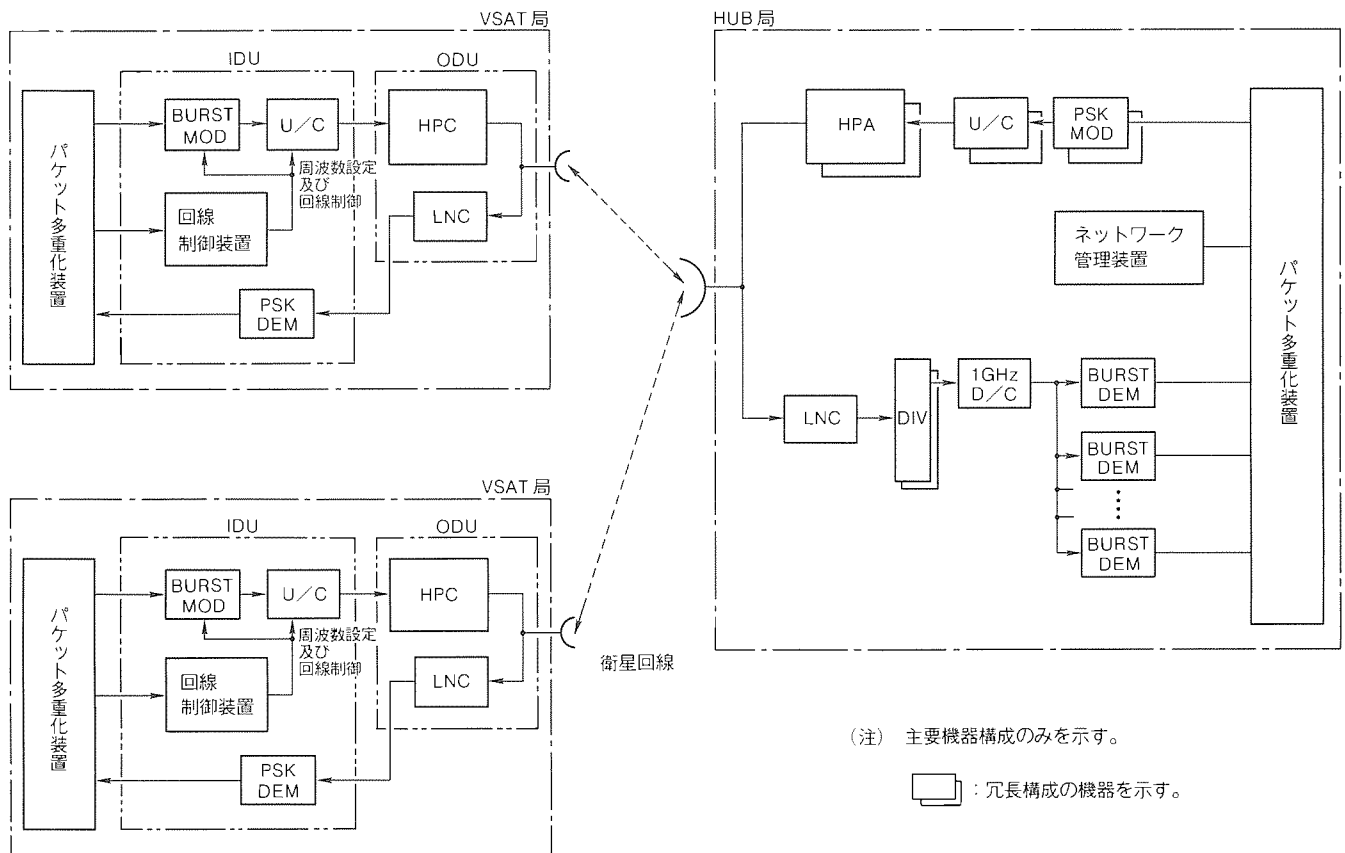


図5. VSAT パケットネットワークの機能系統



図6. 1.8m オフセット グレゴリアンアンテナの外観

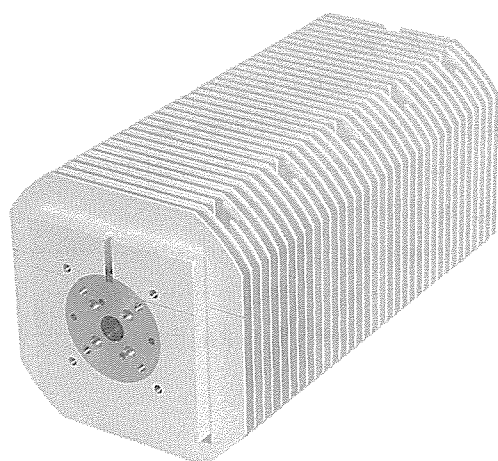


図7. ODUの外観(4W出力)



図8. 教育研修ネットワーク用 IDU の外観

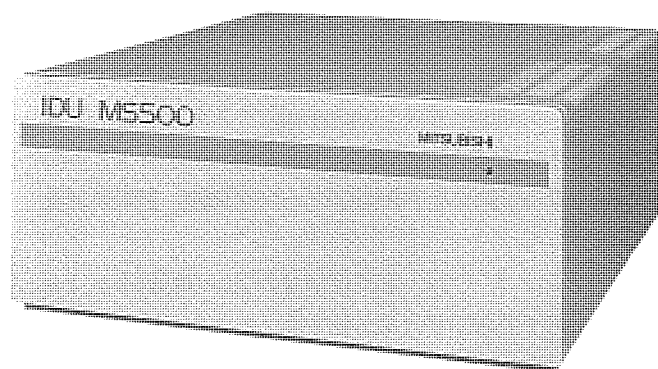


図9. パケット データネットワーク用 IDU の外観

7. む す び

VSAT システムは、単なる小型アンテナシステムではなく、通信ネットワークにおけるゲートウェイを構成する端末である。このため、高周波技術、コンピュータ技術、通信技術ほか多分野にわたる技術の集合によってシステムが支えられている。種々の技術分野から多大な御支援いただいたことを心から感謝するとともに今後更に発展させるために一層の御協力をお願いしたい。

SNG 用小型地球局アンテナ

青木克比古*
蛭子井 貴**
牧野 滋**

荻原光男*
松本操一*

1. ま え が き

国内の民間通信衛星の打上げに伴い、我が国においても衛星通信システムが広く導入されている。衛星を利用した通信システムは、既存の地上回線では実現の難しい数々の優位性を持っている。特に広域性・同報性・移動性・回線設定の容易性を利用した通信サービスとして、映像素材伝送、イベント中継など、取材現場から直接衛星回線を通じて情報を伝送するSNG (Satellite News Gathering) システムが放送業界に導入されている⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾。ここでは、SNG システムの移動局となる可搬局及び車載局アンテナの概要、特長及び設計法を述べる。

このアンテナ⁽⁴⁾は、有効開口径が2 m (軌道面) × 1 m (直交面) のだ円開口の主反射鏡を持つオフセット グレゴリアン形式であり、主反射鏡と副反射鏡について鏡面修整を行っている。また、一次ホーンには、送受信帯共に回転対称なビームを持ち、かつ交差偏波成分が小さいダブルフレア形トリプルモードホーン⁽⁵⁾が用いられている。

このアンテナの主な特長は、高能率を実現しつつ、小口径のアンテナで特に問題となる隣接衛星との電波干渉を低減するため、優れた広角指向特性と交差偏波特性を実現した点である。可搬局アンテナは、主反射鏡部を3分割、副反射鏡部、駆動部及び支持部に分割することにより、輸送単位当たりの最大質量を20 kg 以下とすることができ、人力による運搬が可能である。また、車載局アンテナは、小型4WD車の屋根に設置され、電動によって展開収納及び回線設定が可能である。さらに、主・副反射鏡を含む衛星通信用の全設備は車両から着脱できる構造で可搬局と同様に分解可能であり、車両の進入が難しい所でも必要機材を可搬移動することにより可搬局アンテナとして使用できる。

2. 放射給電系

2.1 主・副反射鏡

2.1.1 鏡面系の設計法

このアンテナの鏡面系をオフセットグレゴリアン形式とし、主反射鏡と副反射鏡を用いて鏡面修整を行う。ここでは、鏡面修整法として、まず基準の形状とな

る二次曲面鏡を選定し、次に副反射鏡の形状を二次曲面鏡から徐々に変形させ、これに対応して光路程一定の条件から主反射鏡の形状を決定する方法⁽⁶⁾を用いる。

主・副反射鏡を表す座標系を図1に示す。直交座標系XYZは、Z軸がビームの放射方向と一致し、ZX面がアンテナの中心断面と一致するよう決めている。 i, j, k は、それぞれの軸の方向を表す単位ベクトルである。また、直交座標系 $X_1 Y_1 Z_1$ は、原点Oから副反射鏡を見込む円すいの中心軸方向を Z_1 軸とし、 $Z_1 X_1$ 面がアンテナの中心断面と一致するよう決めている。さらに、それぞれの軸の方向を表す単位ベクトルを i_1, j_1, k_1 とし、この座標系に対して極座標 θ, ϕ を定義している。

図2において、原点Oから副反射鏡上の任意の点Rまでの距離 r が、 θ, ϕ の関数で与えられているものとする。

$$r = r(\theta, \phi) \dots\dots\dots (1)$$

このとき、点Oから点Rに至るベクトルを $r \mathbf{e}_r$ 、点Rから主反射鏡上の点Mに至るベクトルを $r_s \mathbf{e}_s$ 、点Oから点Mに至るベクトルを r_m とすると、これらには次の関係がある。

なお、 $\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_s$ は単位ベクトルである。

$$r_m = r \mathbf{e}_r + r_s \mathbf{e}_s \dots\dots\dots (2)$$

$$r + r_s - r_m \cdot k = c \text{ (定数)} \dots\dots\dots (3)$$

$$\mathbf{e}_r = \sin \theta (\cos \phi \mathbf{i}_1 + \sin \phi \mathbf{j}_1) + \cos \theta \mathbf{k}_1 \dots\dots\dots (4)$$

式(2), (3)から、

$$r_s = \frac{c - r(1 - \mathbf{e}_r \cdot \mathbf{k})}{1 - \mathbf{e}_s \cdot \mathbf{k}} \dots\dots\dots (5)$$

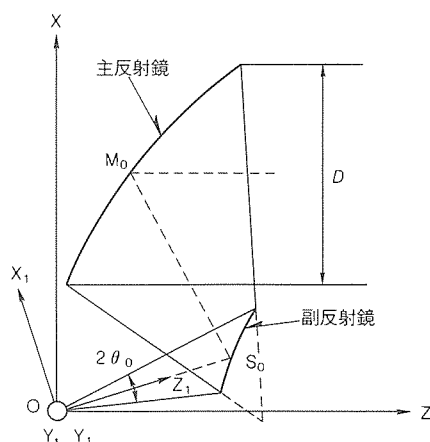


図1. 鏡面系と座標系

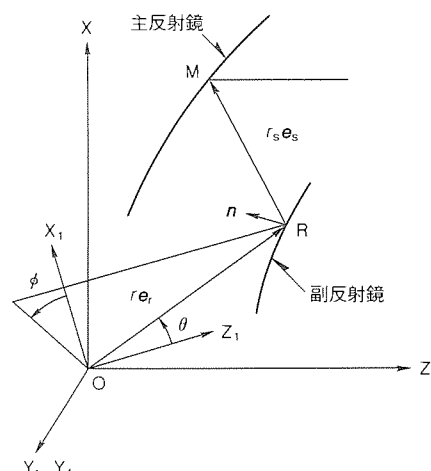


図2. 主反射鏡と副反射鏡

また、 \mathbf{e}_s は副反射鏡上の点 R における単位法線ベクトル \mathbf{n} を用いると次のようになる。

$$\mathbf{e}_s = \mathbf{e}_r - 2(\mathbf{e}_r \cdot \mathbf{n})\mathbf{n} \quad \dots\dots\dots (6)$$

$$\mathbf{n} = \frac{\frac{\partial \mathbf{r}_{e_r}}{\partial \theta} \times \frac{\partial \mathbf{r}_{e_r}}{\partial \phi}}{\left| \frac{\partial \mathbf{r}_{e_r}}{\partial \theta} \times \frac{\partial \mathbf{r}_{e_r}}{\partial \phi} \right|} \quad \dots\dots\dots (7)$$

結局、 θ 、 ϕ すなわち \mathbf{e}_r が与えられれば、式(1)から r が、式(6)、式(7)から \mathbf{e}_s が、式(5)から r_s が順次決まり、式(2)から主反射鏡上の点 M の座標 r_m が決まることになる。したがって、アンテナの放射特性は、副反射鏡の形状を決める $r(\theta, \phi)$ に依存することになる。この鏡面設計法では、 $r(\theta, \phi)$ は、基準の形状として二次曲面鏡を選び、さらに目的に合うようこれを変形するものとする。

$$r(\theta, \phi) = r_0(\theta, \phi) + \sum f_i(\theta, \phi) \quad \dots\dots\dots (8)$$

$$\left. \begin{aligned} r_0 &= \frac{\delta p a (e^2 - 1)}{1 + e(\mathbf{e}_r \cdot \mathbf{l})} \\ e &= \delta p e \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots\dots (9)$$

ここで、 $r_0(\theta, \phi)$ は基準の二次曲面鏡、 $f_i(\theta, \phi)$ は鏡面修整関数であり、 \mathbf{l} は二次曲面鏡の一方の焦点 O から他方の焦点 F に向かう単位ベクトル、 a は定数、 e は離心率、 δ は 1 のとき凹面鏡、 -1 のとき凸面鏡、 p は 1 のとき回転双曲面鏡、 -1 のとき回転円面鏡を示す。また、鏡面修整関数 $f_i(\theta, \phi)$ としては、開口形状の変化に寄与する関数や、電界分布の変化に寄与する関数を適当に用いるものとする。

2.1.2 設計結果

設計では、次の点を考慮した。

- (1) アンテナは、円形の開口径 1.4 m 相当とするが、衛星軌道面内の干渉を避けるため、実開口径は 2 m × 1 m の横長だ円とし、さらに、低サイドローブ、高能率となるよう鏡面修整する。
- (2) アンテナをコンパクトにするため、主反射鏡と副反射鏡との距離をできるだけ近づけ、また、給電系が主反射鏡から後方に突き出さない構成とする。
- (3) 鏡面修整後、交差偏波成分の発生が極力小さい鏡面構成⁽⁷⁾とする。

設計したアンテナの概略図を図 3 に示す。開口分布の設計値は、開口のはば 80 % が一様でエッジレベルを極力低くした分布と

した。図 4 に放射パターンの計算値を示す。利得の計算値は、12.25 GHz、14.5 GHz でそれぞれ 43.5 dB、44.4 dB (給電系損失 0.2 dB を含む。) である。

2.2 一次ホーン

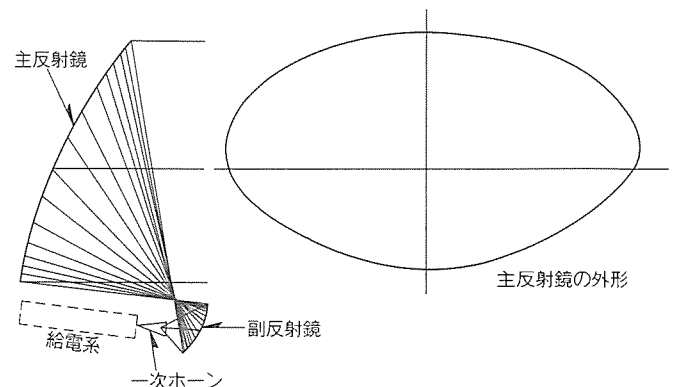


図 3. 鏡面系の概略

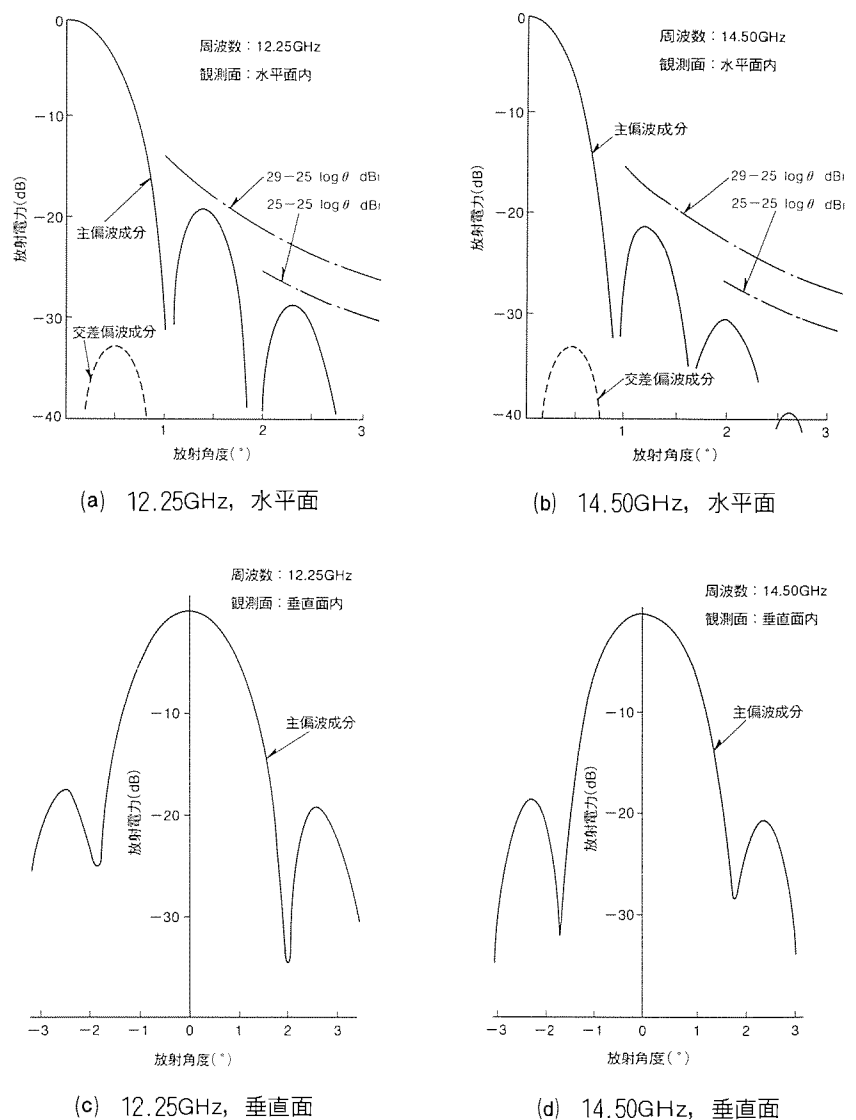


図 4. 水平面・垂直面内の放射パターンの計算値

(1) ダブルフレア形トリプルモードホーン的设计法

一次ホーンとして用いたダブルフレア形トリプルモードホーンは、図5に示すように、円すいホーンに円形導波管とフレアを交互に二組接続した構造で内部に突起物が無く、量産に適した構造である。また、このホーンは、低い周波数帯域ではTE₁₁とTM₁₁モードによる複モードホーンとして動作し、高い周波数帯域では更にTE₁₂モードを追加したトリプルモードホーンとして動作することにより、二周波数帯域で良好な放射特性を持っている。

このホーン的设计パラメータは、開口径 D 、円すいホーンの開き角 α 、円形導波管の内径 D_1 、 D_2 、円形導波管の長さ L_1 、 L_2 及びフレアの開き角 β_1 、 β_2 である。開口径 D と円すいホーンの開き角 α は反射鏡を照射する振幅分布を所望の形にする条件から定まる。各円形導波管の内径 D_1 、 D_2 は、低い周波数帯では複モードホーン、高い周波数帯ではトリプルモードホーンとして動作させるために、それぞれ所定の高次モードが伝搬するように定める。高次モード発生部 M_1 の円形導波管の長さ L_1 とフレアの開き角 β_1 は、低い周波数において、所望の方向の交差偏波成分を零にするTM₁₁モードの発生量を得ることによって定める。次に、高い周波数において、高次モード発生部 M_1 で発生するTE₁₂モードを考慮して所望の方向の交差偏波成分を零にするTM₁₁モードの発生量を求め、この発生量が得られるように、高次モード発生部 M_2 の円形導波管の長さ L_2 とフレアの開き角 β_2 を定める。

以上のように、各设计パラメータを一義的に定めることができるので设计が簡単であるとともに、低い周波数におけるTM₁₁モードの発生量と高い周波数におけるTM₁₁モードの発生量を、各々の高次モード発生部で制御できるので、試作ホーンにおいて調整が容易であるという利点がある。

(2) 12/14 GHz 帯試作ホーン的设计及び試作結果

開口径 D と円すいホーンの開き角 α は、鏡面のエッジとなる30°方向のレベルを-15 dBとすることより、開口径 $D=65$ mm、開き角 $\alpha=14.2^\circ$ とした。円形導波管の内径とTM₁₁、TE₁₂、TM₁₂各モードの遮断波長の間には図6に示すような関係があり、12 GHz 帯を複モードで、14 GHz 帯をトリプルモードで励振するために、各高次モード発生部の内径 D_1 、 D_2 をそれぞれ図中の斜線の領域で選定した。この場合、各高次モード発生部を伝搬するモードの種類と数を表1に示す。

この円すいホーンをTE₁₁モードで励振した場合、交差偏波成分のピークレベルは-18 dBでその方向は約20°であり、この方向における交差偏波成分を零とすることとした。先に示した手順で、各高次モード発生部の设计パラメータを定めた。この場合の高次モードの発生量の周波数特性から求めた放射パターンの、ビーム軸から30°以内における交差偏波成分のピークレベルは、12 GHz 帯で-35 dB 以下、14 GHz 帯

で-32 dB 以下である。

試作ホーンの主偏波成分のE面内とH面内の放射パターン、及び45°面内の交差偏波成分の放射パターンの測定値を図7に示す。また、放射パターンの測定値から求めた3, 10, 15 dB 幅の周波数特性を図8に示す。この図から両周波数帯域において、E面内とH面内の各ビーム幅がよく一致しており、軸対称な放射パターンを持っていることが分かる。

ビーム軸から±30°以内の交差偏波成分のピークレベルの周波数特性を図9に示す。この図から両帯域において交差偏波成分のピークレベルは-29 dB 以下であった。また、先の设计値による放射パターンから求めた交差偏波成分のピークレベルの周波数特性を図9に併せて示す。设计値と測定値の差は、12 GHz 帯で約5 dB であるが、14 GHz 帯では小さい。なお、VSWR の測定値は両帯域で1.12 以下であった。

2.3 給電系

給電系は、送信波と受信波を分波するための導波管回路で、

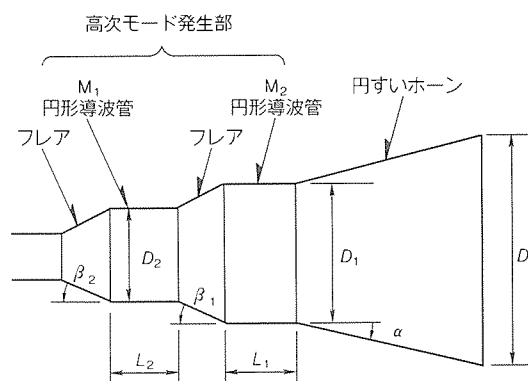


図5. ダブルフレア形トリプルモードホーンの構造

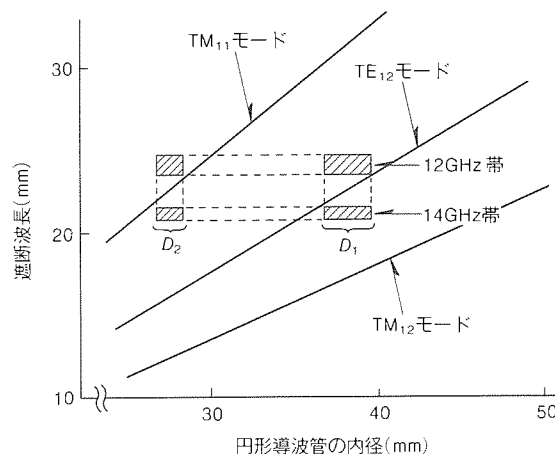


図6. 円形導波管の内径に対する高次モードの遮断波長

表1. 伝搬するモードの種類と数

周波数帯	高次モード発生部 M_1 を伝搬するモード	高次モード発生部 M_2 を伝搬するモード	開口における モードの数
12GHz 帯	TE ₁₁ , TM ₁₁	TE ₁₁	2
14GHz 帯	TE ₁₁ , TM ₁₁ , TE ₁₂	TE ₁₁ , TM ₁₁	3

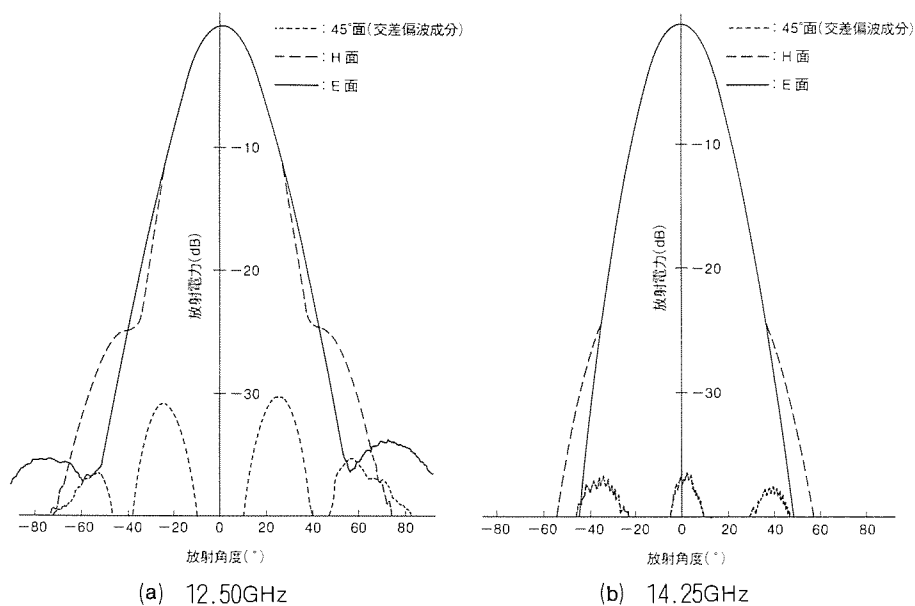


図7. 一次ホーンの放射パターンの測定値

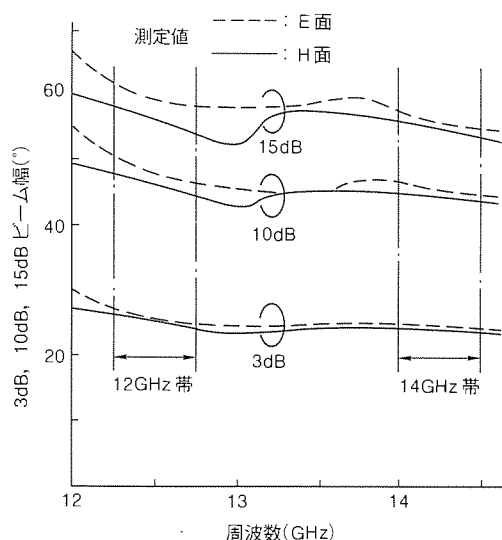


図8. 一次ホーンのビーム幅の周波数特性の測定値

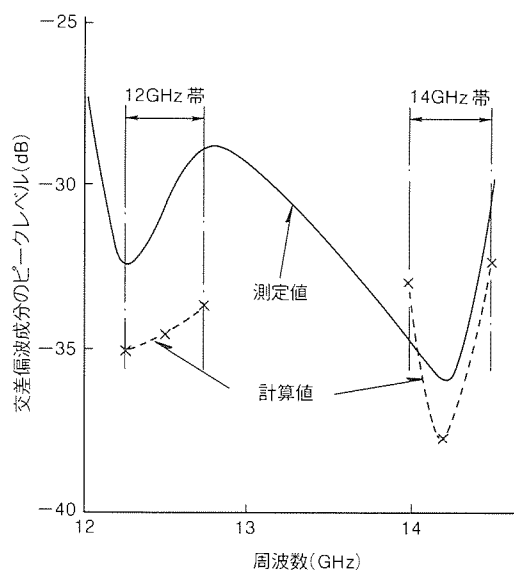


図9. 一次ホーンの交差偏波成分のピークレベルの周波数特性

図10に示すように、偏波変換器、偏分波器、帯域阻止フィルタ及び高域通過フィルタから構成されている。給電系の外観を図11に示す。帯域阻止フィルタは、受信波通過回路に挿入され、14GHz帯の送信波を阻止するためのフィルタであり、高域通過フィルタは、送信波通過回路に挿入され、受信波帯域である12GHz帯における雑音を阻止するためのフィルタである。一次ホーンと偏波変換器を一体構造とし、さらに偏分波器、帯域阻止フィルタ及び高域通過フィルタを対称面2分割で軸方向

一体構造とすることにより、小型軽量化を図っている。一次ホーンのビーム軸を中心として偏波変換器を回転させることにより、偏波調整が可能であり、衛星の送受信波とアンテナの送受信波の偏波面を一致させることができる。主要電気性能である挿入損失は0.2dB以下、

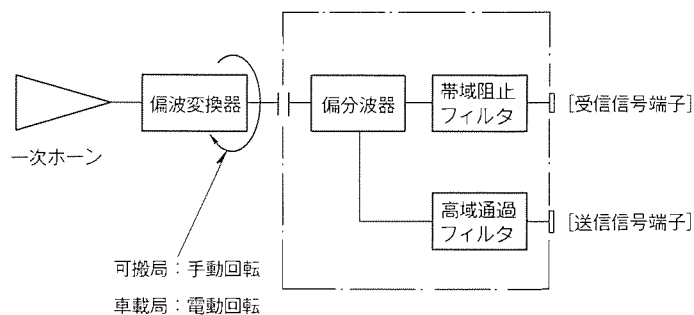


図10. 給電系の構成

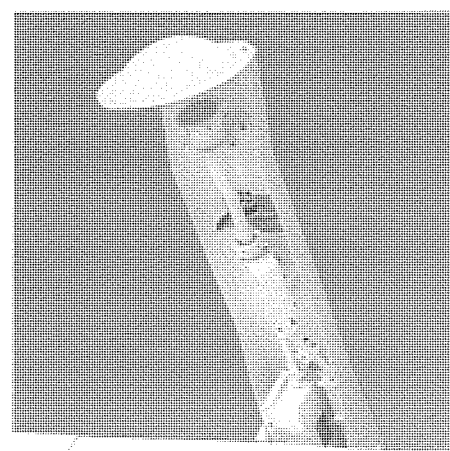


図11. 給電系の外観

交差偏波識別度は37 dB 以上，送受信間のアイソレーションは80 dB 以上である。

3. 機械構造系

SNG 用小型地球局アンテナとして可搬局と車載局の2種類のアンテナを実用化した。各アンテナの機械的主要性能を表2に示す。これらのアンテナは，主・副反射鏡，一次ホーン，給電系からなる放射給電系のほか，駆動部・支持部から構成されている。ここでは，これら構成部品の機械構造について設計上の留意点と特徴を述べる。

設計上の主な留意点は，可搬及び車載を考慮して，風荷重をできるだけ小さくし，かつ軽量，単純な構造とすることにより，運搬・組立て・設置を容易とすること。可搬局と車載局に共通部品を用いることにより，低価格化を図ること。また，車載局については車両から着脱することにより，可搬局として使用できることである。

主反射鏡は，反射面にアルミコートガラス繊維を用いた

SMC (Sheet Moulding Compound) 構造で3分割の鏡面とし，また，副反射鏡は，アルミニウム板のプレス加工による金属鏡面とすることにより，軽量化と低価格化を図った。また，給電系はアルミニウム材による対称面2分割，軸方向一体構造として軽量化を図った。

可搬局アンテナの外観を図12に示す。このアンテナは，人又は車による運搬，人力による組立てを容易とするために，3分割の主反射鏡部のほか，副反射鏡部，駆動部，支持部の6分割構成で，単体質量が20 kg 以下の各部に分割することができる。また，駆動機構として仰角調整用にスクリュージャッキ，方位角調整用にウォーム減速機構を採用することにより，容易に方向調整をすることができる。さらに，支持部の三脚端部に水平調整用のねじ棒を設けることにより，設置場所の傾斜や凹凸に関係なくアンテナを水平に調整できる。これらのことより，組立てに約5分，回線設定までに約15分と，短時間で組立てから回線設定までを行うことができる。

車載局アンテナの外観を図13に示す。このアンテナは，

表 2 . 機械的主要性能

アンテナ諸元	可搬局アンテナ装置	車載局アンテナ装置
開口 径	直径1.4m 相当 (2m×1m)	
マウント方式	AZ-EL マウント	
駆動方式	手動駆動	電動駆動
駆動範囲	AZ : ±180° EL : 30~60°	AZ : ±180° EL : 30~60° (ただし, 車上で収納 できること)
質 量	70kg 以下 (分割時の単体質量 20kg以下)	110kg以下
耐 風 速	運用可能 瞬間最大20m/s	運用可能 瞬間最大20m/s 展開/収納可能 瞬間最大25m/s



図13. 車載局の外観

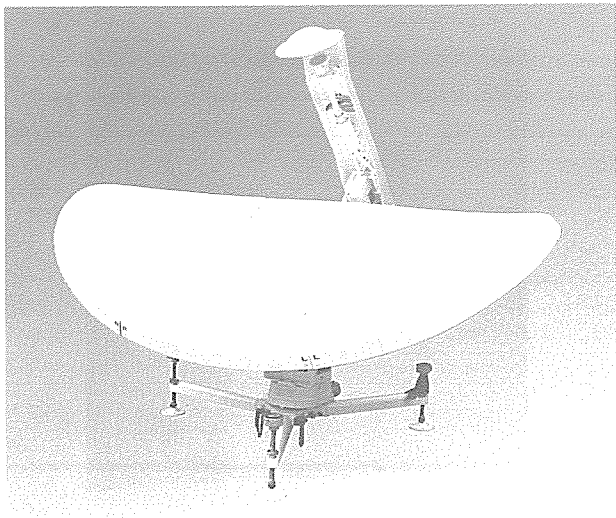


図12. 可搬局の外観

表 3 . 電気的主要性能

項 目	帯 域	送 信 帯	受 信 帯
周 波 数		14.0~14.5GHz	12.25~12.75GHz
利 得 *		44.8dBi	43.6dBi
開口能率 (周波数)		71% (14.25GHz)	70% (12.5GHz)
雑音温度 * (EL=30°)		—	32K 以下
サイドローブレベル (90%ピーク値)		29-25 log θ dBi (1°≤θ≤58°) -15dBi (58°<θ)	
交差偏波識別度		35dB 以上	
偏 波		送受直交直線偏波	
V S W R *		1.3以下	
送受信アイソレーション		80dB 以上	
耐 電 力		600W (CW) 以上	—

注 * 給電系入出力端における値

小型 4WD 車の車上に設置され、電動によって展開収納が可能である。また、方位センサと傾斜センサを持っているので、使用する衛星の名称と所定の地名を制御装置に入力することにより、自動的にアンテナの主ビームを衛星方向に向けることができ、かつ偏波面も自動設定できる。駆動部はウォーム減速機構とブラシレス DC モータから構成され、高速 ($5^\circ/\text{s}$) と低速 ($1^\circ/\text{s}$) の 2 速切替えが可能である。さらに、主・副反射鏡を含む衛星通信用の全設備は車両から着脱できる構造で可搬局と同様に分解可能であり、車両の進入が難しい所でも必要機材を可搬移動することにより、可搬局アンテナとしても使用できる。

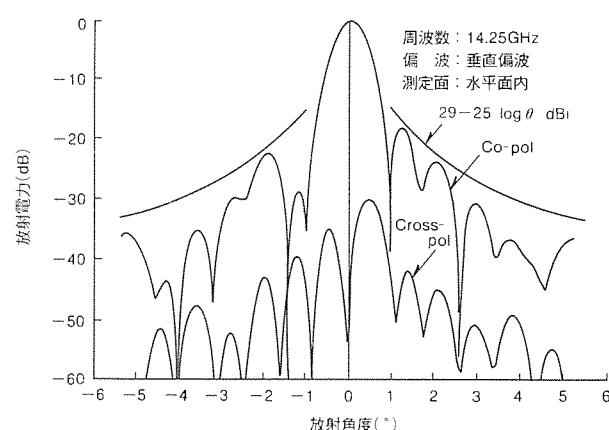
4. 測定結果

可搬局及び車載局アンテナの主要な電気性能の実測値を表 3 に示す。給電系の入出力端におけるアンテナの利得は、12.5 GHz で 43.6 dBi, 14.25 GHz で 44.8 dBi である。給電系の損失を除いた開口率率は、送受信帯域ともに 70 % 以上であり、高能率を実現している。近軸放射及び広角放射パターンをそれぞれ図 14、図 15 に示す。近軸放射パターンで

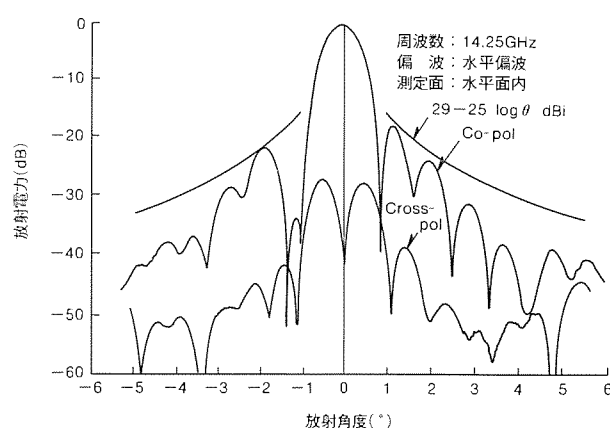
は、交差偏波識別度が 35 dB 以上の特性が得られた。また、広角放射パターンでは、開口径が約 60 波長の小口径のアンテナにもかかわらず $29 - 25 \log \theta$ dBi ($1^\circ \leq \theta \leq 58^\circ$)、 -15 dBi ($58^\circ < \theta$) 以下を満足する低サイドローブ特性が得られた。給電系の出力端におけるアンテナの雑音温度の仰角特性を図 16 に示す。仰角 30° で 35 K 以下の特性が得られた。以上の結果から、いずれも設計値どおりの特性が得られており、この設計に用いた高能率だ円ビーム、交差偏波消去系の鏡面設計法、及びダブルフレア形トリプルモードホーンの設計法の妥当性が確認された。

5. むすび

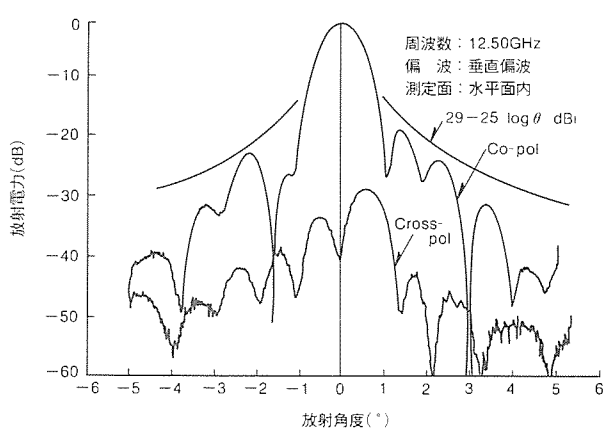
映像素材伝送、イベント中継などの取材現場から直接衛星回線を通じて伝送する SNG システムの移動局となる可搬局、車載局用のアンテナの概要、特長及び設計法を述べた。このアンテナの主な特長は、電気的には高能率を実現しつつ、優れた広角指向特性と交差偏波特性を実現した点である。また、このようなアンテナは、人力又は車による運搬設置が可能で、短時間に回線設定ができるので、今後の活躍に期待できる。



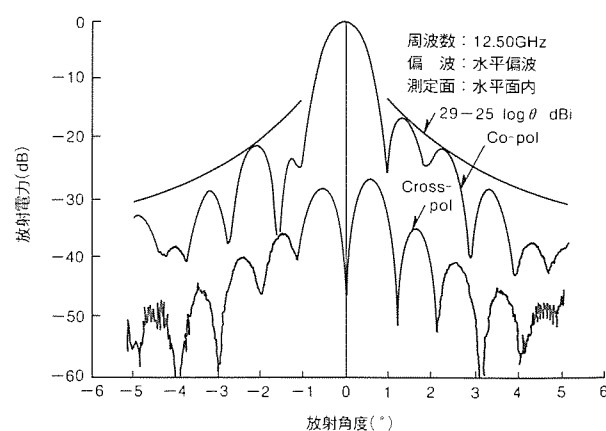
(a) 14.25GHz, 垂直偏波



(b) 14.25GHz, 水平偏波

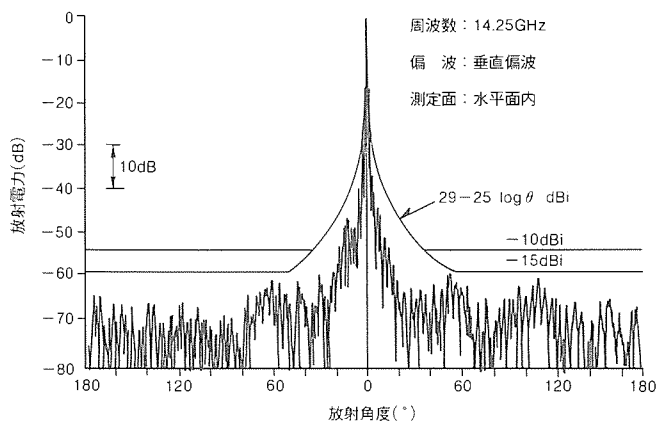


(c) 12.50GHz, 垂直偏波

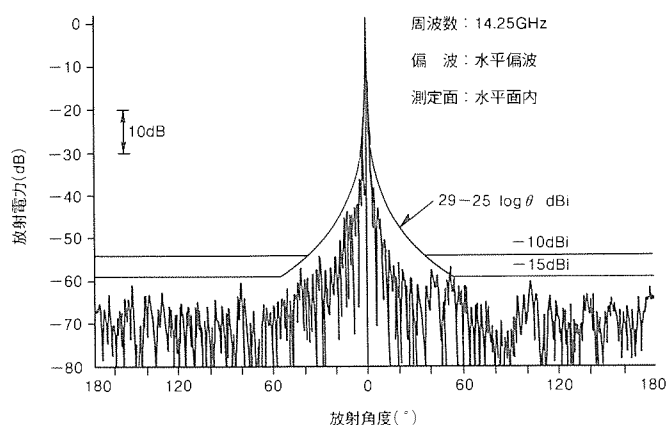


(d) 12.50GHz, 水平偏波

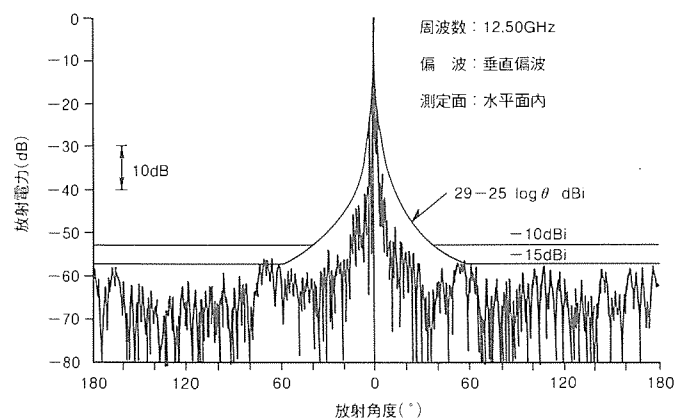
図14. 近軸放射パターンの測定値



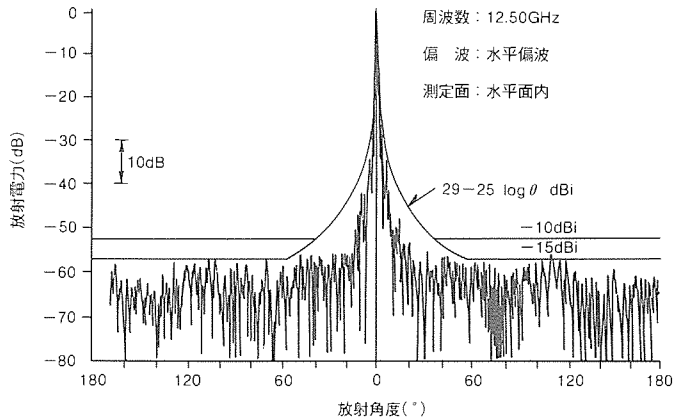
(a) 14.25GHz, 垂直偏波



(b) 14.25GHz, 水平偏波



(c) 12.50GHz, 垂直偏波



(d) 12.50GHz, 水平偏波

図15. 広角放射パターンの測定値

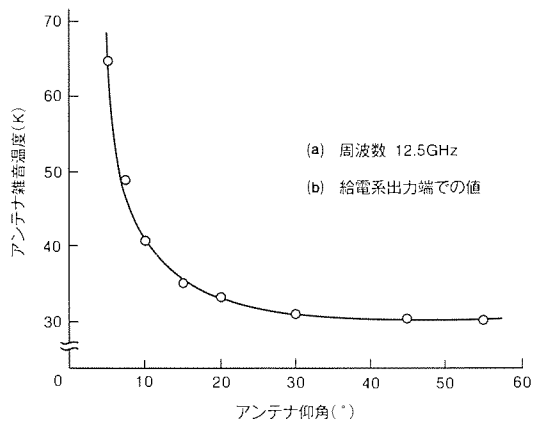


図16. アンテナ雑音温度

参考文献

- (1) 堀内俊一, 原 泰司, 糸原明義: SNG 用衛星通信地球局, テレビジョン学会技術報告, 13, 47, 7~12 (1989)
- (2) 鈴木涼太, 佐賀良吉, 中西道雄: 各種通信方式と地球局構成技術, 信学誌, 72, No. 11, 1293~1299 (1989)
- (3) 清水芳之, 堀江 丞, 中西道雄, 岡田東亜, 日向 正: SNG ネットワーク, 三菱電機技報, 64, No. 2, 29-33 (1990)
- (4) 松本操一, 佐藤 滋, 牧野 滋, 浦崎修治: Ku 帯楕円ビームオフセットグレゴリアンアンテナ, 昭62 信学総全大, 635 (1987)
- (5) 蛭子井 貴, 石田修己: 12/14 GHz 帯ダブルフレア形トリプルモードホーン, 信学論(B), J73-B-II, No. 10, 546~553 (1990)
- (6) 小川英一, 鹿子嶋憲一, 井上武夫, 片木孝至: 高能率楕円ビームオフセットカセグレンアンテナ, 信学技報, A・P80-14 (1979)
- (7) 浦崎修治, 牧野 滋, 宮原典夫, 佐藤 滋: 鏡面修整オフセットカセグレンアンテナの交差偏波特性, 信学技報, A・P86-25 (1986)

インマルサット第二世代海岸地球局設備

是石秀則* 大場達博**
森 浩道** 土谷牧夫**
山中 治**

1. ま え が き

インマルサット衛星を使用した海事衛星通信サービスは、太平洋、インド洋及び大西洋の各海域に配置されたインマルサット衛星と世界各地の海岸地球局を経由して、船舶並びに航空機に通信サービスを提供するシステムである。

インマルサット システムでは、今後の需要の増加に備えて通信容量の大きい第二世代衛星への移行を進めている。この新しい第二世代衛星に対応するため、国際電信電話(株) (KDD) では従来の設備を更新し、山口衛星通信所へ2局の第二世代海岸地球局設備を建設した。

三菱電機(株)はこのインマルサット第二世代海岸地球局設備を納入したので、ここにその概要として、

- ① この設備に対する要求条件、
- ② この設備を構成する機器の特徴とその性能について報告する。

2. 設備の概要

インド洋海域上と太平洋海域上の海事衛星にアクセスする

ため、2局の地球局設備を建設した(図1)。図2に1局分の海岸地球局設備系統、表1に主要性能一覧を示す。

この地球局はアンテナ設備、無線設備、機器監視制御設備から構成されており、主な要求条件は以下のとおりである。

- (1) 第一世代、第二世代衛星のいずれの周波数帯にも対応でき、特にアンテナ設備についてはC帯で高能率、低サイド

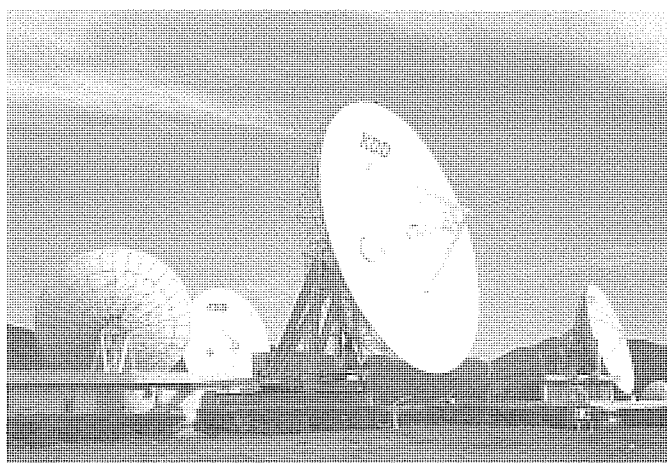


図1. インマルサット第二世代海岸地球局アンテナ

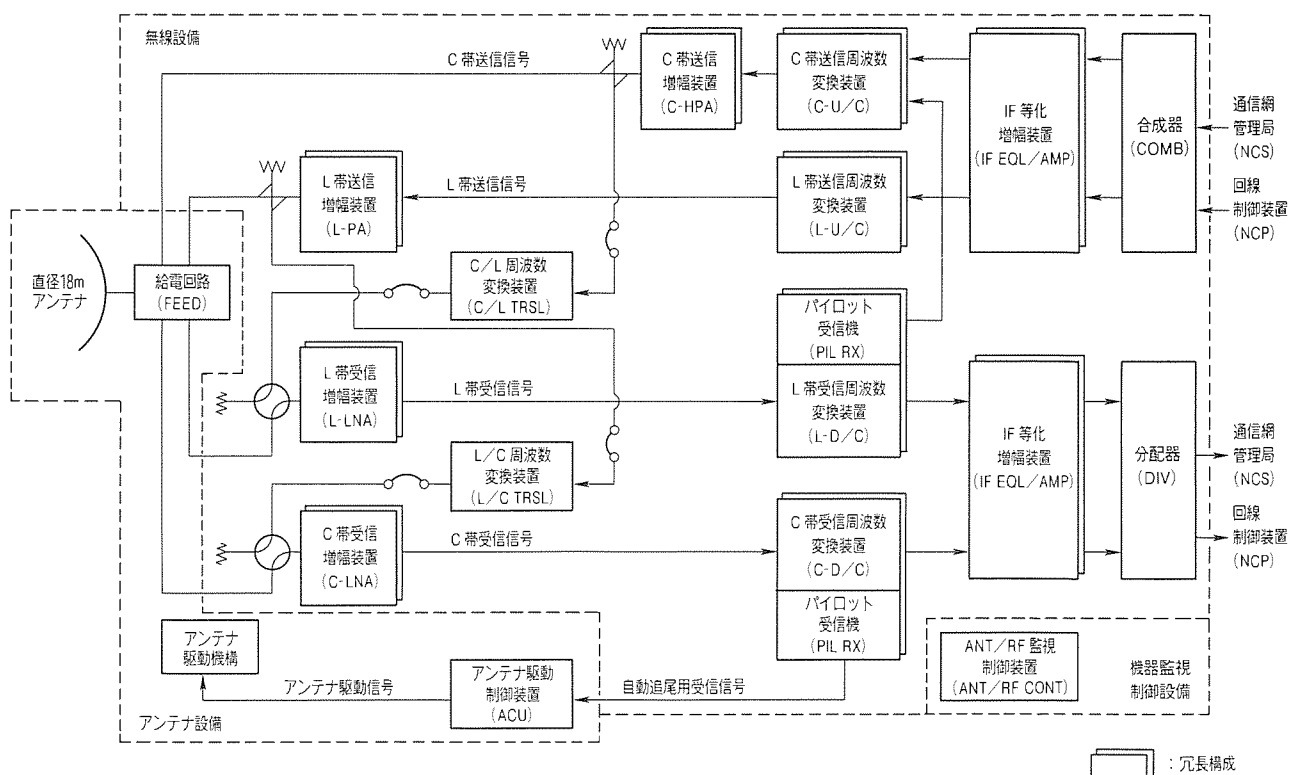


図2. インマルサット第二世代海岸地球局設備系統(1局分)

表 1. インマルサット第二世代海岸地球局設備の主要性能一覧

(1) アンテナ形式	: 直径18 m カセグレンアンテナ
(2) 駆動方式	: AZ/EL スクリュージャッキ駆動
(3) 衛星追尾モード	: ステップトラック, メモリトラック追尾モード
(4) 駆動速度	: AZ 0.01°/s, EL 0.01°/s
(5) 周波数帯域	: C 帯送信: 6,410~6,480MHz (第一/第二世代) C 帯受信: 3,600~3,629MHz (第二世代) 4,180~4,200MHz (第一世代) L 帯送信: 1,626.5~1,660.5MHz (第一/第二世代) L 帯受信: 1,530~1,576MHz (第一/第二世代)
(6) G/T	: C 帯 : 32.0+20Logf/3.9dBK 以上 L 帯 : 15dBK 以上 f: 周波数 (GHz) ただし, 晴天時微風状態で仰角 5°以上
(7) 最大 EIRP	: C 帯 : 81dBW L 帯 : 40.8 dBW
(8) だ円偏波率	: C 帯 : 1.06以下 L 帯 : 1.3以下
(9) サイドローブ	: C 帯 : $29-25\log \phi$ (dBi) $1^\circ \leq \phi \leq 20^\circ$ $32-25\log \phi$ (dBi) $20^\circ < \phi \leq 48^\circ$ -10 (dBi) $\phi > 48^\circ$ L 帯 : $40-25\log \phi$ (dBi) $1^\circ \leq \phi \leq 40^\circ$ 0 (dBi) $\phi > 40^\circ$
(10) 位相雑音	: INM-A, INM-B 及び AERO 規格
(11) 送信装置	: C 帯 : 3 kW クライストロン電力増幅器 L 帯 : 10W FET 電力増幅器
(12) 受信装置	: C 帯 : 56K 常温形 FET 増幅器 L 帯 : 85K 常温形 FET 増幅器

ローブ特性とし, さらに将来の直交 2 偏波運用に対処できること。

- (2) 海岸局から船舶局等への送信波に対する AFC (Automatic Frequency Control) にはパイロット信号を用いること。
- (3) AFC は容易に衛星切替えに対応できること。
- (4) 位相雑音について, インマルサット標準地球局の INM-A 及び INM-B 規格をいずれも満足すること。

従来の設備より厳しいこれらの要求条件を満たすべく設計されたこの地球局の特徴は, 以下のとおりである。

- (1) この地球局のアンテナ設備では, 一次放射器として C/L 帯共用で, かつ第一世代, 第二世代衛星の周波数帯をカバーできるコルゲートホーンを開発した。ここでは, 特に C 帯での放射特性改善のため C 帯用トリプルフレア高次モード発生器を給電部に設け, コルゲートホーンで発生する不要高次モード (主に HE₁₂ モード) を打ち消す設計を行った。また, C 帯用として回転可能な 90° POL+180° POL を備えた交差偏波補償型給電回路を採用した。
- (2) 無線設備では, L 帯受信周波数変換装置に二重周波数変換方式を実施し, 第 2 局発周波数を C 帯送信周波数変換装置の第 1 局発周波数と同じ周波数とする簡易な回路構成での AFC 方式を採用し, シンセサイザを使用して周波数変更に容易に対応可能とした。

- (3) 低位相雑音特性を得るため, 特に C 帯送信増幅装置では高圧電源部平滑回路の改善, C 帯周波数変換装置では高安定 100 MHz 帯水晶発振器とキャビティ形位相同期発振器の組合せにより, INM-A/B 両規格を満足した。

3. アンテナ設備

3.1 アンテナ放射給電系

このアンテナは, C 帯及び L 帯を共用する開口径 18 m の鏡面修整カセグレンアンテナとしている。アンテナ放射給電系は前述の主要設計条件に基づいて次のように設計されている。

- (1) L 帯, C 帯共インマルサット第一, 第二世代衛星の周波数帯に, さらに将来の拡張性を考慮して C 帯は 6,410~6,480 MHz (送信), 3,600~3,629 MHz 及び 4,180~4,200 MHz (受信), L 帯は 1,626.5~1,660.5 MHz (送信), 1,530~1,576 MHz (受信) をカバーするよう広帯域設計を行っている。

特に C/L 帯共用コルゲートホーンは, L 帯群分波器をホーンのだ (喉) 元に接続するため入力内径が C 帯でオーバサイズとなり, ホーンで不要高次モード (主に HE₁₂ モード) が発生し, 放射特性が劣化する。ホーンで発生する高次モードを給電部に設けた高次モード発生器で相殺する方法は既に開発されているが⁽¹⁾, ここでは高次モード発生器として

トリプルフレア型を開発し, C 帯の二つの受信帯と一つの送信帯の各々でホーンの不要高次モードを打ち消すよう設計している。

- (2) 鏡面設計では C/L 帯を共用するため, 副反射鏡上の一次パターンの周波数特性を極力小さくするよう一次放射器と副反射鏡のパラメータを選定した。さらに, C 帯で 70% 以上の高能率でかつ CCIR 勧告 (Rec 580-1) を満たすよう低サイドローブ化を図り, L 帯ではインマルサットから要求されるサイドローブ特性が得られるよう鏡面修整を施している。
- (3) C 帯給電部は将来の直交 2 偏波運用時に降雨による交差偏波識別度の劣化に対処できるよう交差偏波補償機能を持つ設計としている。給電部の交差偏波補償部は, 送受信帯共回転可能な 90° 及び 180° ポラライザから構成している。

図 3 に C/L 帯共用給電装置の構成を示す。

以上のように設計したアンテナの主要性能を表 2 に示す。アンテナ利得は電波星によって測定した結果である。アンテナ開口率率は C 帯で 70% 以上, L 帯で 64% 以上であり, 設計性能が確認された。サイドローブ特性及び軸比はコリメーションアンテナを用いて測定し, 所要の値を十分満たしている。図 4 に C 帯の広角サイドローブ特性の実測値を示す。

3.2 アンテナ機械系

アンテナ機械系として, 各部で留意した点, 配慮した点を

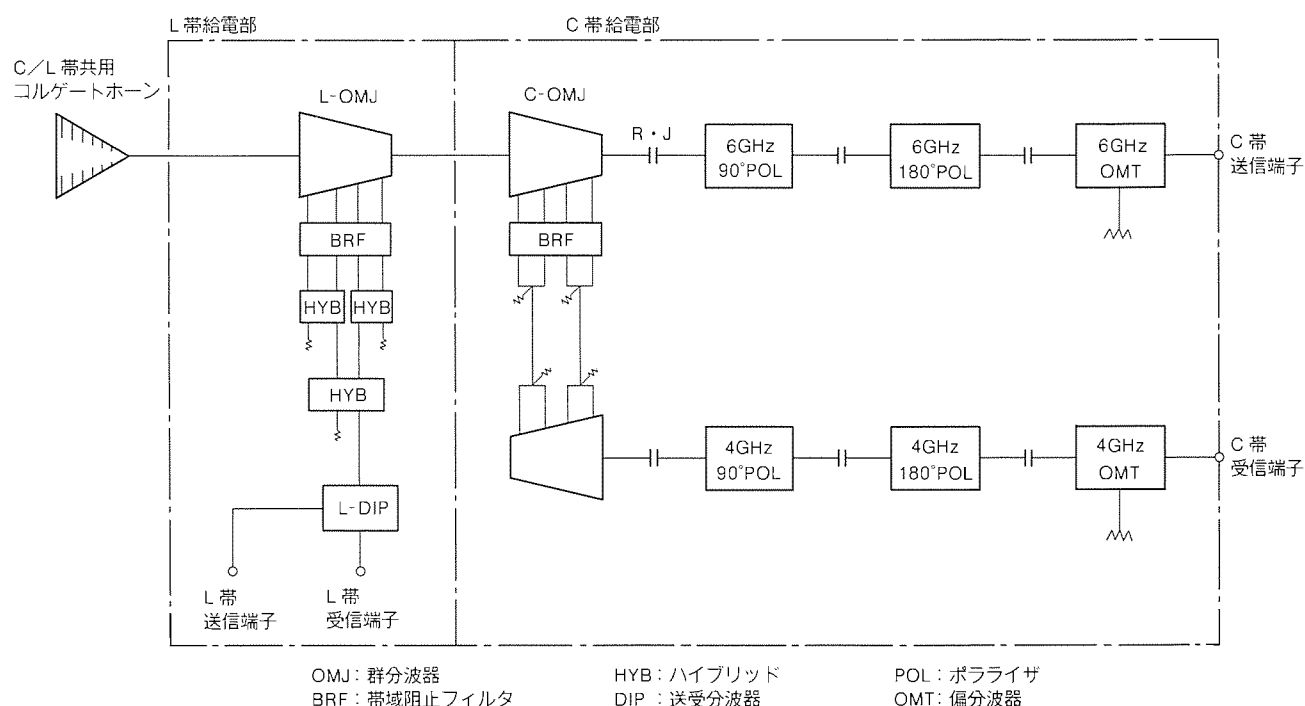


図3. C/L帯共用給電装置の構成

表2. アンテナの主要性能

		C 帯		L 帯	
		受信帯	送信帯	受信帯	送信帯
周波数 (MHz)		3,600~3,629 4,180~4,200	6,410~6,480	1,530~1,576	1,626.5~1,660.5
アンテナ利得 (dBi)		54.7* ¹	59.9* ²	44.7* ³	44.3* ⁴
(開口能率) (%)		(70)	(70)	(65)	(64)
雑音温度 (K)		61	—	166	—
(EL ≥ 5°)					
G/T (dB/K)		34.0	—	20.2	—
(EL > 5°)					
サイド ローブ	第1サイド ローブ (dB)	-16以下		-14以下	
	広角サイド ローブ	29-25log ϕ dBi (1 ≤ ϕ ≤ 20°) 32-25log ϕ dBi (20° < ϕ ≤ 48°) -10dBi (ϕ > 48°)		40-25log ϕ dBi (6° < ϕ ≤ 40°) 0 dBi (ϕ > 40°)	
軸 比 (dB)		0.4以下	0.3以下	0.7以下	0.7以下

注 *¹ 3,600MHz, *² 6,425MHz, *³ 1,542.5MHz, *⁴ 1,644MHz

以下に示す。

- (1) 主反射鏡パネルは直径18mの修整回転放物面で、反射鏡は90枚の耐食アルミニウム製ストレッチ成形パネルによって構成され、主反射鏡骨組に取り付けられた主反射鏡調整機構により、所定の精度に保持されている。
- (2) センターハブには給電回路、L帯送信増幅装置、L帯受信増幅装置、C帯受信増幅装置が収納され、各機器の保守が容易のように配置されている。
- (3) 駆動部のウォーム減速機には、異常なトルクが発生した

ときなど設定荷重以上の負荷になると、電動機を保護するロータリ式トルクスイッチが設けられている。

3.3 追尾制御系

追尾制御系としては、C帯パイロット受信信号を基準として、定められた角度幅(ステップ幅)だけアンテナを駆動し、駆動前後の受信信号レベルを比較してピークを追尾(ヒルクライム)するステップ追尾モードと、ステップ追尾時の過去24時間データを保存しておき、降雨等によって受信レベルが低下したときには上記保存データを角度指令値として衛星

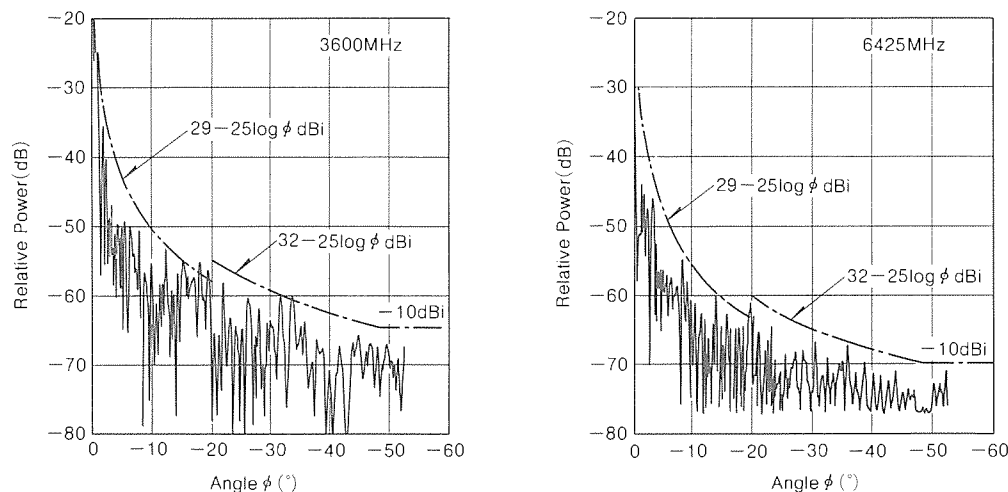


図4. 広角サイドローブ実測値

追尾を行うバックアップモードとしてのメモリ追尾モードを備えている。

4. 無線設備

4.1 C/L送受信系

C/L送受信系は、主として船舶局向けの通信波を送信するC-UP CONV とクライストロン電力増幅装置(C-HPA)、船舶局からの通信波を受信するL帯受信増幅装置(L-LNA)、L-DN CONV 及びパイロット受信盤、それに折返試験用のC/Lテスト トランスレータ等で構成され、以下の特長を持っている。

- (1) テスト トランスレータを除き、各装置ごとに1:1の冗長構成とし、高信頼化を図っている。
- (2) C-UP CONV はパイロット発振器を内蔵し、1GHz帯第2IFで通信波と合成している。
- (3) 各局部発振器は、100MHz帯恒温槽形水晶発振器(振動子は25MHz帯5次オーバートーン)とキャビティ形位相同期発振器の組合せで、高安定度と低位相雑音特性を得ている。
- (4) C-HPAは最大出力3.4kW、5空胴、12chプリセット、瞬時帯域45MHz、強制空冷形のクライストロン管を最終段に用い、100波以上の同時送信を可能としている。
- (5) 位相雑音規格を満足させるため、ひずみ波に対する電源回路シミュレーション等を行って高圧電源部平滑回路の改善を行った。図5に位相雑音の実測データを示す。

4.2 L/C送受信系

L/C送受信系は以下の特長を備えている。

- (1) L-UP CONV もパイロット発振器を内蔵、出力段で通信波と合成している。
- (2) L-PAはアンテナ背面センターハブに収容し、給電線損失を最小とした。
- (3) C-LNAは第一、第二両世代の衛星に対応して3.6~4.2GHzの広帯域動作とし、C-DN CONVでは第1局発を2種類備え、両衛星に対してスイッチ切替えとしている。

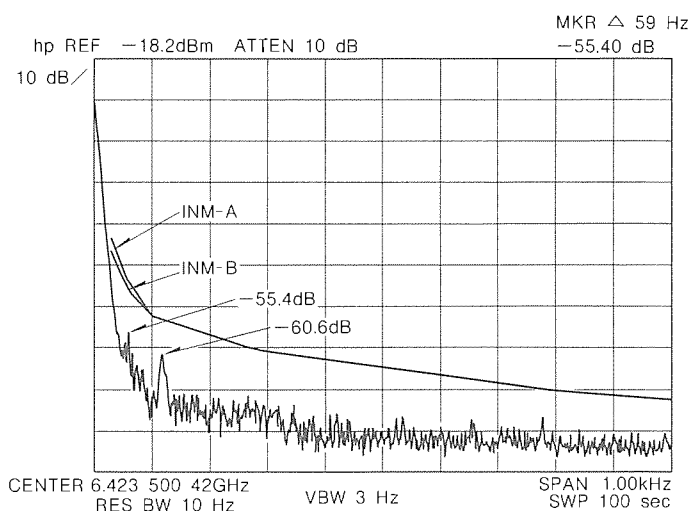


図5. 位相雑音実測データ

- (4) C-LNAは当面1:1の冗長構成であるが、LNA本体を1台追加することで容易に直交2偏波対応1:2冗長構成に拡張できる。
- (5) C/L、L/Cいずれのトランスレータも内部に雑音源を備え、受信キャリアのC/Nを任意に設定できる。
- (6) 表3に無線設備の主要性能・諸元を示す。

4.3 AFC系

AFC系はC/LリンクとL/Cリンクの互いに独立した2系統で構成され、以下の機能を備えている。

- (1) C/Lリンクでは、Lバンドパイロット波を受信することにより、Cバンド通信波があらかじめ衛星の周波数変動(最大±55kHz)を補償して送信されること。
- (2) L/Cリンクでは、Cバンドパイロット波を受信してCバンド受信波に対し、最大±30kHz以上のAFC機能を持っていること。
- (3) 第一、第二両世代衛星、2衛星運用時の第2パイロット波の受信等に備え、パイロット周波数の変更に対応できること。
- (4) C/Lリンクでは衛星上での妨害を避けるため、定常口

ック時以外は通信波を停波すること。

- (5) パイロット受信盤は、ロックオフ時のスイープ機能、ループ帯域幅の切替変更等の機能を持つこと。

図6にC/Lリンク AFC ループの構成を示す。Lバンド受信パイロット波は、L-DN CONVで450MHz帯に変換され、パイロット受信盤に入力される。パイロット受信盤では、

表3. 無線設備の主要性能諸元

(送信系)	(Cバンド送信系)	(Lバンド送信系)
IF 周波数帯域 (MHz)	55.75~78.75	55.75~78.75
RF 周波数帯域 (MHz)	6,410~6,454	1,626.5~1,660.5
瞬時帯域幅 (MHz)	36以上	34
定格出力 (dBW)	34.6 (2.88kW)	10
三次 IM (dBc)	26 (トータル28.6dBW 等レベル 2波出力に対して)	30 (トータル+1 dBW 等レベル 2波出力に対して)
送信可能キャリア (dBW)	eirp 61 100波以上同時送信可能	eirp 36 3波以上同時送信可能
位相雑音, 連続成分 (dBc/Hz)	-37 (10Hz オフキャリア) -62 (100Hz 〃) -82 (1 kHz 〃)	
独立成分 (dBc/Hz)	連続成分のマスクに対し+10dB 以下	
スプリアス (dBm/4 kHz)	-35以下	-5 以下
周波数安定度 ($\times 10^{-9}$ /日)	± 5 以内	
送信レベル安定度 (dB/日)	± 0.7 以下	± 1 dB/日 以下
(受信系)	(Cバンド受信系)	(Lバンド受信系)
受信周波数帯域 (MHz)	4,180~4,200 3,600~3,629	1,530~1,559
雑音温度 (K)	65以下 (25°C にて)	225以下 (25°C にて)
送信波許容入力レベル (dBm)	-30	-47
IF 周波数 (MHz)	55.75~78.75	
局部発振器の周波数安定度 ($\times 10^{-9}$ /日)	± 5 以下	
AFC 動作範囲 (kHz)	± 55 以上	
パイロット受信, AGC 範囲 (dB)	20以上	
パイロット受信, 等価雑音帯域幅 (Hz)	25/50/100/1 k 手動切替え	
パイロット受信スレシールド C/No (dBHz)	40	

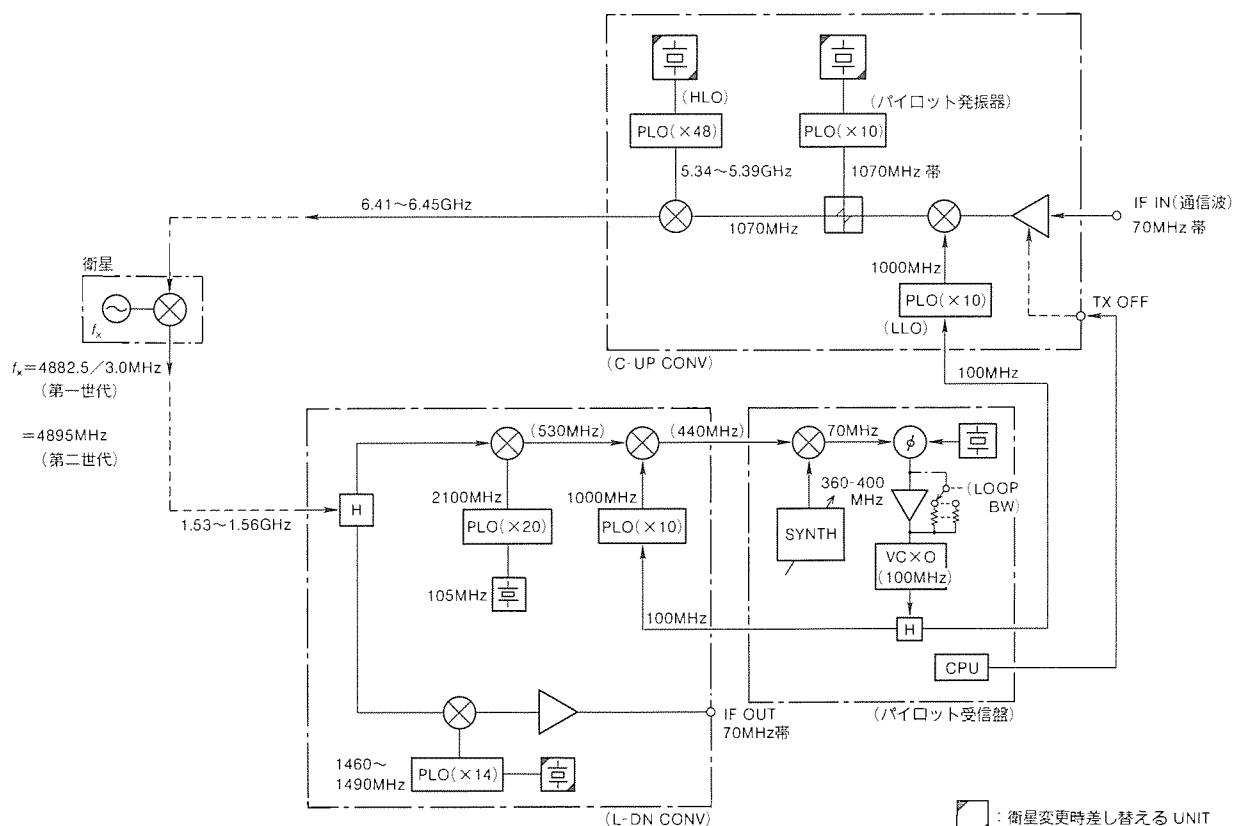


図6. C/Lリンク AFC ループの構成

400 MHz 帯のシンセサイザを用いて所要のパイロット波を選択した後、基準周波数と位相比較を行い、100 MHz VCXO (電圧制御水晶発振器) にフィードバックをかける。100 MHz VCXO は、L-DN CONV の第 2 局部発振器 (1.0 GHz) と C-UP CONV の第 1 局部発振器 (1.0 GHz) 共通の基準発振器として動作し、パイロット波の周波数変動が受信系で補償されると同時に同じ補償値が C 帯通信波に加えられる。L-DN CONV のパイロット波受信系は、第 1 局部発振周波数を 2.1 GHz の上側波帯とすることにより L-DN CONV にフィードバックされる周波数偏差と、送信側にフィードバックすべき偏差の極性と絶対値を一致させている。

パイロット受信盤は、25 kHz ステップのシンセサイザを用いてパイロット周波数の変更に対応することができる。初期捕そく (捉) 時やロックオフ時には、自動掃引を行うと同時に“TX OFF”信号を送出し、定常ロックを検出するまでは通信波の送出を C-UP CONV で断とする。AFC ループ帯域幅は、25 Hz ~ 1 kHz までの 4 段階手動切替えが可能であり、受信 C/N 等に応じた運用

ができる。

一方、L/C AFC ループは受信系だけで構成され、パイロット受信盤出力は C-DN CONV 第 2 局発にフィードバックされる。

表 4 に C/L, L/C の自局 NCS の場合と他局 NCS の場合の、AFC 誤差配分を示す。

4.4 IF 系

IF 系の概略機能は次のとおりである。

(1) 端局装置の各変調器から出力される送信 IF 信号を合成

表 4. AFC 誤差配分

		C/L 自局衛星折返し		C/L	L/C
		(自局 NCS)	(他局 NCS)	(海岸→船)	(船→海岸)
1	L-パイロット送信 (Hz)	—	—	—	±100
2	船舶局送信 (Hz)	—	—	—	±250
3	C-DN CONV LO (Hz)	—	—	—	± 68
4	パイロット受信盤 LO (Hz)	—	—	—	± 21
5	C-パイロット送信 (Hz)	±100	±100	±100	—
6	C 送信波 (Hz)	±100	±100	±100	—
7	L-パイロット受信 (Hz)	± 30	± 30	± 30	—
8	ドップラシフト (Hz)	0	±205	±282	±301
合計 (RSS (1~7) + 8) (Hz)		±145	±350	±427	±586
インマルサット規格 (Hz)		±230	±450	±550	±750

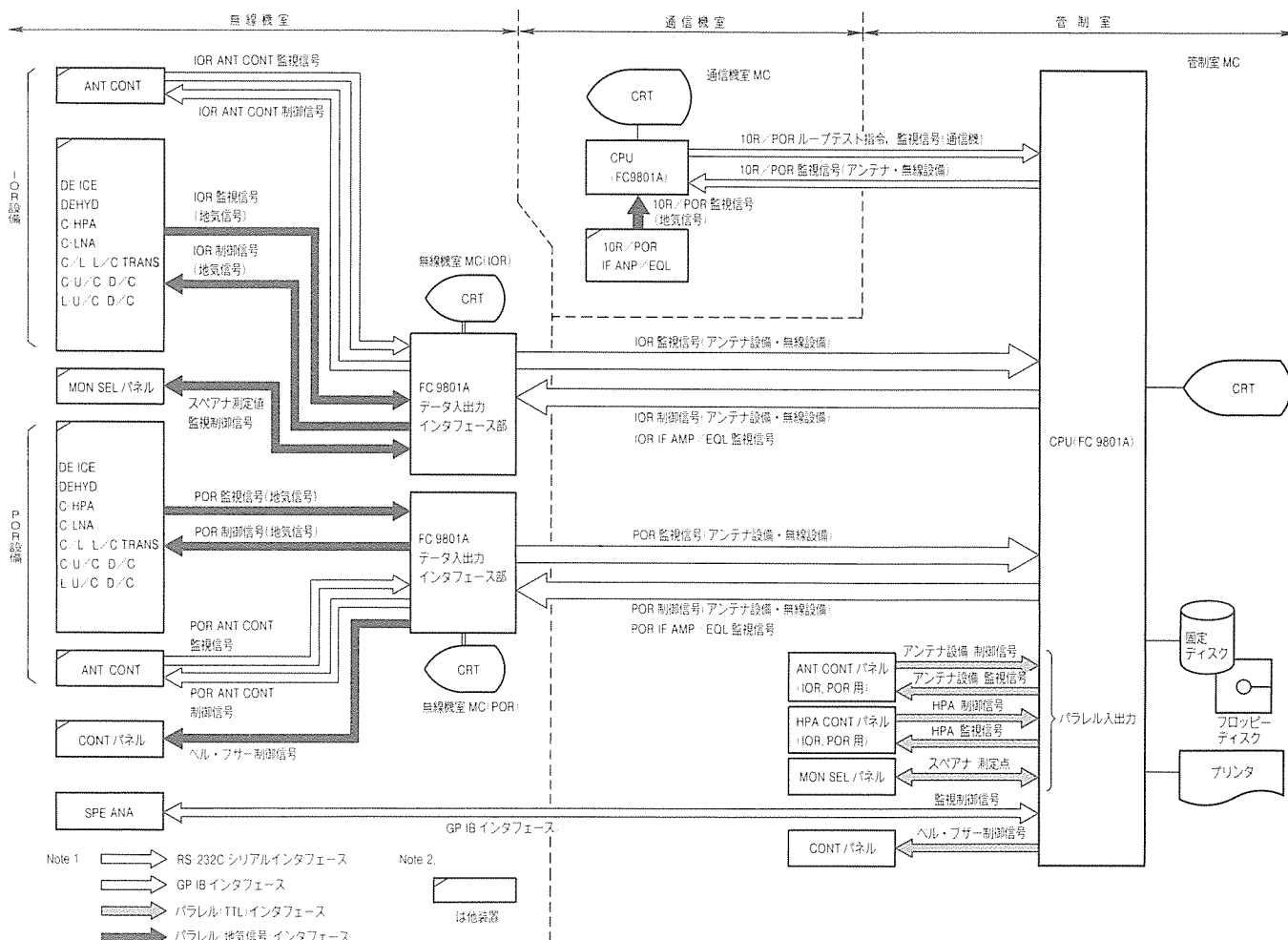


図 7. 機器監視制御設備のブロック図

- し、送信周波数変換装置へ出力する IF 合成機能。
- (2) 受信周波数変換装置から出力される受信 IF 信号を分配し、端局装置の各復調器へ出力する IF 分配機能。
- (3) 通信機室と無線機室との間の同軸ケーブルによる利得／周波数特性の傾斜を等化するケーブル等化機能。
- (4) 端局装置の変調器から出力される送信 IF 信号を受信 IF 信号として折り返して端局装置の復調器へ出力することにより、端局装置の IF 折返しループを構成する機能。

5. 機器監視制御設備 (MC)

機器監視制御設備 (MC) は、山口衛星通信所の管制室、第三通信機室、海事無線機室にそれぞれ設置され、アンテナ設備及び無線設備の監視制御並びに記録を行うものである。

図 7 に機器監視制御設備のブロック図を示す。

機器監視制御設備の概略機能は、下記のとおりである。

- (1) CRT 画面上に、海域ごと (太平洋、インド洋) のアンテナ設備及び無線設備のブロックダイアグラムをミミック表示し、各装置の監視・制御を行う。
- (2) 各装置の切替え、障害発生時のイベントを CRT 画面に表示するとともにプリンタに記録する。
- (3) 海事無線機室に設置したスペクトラム アナライザを用

いて次の項目を自動測定する。

- (a) 送信波 EIRP の測定
- (b) 受信波レベルの測定
- (c) 干渉波レベルの測定
- (4) C/L ループ試験系, L/C ループ試験系の制御を行う。

6. む す び

以上、インマルサット第二世代海岸地球局設備の概要について述べたが、海事衛星通信も平成 2 年 12 月から第二世代衛星への移行が開始され、この設備も順調に稼働している。

終わりに、この設備の設計・製作・据付け・調整に当たり、御討論、御尽力いただいた国際電信電話 (株) 及び三菱電機 (株) の関係各位に深謝する次第である。

参 考 文 献

- (1) 市川 満, 横山幸嗣, 土谷牧夫, 山口 巧, 蛭子井 貴 : S/X バンド共用広帯域コルゲートホーンの特性, A・P 89-22 (1989)
- (2) 照屋 茂, 是石秀則, 森 浩道, 伊藤富美夫 : インマルサット第 2 世代海岸地球局設備, 1991 年電子情報通信学会春季全国大会

宇宙用熱制御システム微小重力実験

村上政明* 大串哲朗* 高田 孝** 矢尾 彰**

1. ま え が き

大型人工衛星、宇宙ステーションなど宇宙構造物の大型化、大容量化に伴い、そこからの排熱処理はますます重要な問題となっている。2000年初期では一つの宇宙構造物からの排熱量は数十kWから100kWに達することが予想され、例えば現在スペースシャトルで使用されている、液を単相で循環させる液単相ループによる排熱方式では熱輸送能力が不十分であり、液体が蒸気になるときの蒸発潜熱を利用して熱を輸送する二相流体ループやヒートポンプの原理を応用したアクティブな大熱輸送、排熱技術が必要とされている。また、電力増幅器など電子機器単体の大容量化も進み、従来のアルミ伝熱板に代わる軽量で熱伝導性に優れた放熱板の開発も急務となりつつある。

著者らは宇宙用熱制御システムとして、既に実用化している人工衛星用軸方向ヒートパイプの技術を生かしたシャープエッジ方式による平板形ヒートパイプ放熱器の開発⁽¹⁾⁽²⁾、また大容量熱輸送・排熱方式として宇宙用ヒートポンプシステムの開発を進めてきた⁽³⁾⁽⁴⁾。

これら宇宙用熱制御システム開発の最大のポイントは、ヒートパイプやヒートポンプなどの熱制御機器において、作動液体(冷媒)の微小重力下における二相流動現象と伝熱特性をいかに機器構成に反映させ、検証するかにある。特に微

小重力下では液体の表面張力が支配的な流れとなることから、液体の表面張力とそれによって生じる毛管現象をいかにうまく利用するかがキーポイントといえる。

我が国では二相流動に関する微小重力実験は皆無に近く、機器設計における微小重力下での二相流動に関するデータは、海外の研究に頼っているのが現状である。ヒートパイプ、ヒートポンプ等の機器の開発では、微小重力下での基礎実験、又は検証実験は不可欠である。今回、NASA 航空機 KC-135 を利用し、熱制御機器内における微小重力下での二相流動現象及び伝熱特性の把握を行った。以下、この実験の概要を紹介する。

2. 微小重力実験の方法

実験は米国ヒューストンにおいて NASA 航空機 KC-135 を利用して行った。KC-135 はボーイング 707 と同形機で、内部の長さ約 20 m、幅 3 m、高さ 2 m 程度の空間の一部に実験装置が設置された(図 1 参照)。微小重力 ($0.01g$) は航空機が図 2 に示すような弾道飛行を行うことで、1 回につき約 20 秒間得られる。この弾道飛行は図 3 に示すように約 2 分周期で連続して 10 回、途中 5~10 分程度の水平飛行を挟んで 1 日に合計 40 回、それが 3 日間(合計 120 回)行われた。

機内の実験者は実験パラメータを途中で変更することができ、我々の実験では水平飛行時にヒータ加熱量、液流量等を変化させた。また、1 日の実験終了後、翌日のフライトまでの間に装置の一部変更、又は修理が可能であり、我々もヒートパイプの方向を水平から垂直にするなどの作業を行った。

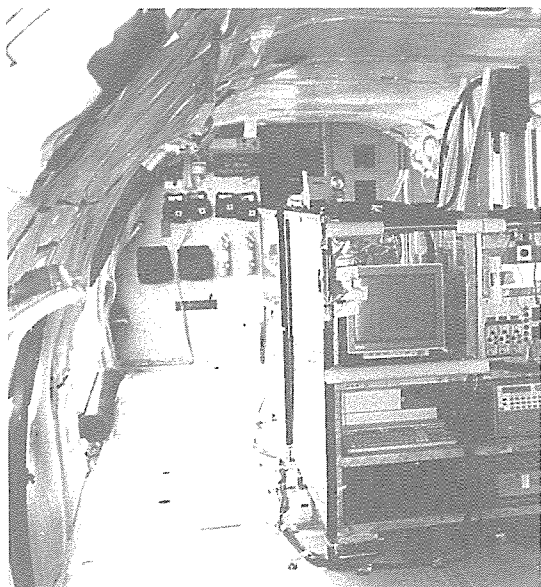


図 1. 微小重力実験装置の設置状況

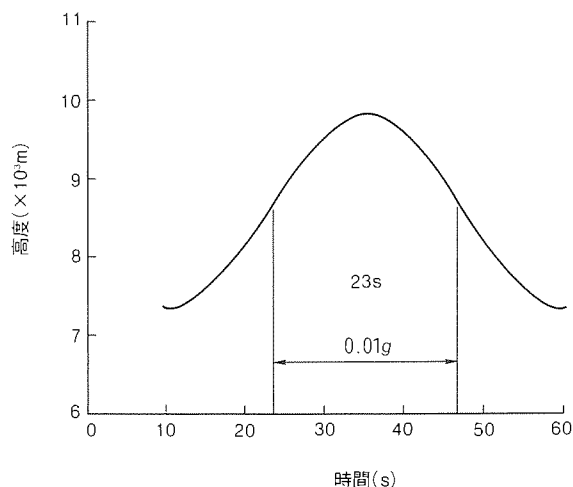


図 2. 航空機 KC-135 による微小重力時間

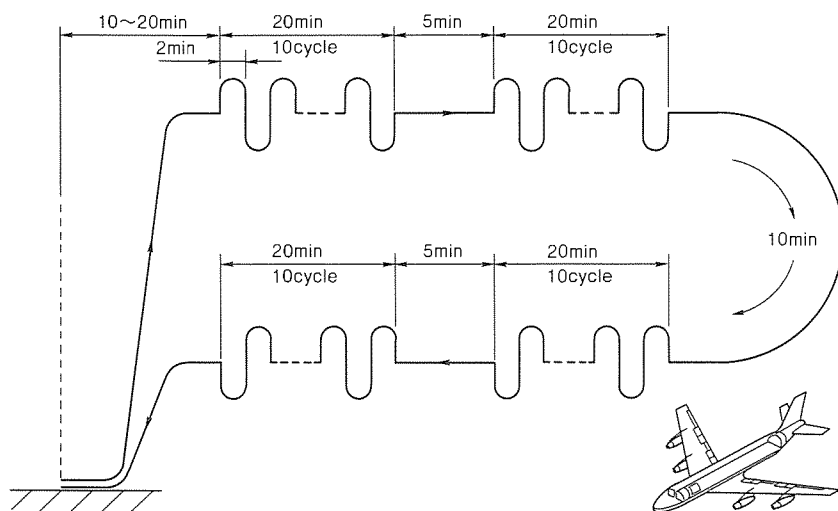


図3．微小重力実験飛行運用モード

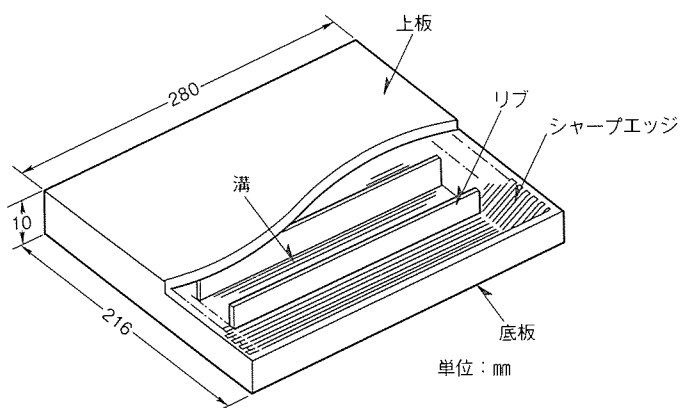


図4．平板形ヒートパイプの構成

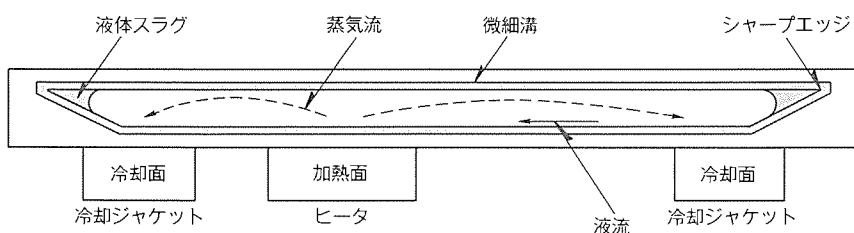


図5．シャープエッジ構造

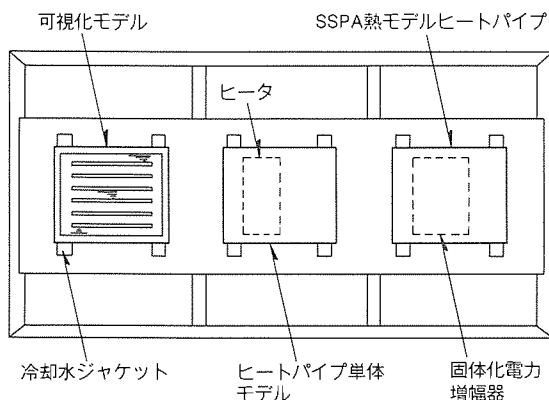


図6．平板形ヒートパイプ実験装置の構成

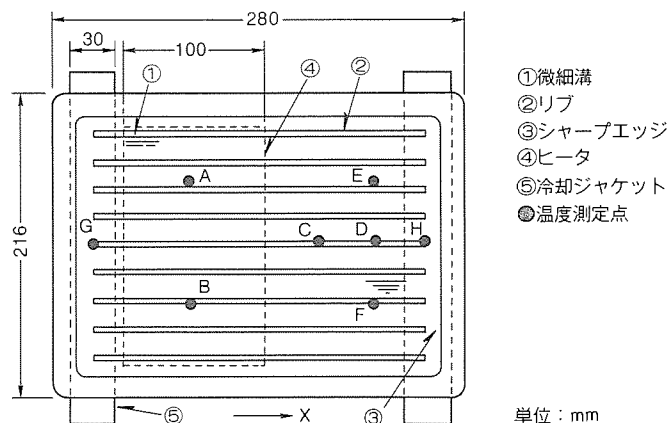


図7．温度測定位置

3. 平板形ヒートパイプの実験

3.1 実験装置の構成

平板形ヒートパイプは図4に示すように、内面に(矩)形溝が切られた上板と底板からなり、両端面がシャープなエッジを持つ中空の容器となっている。内部には作動液体としてアンモニアが封入されている。ヒートパイプ内部では、図5に示すように加熱面で加熱された作動液体が蒸発して冷却面に流れ、冷却されて凝縮・液化する。そして溝の毛管現象で溝中を流れ、元の加熱面に還流する。このときシャープエッジの部分に形成される液体スラグにより、上下面のすべての

の溝中に液が分配される(シャープエッジ冷媒分配方式)。このような作動液体の循環で、熱が加熱面から冷却面に微小な温度差で伝えられる。

実験装置は図6に示すように、ヒートパイプ内部の液体スラグを可視化するための可視化モデル(安全のため圧力の低いメチルアルコールを使用)、熱特性を得るため実際にアンモニアを封入したヒートパイプ単体モデル、ヒートパイプの実用性を検証するためのFET(Field Effect Transister:電界効果トランジスタ)を搭載した固体化電力増幅器熱モデルからなっている。

実験はヒートパイプを水平及び垂直に行った。ヒートパイプの加熱部(中央部)と冷却部(両端部)及び温度測定点の位置を図7にA~Hの記号で示す。

3.2 実験結果

(1) 垂直設置の場合

ヒートパイプを垂直にして加熱した場合の液体スラグの形状と温度変化を図8に示す。重力下では液体スラグが

下部にたま(溜)り、上部では加熱部中の溝から液体が無くなるドライアウト状態となり、上部(A点)の温度は下部(B点)に比べ高い状態になった。しかし、微小重力下では液体スラグが両端部にあるシャープエッジに形成され、液体スラグを通して液がすべての溝に分配されて正常なヒートパイプの動作が行われるようになり、上部(A点)の温度も低下してヒートパイプ全体の温度が均一になることが確認された。

(2) 水平設置の場合

水平状態におけるヒートパイプ定常時の壁面温度分布を図9に示す。水平状態では重力の有無による温度分布の変化がなく、重力が伝熱性能に影響しないことが分かる。図中にはヒートパイプに作動液体を注入する前、すなわちアルミ容器の熱伝導に基づく温度分布(破線)も示しているが、ヒートパイプはアルミ容器単体の場合の約1/5の温度差となり、ヒートパイプの優れた伝熱特性が顕著に現れている。

4. ヒートポンプ蒸発器の実験

4.1 実験装置の構成

微小重力下での伝熱性能向上を目指す宇宙用ヒートポンプシステムの蒸発器として、図10に示すコールドプレートについての実験を行った。蒸発器の伝熱性能を向上させるためには、伝熱面に作動液体の薄い液膜が維持されることが重要である。このコールドプレートでは微細溝が切られた底板と液分配管との組合せにより、毛管現象を効果的に利用して微小重力下でも作動液体が飛散、又は伝熱面中央に液塊として溜ることを防止するとともに、伝熱面に薄い液膜が形成され

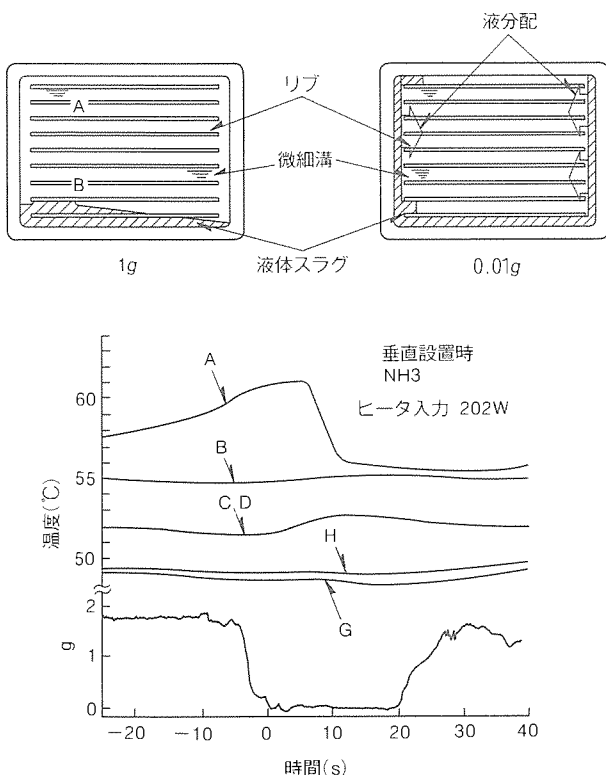


図8. 垂直設置時のヒートパイプ内液体スラグと温度変化

る構造とした。

実験では機内での安全性の面から、低圧のメチルアルコールをコールドプレートと、別に用意した凝縮器との間で機械式ポンプにより循環させ、コールドプレート面を加熱したときのコールドプレート内部の液体挙動及び壁面の温度変化を求めた。

4.2 実験結果

図10に示したコールドプレートの温度測定位置(α 点, β 点)の温度変化を図11に、また内部の液体挙動を図12(a), (b), (c)に示す。微小重力になる直前(図12(a))は機体後方斜めに加速度が生じるため、余剰の液体が容器底部の伝熱面 β 上のみに溜り、伝熱面 β からは核沸騰が、伝熱面 α からは溝中の薄い液膜からの蒸発現象が観察された。微小重力に入ると伝熱面の気泡が大きく成長し(図12(b)), それらが余剰の液を排出して容器コーナにわずかに液体スラグが残るだけとなり、その結果伝熱面 α , β とも伝熱に適した薄い液膜が形成された(図12(c))。また、温度変化を見ると α 点の温度

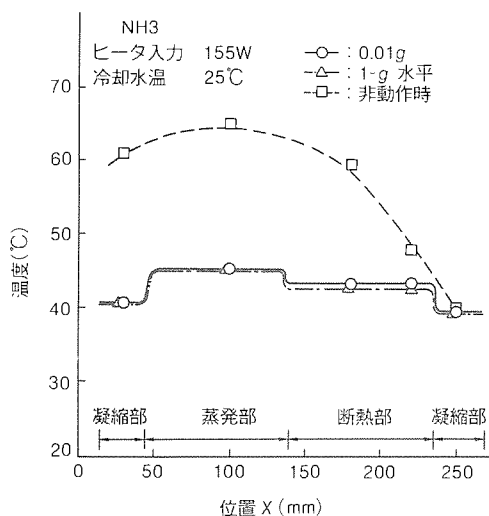


図9. 水平設置時のヒートパイプの温度変化

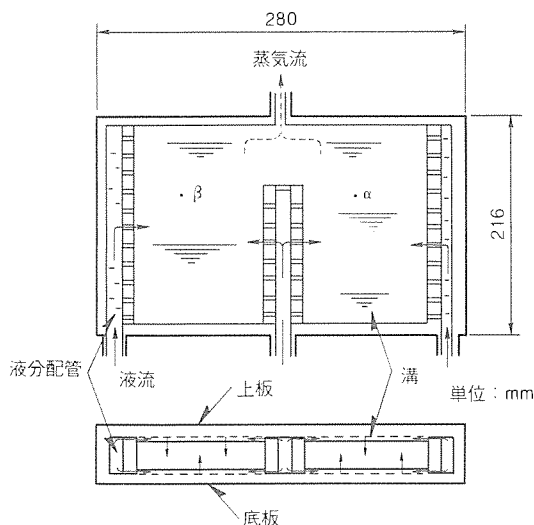


図10. コールドプレートの構成

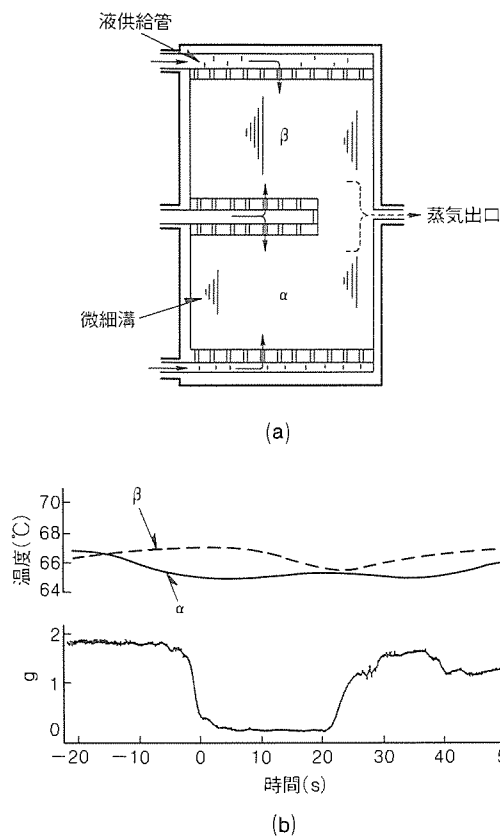


図 11 . コールドプレートの温度変化

が常に低いのに対し、 β 点の温度は重力下で高く、微小重力下で α 点と同様に低くなっている。これは薄い液膜からの蒸発熱伝達率(実測値 $2,000 \text{ W/m}^2$)が重力下での核沸騰熱伝達率(実測値 700 W/m^2)に比べ大きいためである。このことからこのコールドプレートが、微小重力下では伝熱に適した薄い液膜が形成され、優れた伝熱特性を示すことが分かる。

5. む す び

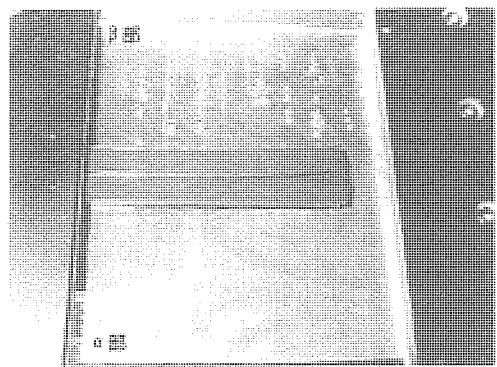
航空機を利用した微小重力下において、平板形ヒートパイプとヒートポンプ蒸発器内の二相流動の観察、及び熱伝達実験を行い以下の結果を得た。

- (1) 新考案のシャープエッジ冷媒分配方式による平板形ヒートパイプが微小重力下で正常に動作し、優れた伝熱特性を示すことを確認した。
- (2) 微細溝による毛管現象を利用したコールドプレートでは、内部において微小重力下で伝熱に適した薄い液膜が形成され、重力下に比べて優れた温度均一性や熱伝達特性が得られることを確認した。

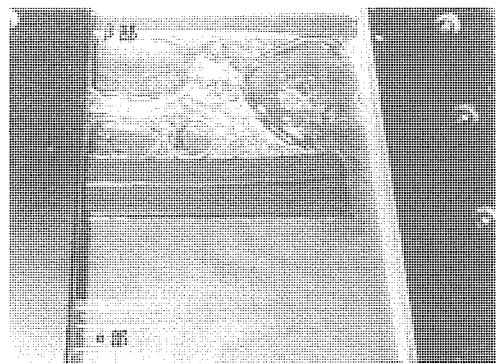
以上、航空機を利用した微小重力下での伝熱実験の概要を述べた。宇宙での大容量、高性能熱制御装置の開発に際しては微小重力下での伝熱実験は今後とも必要であり、今回の実験で得られた貴重な経験を生かしていく予定である。

参 考 文 献

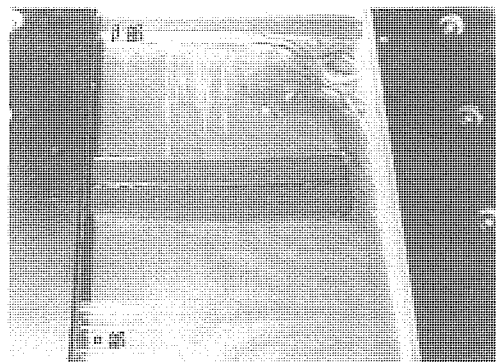
- (1) Ogushi, T., Murakami, M., Takada, T., Yao, A. : Study



(a) 1.6gにおける液体挙動



(b) 0.01g初期における液体挙動



(c) 0.01g後期における液体挙動

図 12 . コールドプレート内の液体挙動

on Newly Developed Flat Plate Heat Pipe Heat Sink, Proc. of 1988 National Heat Transfer Conf., Houston Texas, 517~521 (1988-7)

- (2) 大串哲朗, 村上政明, 高田 孝, 矢尾 彰: 平板形ヒートパイプの微小重力実験, 日本機械学会熱工学講演会講演論文集, 109~110 (1990)
- (3) Ogushi, T., Murakami, M., Takada, T., Yao, A. : Development of a Heat Pump Thermal Control System for Spacecraft, Proc. of 16th Int. Symp. on Space Technology and Science Sapporo, 871~878 (1988)
- (4) 大串哲朗, 村上政明, 高田 孝, 矢尾 彰: 微小重力下における平板形蒸発器の二相流動挙動と熱伝達特性, 第34回宇宙科学技術連合講演会予稿, 102~104 (1990)

直動形超高速可変速ブロワ用電動機

西川義富美* 大木博文* 池田雅博* 増田博之*

1. ま え が き

石油精製，化学プラント，下水処理，ごみ処理プラント等に使用されているコンプレッサ，ブロワなど超高速運転（回転数3,600r/minを超えて運転される場合を超高速運転という。）される機械は，従来，商用電源周波数（50 Hz 若しくは60Hz）で運転される三相誘導電動機と増速ギヤの組合せ，又はスチーム，ガスタービンで駆動されている。これらの機械に関し，近年省エネルギー，省スペース，そして保守の簡略化の観点から，エネルギーコストの安価な電動機による直接可変速駆動へのニーズがより高くなっている。

これらの要求に対し，インバータ技術の進歩は著しく，高速スイッチング性能と自己消去性を備えたトランジスタインバータ，大電流，高電圧化が可能なGTO（ゲートターンオフ）サイリスタインバータが，中大容量電動機の超高速可変速用電源として実用化されている。

当社は業界に先駆け，インバータ技術を生かして超高速可変速システムである《MELDRIVE シリーズ》を開発・製品化し，現在，市場において好評を得ている。

今回紹介する，“直動形超高速可変速ブロワ用電動機”は，《MELDRIVE シリーズ》を基本として，ブロワ装置全体として更に省エネルギー，省スペース，保守の簡略化を図るため，三菱重工業(株)横浜製作所と当社が共同で，ブロワ装置専用として開発した。“直動形”とは，ブロワのインペラ（羽根車）を電動機の出力軸に直接取り付けけた形状であり，これにより，電動機とブロワが一体化され，従来のブロワ装置と比べ，大幅な小型・軽量化・高効率化・保守を簡略化したブロワ装置を実現するとともに，よりブロワの機能に合致した超高速可変速電動機を開発した。

“直動形超高速可変速ブロワ用電動機”は，世界に先駆けて開発した製品で，業界に新風を吹き込むものと期待してい

る。

以下に“直動形超高速可変速ブロワ”の概要，及びこのブロワ駆動用に開発された“直動形超高速可変速ブロワ用電動機”について紹介する。

2. 直動形超高速可変速ブロワの概要

今回実用化した，ブロワ及び電動機の仕様を，表1，表2及び図1に示す。運転回転数範囲は，8,000～12,000r/minで，PWM 正弦波インバータで超高速可変速運転する。電動機は，他力ファン冷却方式，開放防滴，2極機の三相誘導電動機で，出力軸を標準に比べ長くし，ブロワのインペラをその先端に直接取り付ける構造としている。

直動形超高速可変速ブロワの駆動システムは従来に比べて以下のような特長を持っている。

(1) 省スペース（小型，軽量化）

従来の超高速ブロワの駆動システムは，“一定速度電動機＋増速ギヤ＋ブロワ”という構成である。これに対し，このブロワ装置では，駆動電動機として超高速電動機を採用し，小型化を図るとともに，“ブロワのインペラを電動機の出力軸に直接取り付け”とし（図2参照），電動機とブロワを一体化

表2．直動形超高速可変速ブロワの仕様

風 量	100～240m ³ /min
吸入圧力	～981Pa {～100mmAq}
吐出圧力	19,613～49,033Pa {2,000～5,000mmAq}
回 転 数	7,000～12,000r/min

表1．直動形超高速可変速ブロワ用電動機の仕様

出 力	250kW	絶 縁	F 種
極 数	2	保 護 方 式	防滴保護 (JP22)
電 圧	400V	冷 却 方 式	他力通風方式 (JCOF)
電源周波数	117～202Hz	駆 動 方 式	VVVF
回 転 数	7,000～12,000r/min	軸 受	すべり軸受
形 式	SB-LHY	潤 滑 方 式	強制給油
枠 番	250		



図1．直動形超高速可変速ブロワ用電動機の外観

し、さらに小型、軽量化、省スペースを実現した。図3に従来システムとの比較を示す。従来システムに比べて約60%の据付け面積となり、大幅に小型、軽量化している。

(2) 保守の簡略化

電動機とブロワの一体化により、従来の駆動システムから、“増速ギヤ”、“カップリング”をなくしたため、部品点数が大幅に少なくなるとともに、熟練を要したギヤの歯面検査、電動機との直結時の心出し作業などが不要となり、大幅な保守の簡略化を実現した。

(3) 高効率化

増速ギヤを駆動システムからなくしたため、増速ギヤ部分の損失は皆無となる。さらに、インバータ駆動により、広範囲の回転数で可変速運転し、軽負荷に対応するため、従来のダンパ制御に比べ、全運転領域で高効率化となる。

(4) 補機の小容量化

増速ギヤがなくなり、これに要した潤滑油が不要となり、潤滑装置を大幅に小さくできる。

(5) 据付け、基礎工事が容易

ブロワ装置全体が小型、軽量化され、据付け面積が大幅に小さくなり、基礎、据付け工事が容易となる。

3. 直動形超高速可変速ブロワ用電動機の開発

このブロワ装置の開発は、超高速可変速ドライブシステムの技術の上に成り立っている。当社は、超高速可変速ドライブシステムとして、1987年に業界に先駆けて《MELDRIVE シリーズ》⁽¹⁾をシリーズ化し好評を得ている。図4、表3、表4に主な仕様を示す。

《MELDRIVE 2000》は、超高速かご形電動機と大容量トランジスタインバータを組み合わせで専用化し、最大回転数12,000r/min、出力530kW(760kVA)までを標準化し、800kW(1,200kVA)まで対応可能とした汎用の超高速可変速ドライブシステムである。

《MELDRIVE 4000》は、大型超高速かご形電動機とコンパクトな大容量GTOインバータを組み合わせ、800kWを超

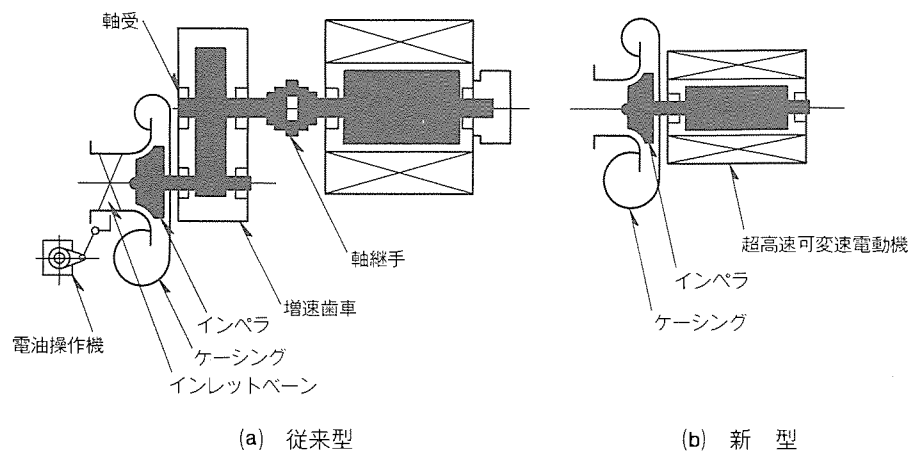


図2. ブロワ駆動方式の比較

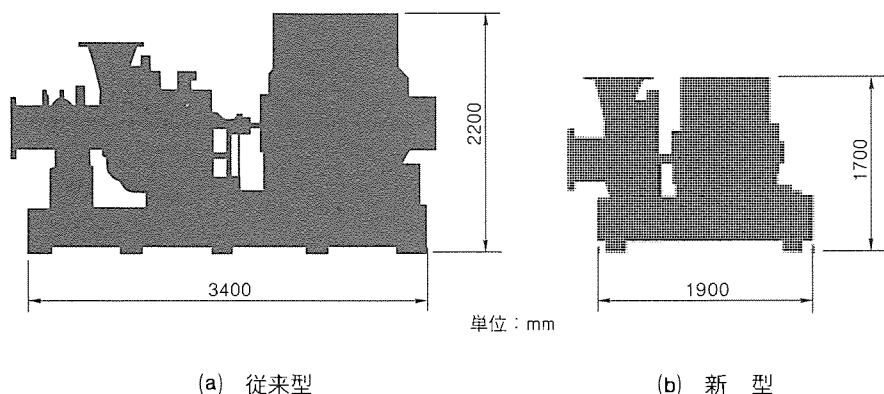


図3. ブロワ装置の比較

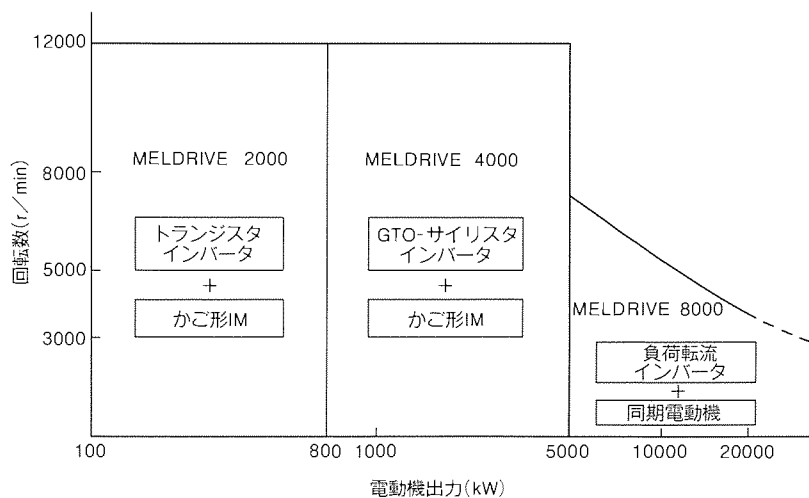


図4. 《MELDRIVE シリーズ》の適用

え、5,000kWの大出力までカバーするシステムで、超高速運転に伴う種々の問題を克服し、12,000r/minの最高速度を実現している。

これら、超高速かご形電動機は小さなフレームで大きな出力が得られるため、大幅な機器の小型化が図れる。

インバータ盤は独自の回路構成と構造により、大容量、高効率、コンパクト化を実現している。代表的な回路構成を図5に示す。

表 3. 《MELDRIVE 2000》の標準仕様

イ ン パ ー タ	容 量 (kVA)		140	190	285	380	430	570	760
	適用電動機 の最大出力 (kW)	低減トルク	95	130	200	265	300	395	530
		定 ト ル ク	90	120	180	240	275	365	485
電 動 機	最 大 出 力 電 圧 (V)		400±10%						
	入 力 電 源	定 格 電 圧 (V)	420±10%						
		定 格 周 波 数 (Hz)	50/60±5%						
		所 要 容 量 (kVA)	150	200	300	400	450	600	800
電 動 機	型 式		三相超高速かご形誘導電動機 SB-LHY						
	保 護 方 式 / 冷 却 方 式		防滴保護型/他力通風型(冷却用ファンをフレームにマウント)						
	速 度 制 御 範 囲		二乗低減トルク:10~100%, 定トルク:50~100%						
	定 格 出 力 (kW)		100	200	300	400	500		
	適 用 最 高 回 転 数 (r/min)	5,000	SB-LHY 280 (ころがり軸受)						
		6,000	SB-LHY 250 (ころがり軸受)						
		8,000	SB-LHY 280 (ころがり軸受)						
		10,000	SB-LHY 280 (すべり軸受)						
		12,000	SB-LHY 280 (すべり軸受)						

表 4. 《MELDRIVE 4000》の定格例

項 目	定 格
入 力 ト ラ ン ス	型 式 三相整流器用変圧器
	出 力 500kVA
	周 波 数 60Hz
	電 圧 3.3kV/600V×2
イ ン バ ー タ	型 式 24相電圧型GTOインバータ
	出 力 3,300kVA
	周 波 数 2~201Hz
	電 圧 936V×4
	変調方式 PAM/PWM
	制 御 すべり周波数制御 冷却方式 強制風冷式(ヒートパイプ)
出 力 ト ラ ン ス	型 式 24相多重変圧器
	出 力 3,300kVA
	周 波 数 201Hz
	電 圧 936V×4/3.3kV
電 動 機	型 式 三相かご形誘導電動機
	出 力 2,500kW
	極 数 2極
	周 波 数 201Hz
	電 圧 3,300V
	回 転 数 12,000r/min 冷却方式 全閉内冷型, 他力通風方式

《MELDRIVE 8000》は、5,000kW を超える大容量機に対応可能なブラシレス同期電動機を負荷転流インバータで超高速可変速ドライブするシステムである。

このブロワ用電動機は、容量的に《MELDRIVE 2000》用超高速可変速電動機の技術をベースに、直動形の構造を適用する新たな開発を行った。図6に構造を示す。

このブロワ装置は、2.1節で述べたように、多くのメリットを持っているが、実用化するには技術上の諸問題、特に振動上の問題があり、実用化されていなかった。今回、これら

の問題を、“超高速可変速電動機の技術と経験”及び“振動解析技術”によって解決した。以下にこの電動機の特徴について紹介する。

4. 直動形超高速可変速ブロワ用電動機の特徴

4.1 高 効 率

この電動機は最高12,000r/minという超高速で運転されるため、機械的、電磁氣的損失が増加するが、以下の対策によって高効率化を図っている。

(1) 電磁氣的損失

電磁氣的損失としては、インバータ電源から出力される高い周波数の基本波、及び高調波成分による一次銅損、二次銅損、鉄損の増加があり、大きな漂遊負荷損がある。高い周波数の電流によって導体内に電流分布の不均一が生じ、表皮損が発生するが、これに関しては素線サイズの選定を含め、最適なコイル設計を行い損失の低減を図っている。また、高い周波数による鉄損、漂遊負荷損の増加に対しては、高級電磁鋼板の採用と解析による磁路の最適設計を行い、損失の低減を図っている。また、回転子に生じる渦電流によって生じる損失を低減させるため、回転子鉄心は積層鋼板構造を採用している。

(2) 機械的損失

機械的損失には超高速で回転することによって生じる風損及び軸受損がある。風損に対しては、回転子表面を滑らかにし、極力風損の少ない回転子構造とするとともに、他力ファン通風方式とし、冷却ファンによる損失を低減している。軸受損に関しては、できる限り軸受径を小とし、軸受部の周速を小さくするとともに、ブロワから生じるスラスト力を受ける軸受についても、損失の少ない軸受を採用し、損失の低減を図っている。

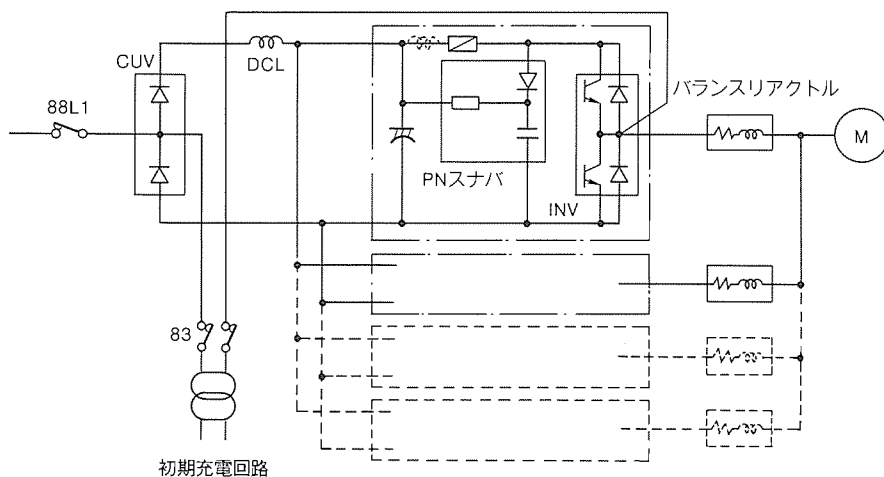


図5. 《MELDRIVE 2000》駆動用インバータの構成

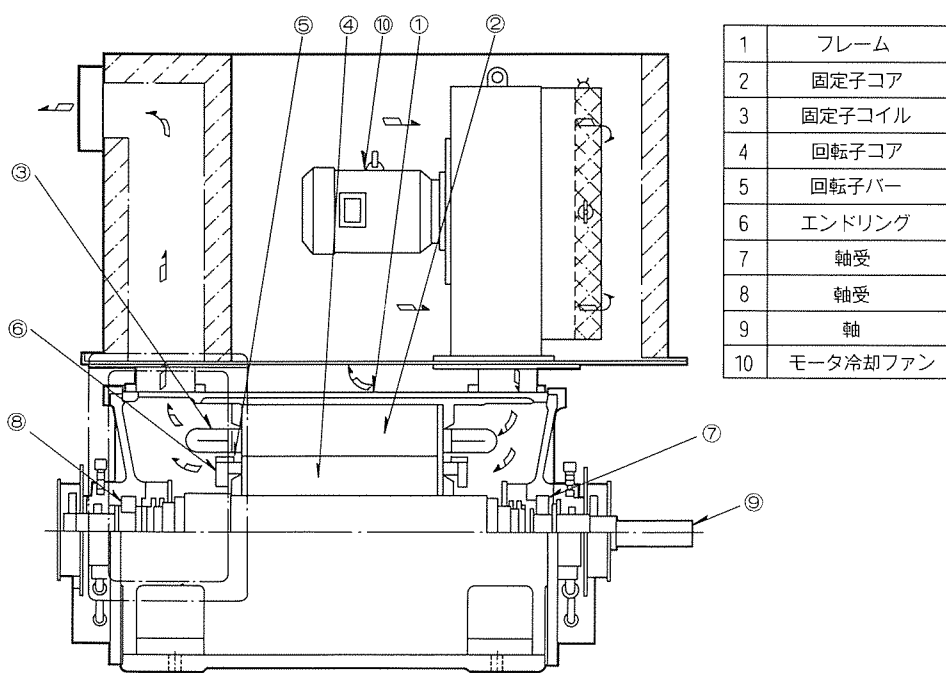


図6. 超高速可変速電動機の構造

4.2 騒音

超高速電動機では、回転子が超高速で回転するときの風切音、通風音、そしてインバータ電源の出力波形のひずみに起因する電磁音が騒音源としてある。風切音に対しては、回転子表面を円滑にすることにより、冷却ファンの通風音に対しては低速他力ファンの採用により、低騒音化を図っている。電磁音に対しては、固定子と回転子溝数の組合せ、固定子鉄心、固定子フレームの剛性の最適化、各磁路の磁束密度について最適化設計と騒音の低減を図っている。

4.3 回転子強度

超高速運転時に生じる遠心力に対し、十分な強度を持つよう、有限要素法等により、回転子各部の強度解析を実施している。また回転子には、新規に開発された高張力電磁鋼板を用いて回転子強度を高めている。

4.4 低振動

電動機で主に問題となる振動について以下に述べる。

(1) $2f$ 振動 (f : 電源周波数)

電磁氣的加振力による振動で、電源を切ると同時に消滅する。この振動は、すべての電動機で発生し、その加振周波数は電源周波数の2倍である。この加振周波数と電動機各部が共振問題を生じることがある。

(2) アンバランス振動

回転子はアンバランスによって生じる振動で、加振周波数は回転周波数と一致している。通常、回転子はダイナミックバランスをとり、振動上問題のないようにしているが、以下の場合、問題となる。

- (a) 軸破損等により、アンバランスが大となる。
- (b) 軸の危険速度と回転周波数が近い。
- (c) フレーム系の固有振動数が回転周波数に近い。

4.4.1 $2f$ 振動対策

この電磁氣的加振力は固定子側に作用し、固定子鉄心、フレーム各部を振動させる。固定子鉄心、フレーム各部は、この加振力に対し、十分な剛性を持つよう製作される。また、運転周波数範囲内で、 $2f$ 加振周波数と固定子鉄心、フレーム各部の固有振動数が一致し、共振現象を起こさないよう、剛性、構造を決める必要がある。固定子鉄心、フレーム各部の剛性、構造に関しては、現在まで多くの実績を持つ《MELDRIVE 2000 シリーズ》の電動機をベースに検討、製作した。

4.4.2 アンバランス振動対策

この電動機は、超高速運転され、かつ出力軸にインペラが直接取り付く構造（オーバハング構造）となっている。

オーバハング構造の電動機は振動問題を生じやすく、高速電動機（運転速度1,500 ~ 3,600 r/min の電動機）でもしばしば問題となるが、これは標準構造に比べ軸の危険速度が大幅に低下するためである。

オーバハング構造では、インペラの質量、取付位置、軸径により、軸の危険速度は大きく変化するため、超高速可変速

かつオーバハング構造のこの電動機の軸の危険速度、振動値の予測については、十分な振動解析と検証が必要である。

振動対策として、以下を実施した。

(1) すべり軸受の採用

この電動機は最高 12,000 r/min で運転するため、軸の危険速度を運転速度以上にすることは困難で、運転周波数内に軸の危険速度が存在する。このため、危険速度での振動応答値を押さえる必要があり、減衰効果が大きく、磁気軸受などに比べて安価で取扱いの簡単な油潤滑すべり軸受を採用した。

(2) インペラ質量、取付位置

インペラの質量及び出力軸へのインペラ取付位置は、軸の危険速度及び振動モードに大きな影響を与えるため、ブロワメーカーと打ち合わせ、インペラ質量を軽くし、ブラケット形状を工夫してインペラ取付位置を極力軸受に近い構造とした。

(3) 回転子アンバランスの低減

回転子は積層構造回転子としているが、製作時に生じるアンバランスを極力小さくするため、特別の治具、加工方法を採用した。また、回転子と軸の組立てのためのキーは廃止し、アンバランス成分をなくすよう工夫した。

(4) 振動の解析

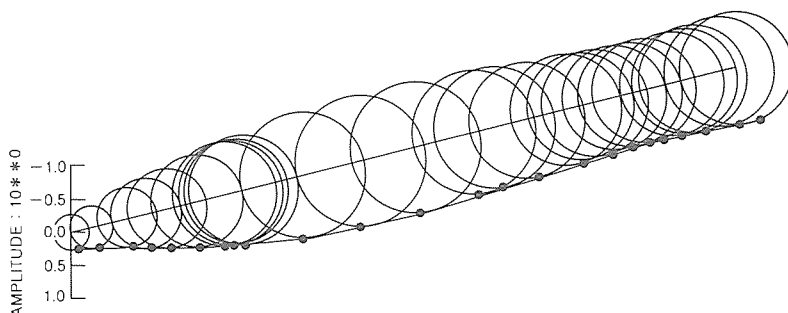
振動解析として、軸系の固有振動数の計算、各部アンバランスによる振動応答計算を実施した。また、モデルテスト機を製作し、振動測定、調査を行い、解析の妥当性について検証した。この結果をもとに、開発機について振動特性を検討し、軸の寸法、形状及び軸受仕様を決定した。その結果、開発機について良好な振動特性を得ることができた。解析例及び振動実測例を図 7、図 8 に示す。

5. む す び

以上、“直動形超高速可変速ブロワ用電動機”について紹介した。この電動機は、超高速可変速電動機システムの技術と製作実績に加え、高い振動解析技術と工作技術によって、初めて製作可能であり、業界に先駆けて開発した。

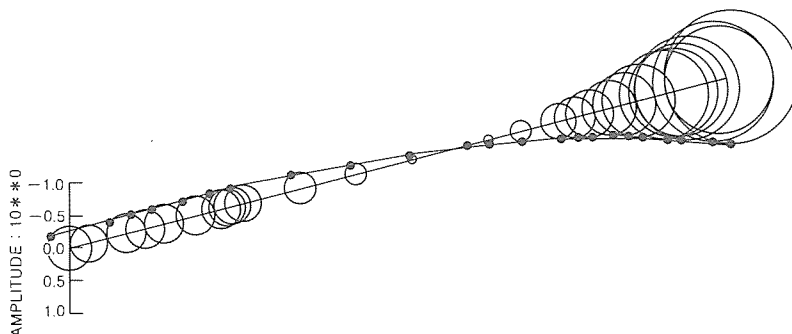
この電動機を採用したブロワ装置は、これまで述べたよう

EIGEN VALUE(1.7373 * 10 * * -1 : 10424.5 CPM) AT ROTATING SPEED 12,000.0 r/min



(a) 固有振動数 10,425 r/min

EIGEN VALUE(1.8578 * 10 * * -1 : 14833.3 CPM) AT ROTATING SPEED 12,000.0 r/min



(b) 固有振動数 14,833 r/min

図 7. 軸の固有振動数計算例(一次、二次振動モード)

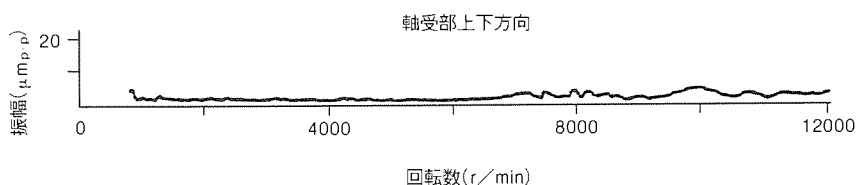


図 8. 振動測定値の実測例

に、多くのメリットを持っており、多くのユーザーに受け入れられるものと期待している。

今後、この電動機及びインバータ盤について、シリーズ化を行い、さらに信頼性の高い“直動形超高速可変速ブロワ用電動機”を製作、提供していく所存である。

この電動機の開発に当たっては、多くの人々の協力があった。これらご協力いただいた各位に感謝の意を表す。

参 考 文 献

- (1) 沖田哲夫, 池田雅博, 西 祥男, 増田博之, 阪部茂一: 超高速可変速電動機システム《MELDRIVE シリーズ》, 三菱電機技報, 61, No. 11, 905~910 (1987)

東京電力(株)犀川総合制御システム

長岡 宏* 高山正博* 横田史郎** 町野 毅** 正山照久**

1. ま え が き

東京電力(株)犀川総合制御所は、昭和53年運開以来、発電所、開閉所及び関連送電線を集中監視制御し、電力の安定供給と水力エネルギーの有効活用に貢献してきた。今回、この設備の更新にあたり、監視、操作、調整及び記録などの運転業務を従来より一層自動化、機械化するとともに、より高度な系統及び水系総合監視制御システムを開発し平成3年3月に完成した。

このシステムでは、高性能32ビット計算機やHDLC方式の高機能遠方監視制御装置(テレコン)を採用しており、かつそれらを二重化することにより、機能と信頼性の向上を図っている。

本稿では、犀川総合制御システムに適用した新しい技術を中心にシステムの機能、特長などを紹介する。

2. システムの概要

犀川総合制御システムは、5発電所、1開閉所を集中監視

制御するシステムであり、さらにダム管理所の計算機など複数のシステムと通信し、水系・ダム諸量の監視機能も備える。その対象箇所を表1に示す。

2.1 システム構成概要

このシステムでは高性能32ビット計算機を中心として、テレコン装置、電力系統と水系の両系を同時に監視するための総合監視盤、制御卓、各種周辺機器によって構成している。システム構成を図1に、制御室外観を図2に示す。

表1. 電気所及びその他の情報伝送箇所

電気所	生坂発電所	(発電機出力21.0MW, 発電機台数1台)
	平発電所	(発電機出力15.6MW, 発電機台数1台)
	水内発電所	(発電機出力31.0MW, 発電機台数3台)
	笹平発電所	(発電機出力14.1MW, 発電機台数2台)
	小田切発電所	(発電機出力16.9MW, 発電機台数2台)
	新町開閉所	
その他	・上/下流ダム管理所	
	・東京系統給電所	
	・建設省	
	・新愛本変電所 ほか	

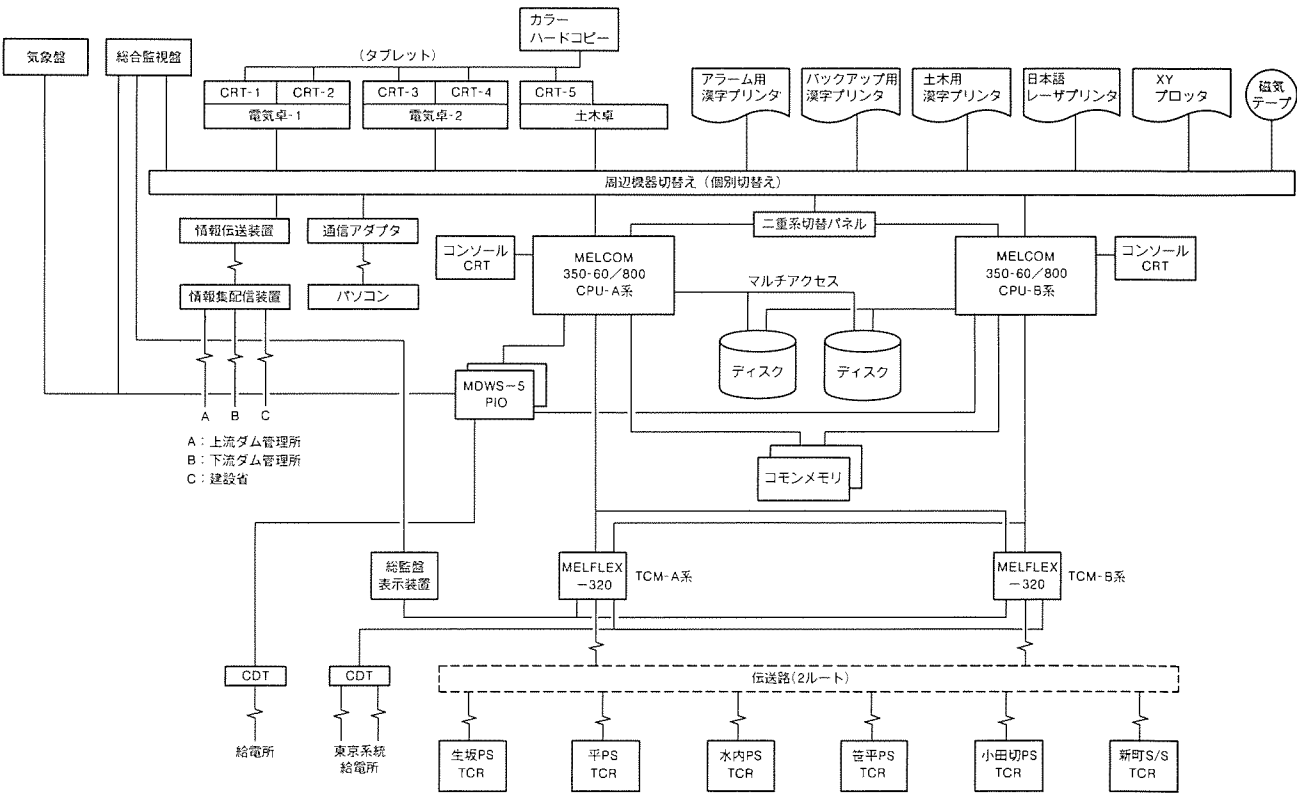


図1. 犀川総合制御システムの構成

*東京電力(株)千曲川電力所 **三菱電機(株)制御製作所

このシステムの特長を以下に示す。

(1) 高性能32ビット計算機

水系集中監視制御としては、三菱電機(株)で初めて高性能32ビット計算機《MELCOM 350-60/800》を採用し、完全二重化構成とした。

(2) フルグラフィック CRT

監視制御の中心となる CRT は、1,280×1,024 ドットのフルグラフィック CRT (M 4328 N) を採用した。オペレーション方式は、小型タブレットによって画面位置選択を行う方式としている。

(3) 高機能 HDLC テレコン

従来のサイクリック伝送 (CDT) 方式に替わって、ハイレベルデータリンク (HDLC) 方式テレコン《MELFLEX-320》を開発し、大容量・高速・高機能な情報伝送を可能にした。

2.2 システム機能概要

このシステムは、①水系一貫運用に基づく発電所の運転監視、開閉所を中心とした系統の監視制御、各種の記録統計等の発電業務と、②犀川系5ダムや河川などの水系状態を指令監視する土木業務の二つの機能に大別される。

このシステムの機能概要の一覧を表2に示す。

3. 計算機システム

計算機システムは図1に示すように、《MELCOM 350-60/800》2台、磁気ディスク装置/2台、グラフィック CRT/5台、漢字プリンタ/3台、レーザビームプリンタ/1台、XYプロッタ/1台等で構成している。計算機を中心としたシステム構成と機能を説明する。

3.1 構 成

(1) 中枢部の二重化

CPU は二重化構成とし、二重化されたコモンメモリによって計算機系切替時のデータ等価を実現している。テレコンについても伝送路を含め装置を二重化し信頼性向上を図っている。

(2) マンマシン インタフェース装置

一つの制御卓はフルグラフィック CRT/2台、タブレット、押しボタンパネル及びテンキースイッチで構成した。系統操作などの手順作成にあたり、JIS レベルの漢字表示が必要になるが、準備された用語集から編集入力することにより、操作手順表そのままを実行制御できるマンマシンシステムを実現した。また、印字機器は漢字出力が可能なプリンタによって日本語処理を可能としている。制御卓の各種押しボタンは、コンソールプロセッ

サ (マイクロプロセッサ内蔵) により、直接 CPU と接続し小型・高機能を実現している。

3.2 運 転 方 式

3.2.1 二重系運転方式

このシステムは以下に述べるとおり、デュアル併用のデュプレックス方式を採用している。システムの運転モードの遷移を図3に示す。

平常時は片系を常用モード、他系を待機モードとして運転し、常用モード系が障害によって停止した場合は、直ちに待



図2. 制御室の外観

表2. システム機能の概要

No.	項 目	内 容
①	監視機能	・応動状態、自動状態監視 ・数値情報監視 ・保守管理機能 ・SOE 処理 ・システム異常監視
②	発 電 業 務	制御操作機能
③		誤操作防止機能
④		自動系統操作機能
⑤		発電機自動出力制御機能
⑥		記録統計機能
⑦		水系運用計画計算機能
⑧		メンテナンス機能
⑨		シミュレーション機能
⑩		情報伝送機能
⑪	土木業務	土木業務機能
⑫	その他	各種利得計算

機モードがバックアップを行いオンライン運転を継続する。バックアップに備え、待機モード系は常用モード系とは非同期にテレコン及びプロセス入出力装置との入出力処理を行っている。また、待機モードの系を試験モードにすることにより、ソフトウェアの試験、保守を行うことができる。なお、試験モードではシミュレーション機能を使用することにより、オンライン系と同等の試験環境を実現できる。

3.2.2 データ等価

オンラインデータの連続性を確保するため、コモンメモリを系間に設け、次の処理によりデータ等価を実現している。

(1) デュアル処理

テレコン及びプロセス入出力装置のデータは、常用モード系、待機モード系の両方で同一の入力データを非同期に並列処理する。

(2) トラッキング処理

常用モード系での制御卓操作結果や処理結果を同期して待機系に記憶させる。

(3) 待機モード成立時のトラッキング処理

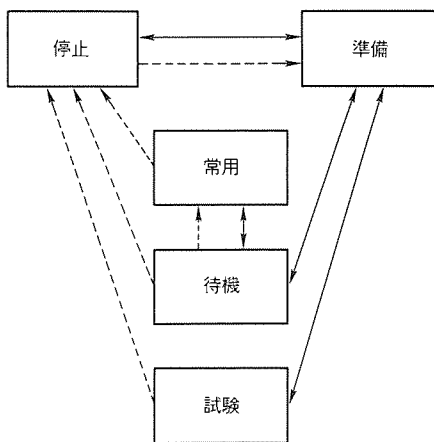
待機モード成立時に常用モード系のオンラインデータを読み込みトラッキングする。

3.2.3 伝送路の二重化

以下、制御所装置を TCM、被制御所装置を TCR と略す。

テレコン装置は TCR を除き、伝送路を含めてすべて二重化構成になっている。テレコンシステムの構成を図 4 に示す。

TCM と TCR 間の回線 (⑤～⑧) については、TCM が伝送ルート状態、TCR の状態を常に監視し、健全な回線を自動選択する。これによって、TCR ごとの切替えが可能となり、システムの稼働性が大幅に向上している。また、計算機と TCM 間のデータリンク (①～④) については、常用系の計算機に接続されているルートがすべて異常になり、他系が正常であれば、待機モード系の計算機を常用系に切り替える。



←--- : 自動モード遷移
 ←→ : 手動モード遷移

図 3. 運転モードの遷移

3.3 機能

主要機能を以下に説明する。

3.3.1 発電業務

(1) 監視

電気所から送られてくる二値情報 (SV)、数値情報 (TM) を収集し、次の状態検出などの基本加工処理を実施し、データを保存するとともに CRT 及び総合監視盤に表示する。二値情報の監視は運転員の監視業務を迅速かつ正確に行うため以下に示す状態変化 (状態) 種別を判別し、メッセージ表示/印字を行う。

- (a) 応動状態: 機器操作による状態
- (b) 事故状態: 保護リレー動作による状態
- (c) 再閉路状態: 遮断器の再閉路成功ないし最終遮断による状態
- (d) 故障状態: プラント機器の異常信号の状態
- (e) 単純状態: 運転/停止, リレーの復帰などの状態
- (f) 単独状態: 現地操作の状態
- (g) 異常状態: 通常の制御保護操作に該当しない状態
- (h) 作業状態: 作業中の機器の状態
- (i) 他所状態: 自所操作対象外の機器の状態

また、母線電圧の数値情報、及び遮断器・断路器等の状態から線路の充停電を判定し、CRT のスケルトン表示画面上で線路の色替え (加圧表示) を行い、電力系統の把握を容易にしている。また、任意の二値情報を選択登録することにより、SOE (Sequence of Event) 項目として TCR に記憶させておき、10 ms の分解能で要求表示する事故解析機能を備えている。図 5 にスケルトンの CRT 表示例を示す。

(2) 制御

- (a) 遮断器等の制御に対し、下記の 3 機能を備えている。
 - (i) 個別制御

電気卓から個々に選択制御する。操作の正当性を誤操

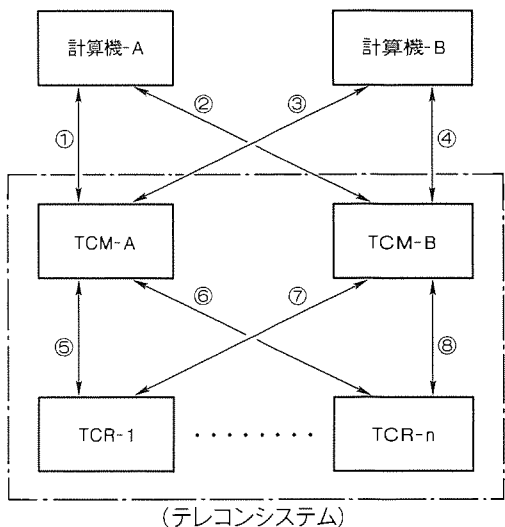


図 4. テレコンシステムの基本構成

作防止条件にかけて判定する。

(ii) 平常時系統操作

任意に登録できる手順に従って自動的に線路の停止／復旧／切替えを行う。

(iii) 事故時系統操作

事故判定結果に従い、遮断器の自動開放を行い、復旧件名確定後、運転員の指示によって自動的に復旧を行う。

復旧操作中に優先順位の高い事故が発生すると、それまでの操作を中断し、優先順位の高い処理を行い、その完了後、先の復旧操作を再開する。

平常時及び事故時系統操作には運転員訓練用のシミュレーション機能が併設され、実際に実行される手順表を用いて操作手順の確認及び訓練を行うことができる。図6に平常時系統操作手順表を示す。

(b) 発電機の起動／停止及び出力制御は、運転パターンを手動設定するか又は下記(4)の水系運用計算結果によって自動的に行われる。

(3) 記録

(a) 事故・操作記録

イベント記録のほかに記憶データの内応動状態、事故状態、再開路成功、フォルトロケータ及び数値情報監視結果

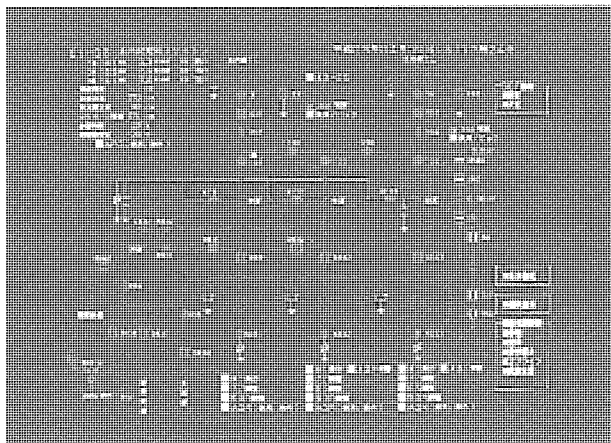


図5. スケルトン表示例

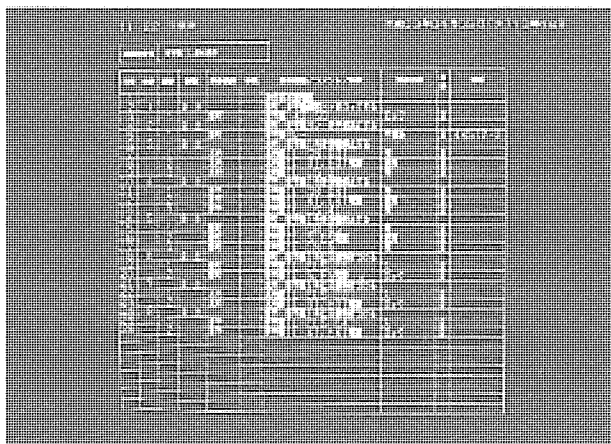


図6. 平常時系統操作手順表

の編集出力機能を備える。

(b) 日報／月報／期報等の作表データ収集記録

データを修正すると関連項目を自動的に再計算する。

(c) 日報データを自由に編集加工できる端末へのデータ送信も行っている。

(4) 水系運用計画計算

いっ(溢)水電力を防止しつつ調整池能力を最大限に利用し、指定時間にピーク立てをする水系一貫運用を行う。計算の構成は次に示す。

(a) 犀川水系は広大な流域面積を持ち、貯水容量の小さな5ダムが短い距離にシリーズに並び、流入量把握が非常に難しい水系である。まず、流入量予測計算を行って水系全体の調整容量を求める。

(b) 調整容量を上流ダムから順次配分する。

(c) 予測水位シミュレーションを行い、水位違反していれば偏差分運用目標水位を修正し、(b)から再計算する。

図7に本日運用計画の画面例を示す。

3.3.2 土木業務

(1) 監視

犀川水系の各ダムの水位、流量などの警報値逸脱を常時監視し、CRT及び総合監視盤に表示する。雨量河川情報の監視／表示を行う。また、情報集配信装置から入力される土木情報は、過去6日分のダム情報を10分単位の分解能で表示できる。

(2) 予測計算

雨量観測所からのデータを基に流域雨量を求め、貯留関数法を用いて6時間先までの出水予測計算を行い、ダム運用データを提供する。

(3) 既往洪水データ管理及び放流貯留シミュレーション

洪水接近の場合、記憶している過去の洪水(既往洪水)データを複数の条件によって検索し、現在の状況に適合したケースを選択する。そのデータに基づき今後の放流貯留をシミュレーションする。この結果をダム管理所のシステムに送信

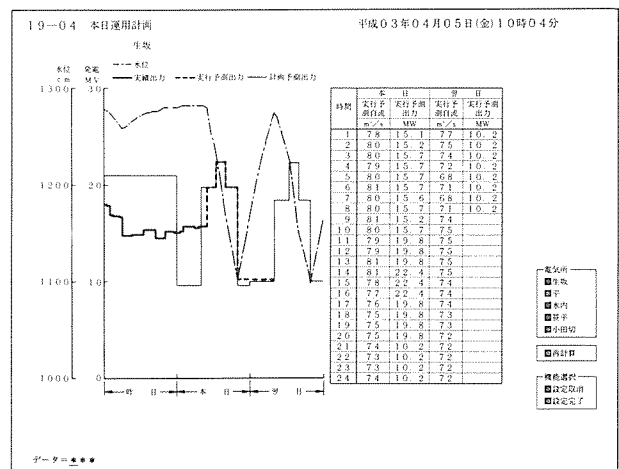


図7. 本日運用計画の画面例

し、ダム制御の目標値を与える。そのほか制御指令の配信や発電使用水量などの通信機能も備えている。

(4) 水系の記録帳票

ゲート操作記録、洪水記録、ダム運用記録などの記録帳票機能を備える。

3.3.3 メンテナンス機能

(1) TCR のデータベース (計測値のスケール変換係数, SOE 対象項目) を計算機から DLL (Down Line Loading) 機能を用いて変更することができる。

(2) 発電設備や水系の定数, 関数, 警報値の変更及び監視機能の活殺がオンラインで可能である。特に経年変化する P-Q 曲線, H-V 曲線の最小自乗近似機能, 河川定数のオンライン保守などに配慮している。

4. HDLC テレコン

現在、電力各社で多く使用されているサイクリック伝送方

式のテレコンに代わって、大容量／高速／高機能を実現する HDLC 伝送方式のテレコンを開発し、犀川総制システムに適用した。特徴を表 3 に示す。

(1) テレコン装置構成

制御所装置 (TCM) 及び被制御所装置 (TCR) と、増設変更の容易性、故障部位の特定化を指向し、モジュール化、ユニット化を図っている。

TCM は図 8 に示すように、計算機インタフェースユニットと伝送制御ユニットを一組とした二重化構成である。

表 3. HDLC テレコンの特徴

大容量化	: 最大1,023バイト
高速化	: 最大9,600bps
高機能	: 状態伝送, SOE 機能, DLL 機能
高効率伝送	: 50～94 % $\left(\frac{\text{有効ビット数}}{\text{全伝送ビット数}} \right)$

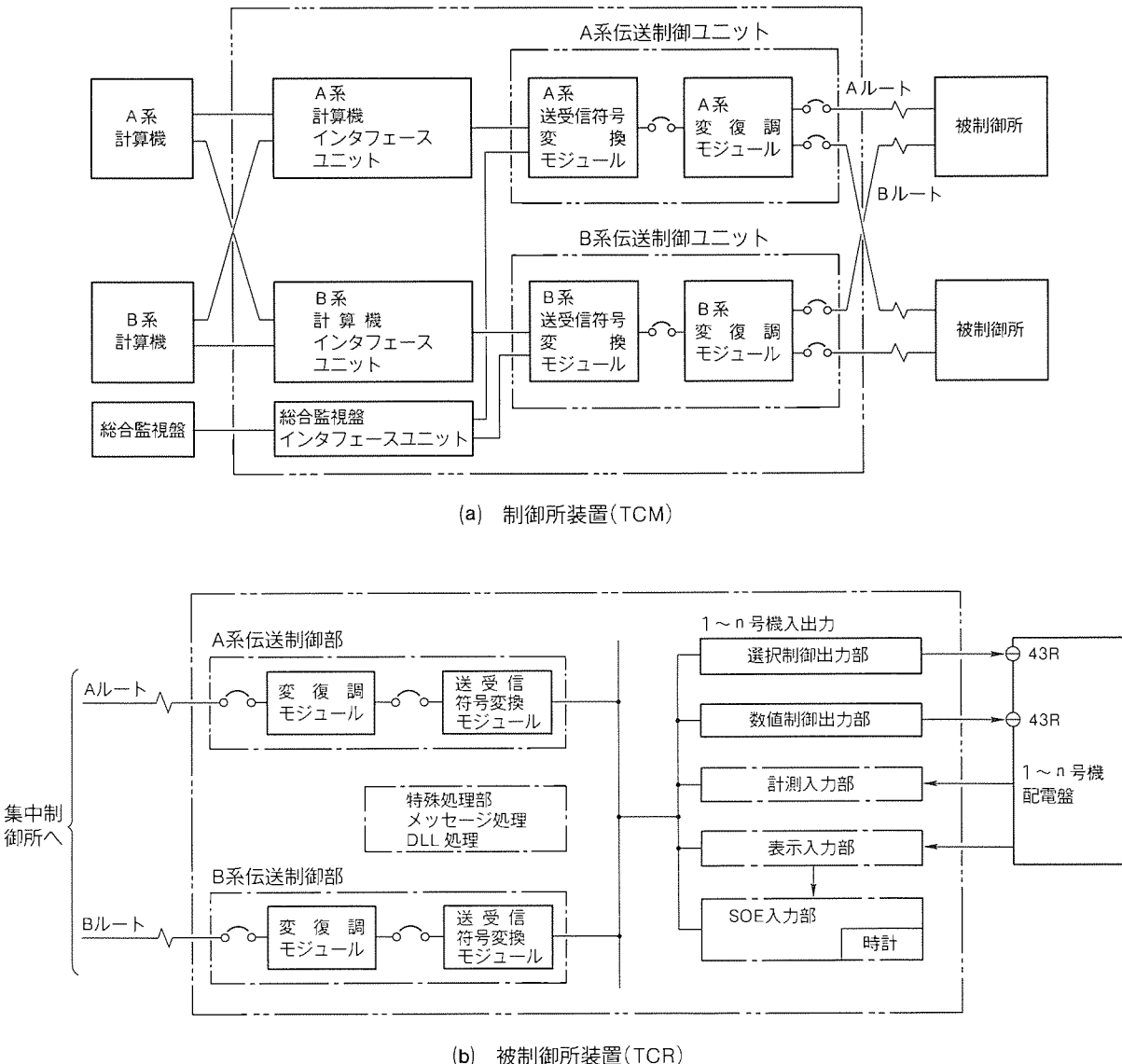


図 8. テレコンの構成

フラグ シーケンス (8ビット)	アドレス フィールド (8ビット)	コントロール フィールド (8ビット)	インフォメーション フィールド (8×nビット)	フレームチェック シーケンス (16ビット)	フラグ シーケンス (8ビット)
------------------------	-------------------------	---------------------------	--------------------------------	------------------------------	------------------------

図9. HDLCのフレーム構成

表4. 伝送仕様

通信方式	: 4線式全二重通信
伝送手順	: HDLC—ABM
同期方式	: フレーム同期
伝送速度	: 2,400bps
符号方式	: NRZ 同期式
符号検定	: 16ビット CRC, パリティ

TCR からの情報は二重系の伝送路を介して両系の伝送制御ユニットに入力され、計算機インタフェースユニットを介して両系の計算機に伝送される。また、子局からの情報の一部は総合監視盤に表示するため、総合監視盤インタフェースユニットに情報を転送される。一方、TCR への情報は、常用系の計算機から両系の計算機インタフェースユニットに出力され、両系の伝送制御ユニットを介して TCR に伝送される。

TCR は、入出力情報の種類に対応して入出力ユニットを構成し、制御所と情報伝送を行う伝送制御ユニットは伝送ルートに対応して二重化構成としている。

また、これらの各ユニットは16ビットのマイクロプロセッサにより、バスを通して入出力情報を制御される。

(2) 伝送制御方式

HDLC には正規対応モード (NRM)、非同期対応モード (ARM)、非同期平衡モード (ABM) の三つの制御モードがある。このシステムでは、TCM と TCR が対等の関係で相互に自由に情報伝送が行える ABM モードを採用した。主な仕様を表4に示す。

(3) 伝送フォーマット

HDLC の基本フレーム構成は図9に示すように、フレームの始めと終わりにデータの区切りを示すフラグシーケンス、送信先又は受信先を指定するアドレスフィールド、伝送手順を指示するコントロールフィールド、伝送すべき情報を乗せるインフォメーション フィールド、そして伝送した情報の検定をする CRC 方式のフレームチェック シーケンス (FCS) とで構成される。

インフォメーション フィールドの基本フォーマットを図10に示す。

基本フォーマットは、最初に全体のデータの大きさを示すデータ長と、データの種別を表すファンクション フィールドを持つヘッダ部を設け、次に電気所 No. とワードアドレス、そして情報を割り付けたデータ部から構成される。このフォーマットに従った上り情報、下り情報を表5に示す。

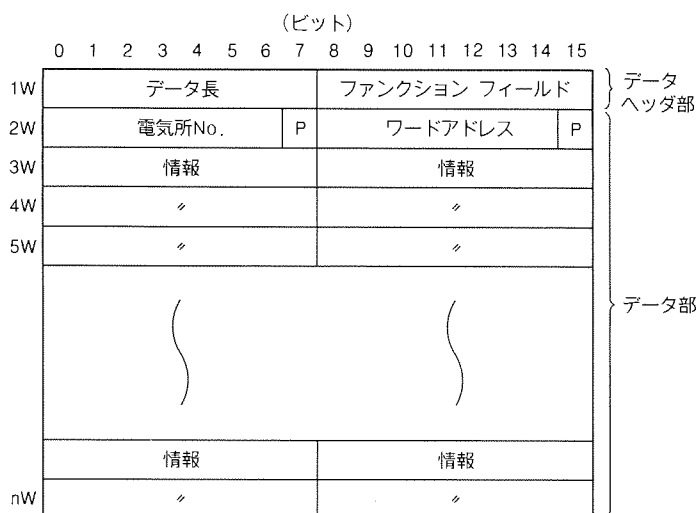


図10. インフォメーション フィールドの基本フォーマット

表5. 情報の種別

上り情報 (TCR からのデータ)	表示情報、計測情報、状態情報、選択制御返送、SOE 情報、DLL 返送、エラー情報、モード情報
下り情報 (計算機システムからの指令)	選択制御、数値制御、時刻同期、DLL、SOE 情報要求、全表示情報要求、エラー情報要求、モード情報要求

表6. 情報の伝送方法

表示情報	: 状態時伝送
計測情報	: 定周期伝送 (高速 2 s, 低速 30s)
選択制御	: 要求時伝送
数値制御	: 定周期伝送
時刻同期	: 定周期伝送 (30min)
その他	: 要求時伝送

(4) 情報の伝送方法

HDLC テレコンでは上り (TCR からの情報) / 下り (計算機からの指令) の各情報を表6に示すタイミングで伝送している。

5. む す び

以上、東京電力(株)犀川制御所向け総合監視制御システムの概要について説明した。電力系統の高信頼度とともに水資源の有効活用という観点から水系制御システムの重要性は今後ますます増大していくものと思われる。この報告がいくらかでも参考になれば幸いである。

三菱ビル遠隔管理サービスシステム 《メルセントリー SX》

山田邦雄* 藤原誠司* 鈴木敏由**

1. ま え が き

ビルのインテリジェント化、高度情報化が進展している現在、その適用は大規模ビル・中規模ビルにとどまらず、小規模ビルでも適用ニーズはますます高まっている。小規模ビルのインテリジェント化において、最も大きな課題と考えられるものの一つに、ビル管理の無人化が挙げられる。

三菱ビルトータル管理システムでは、従来小規模ビル向けとしてビル遠隔監視システム《メルセントリー S》を提供してきた。今回さらに、ビルの運営管理の無人化、遠隔センターでの代行管理が可能なシステムを提供すべく、三菱ビル遠隔管理サービスシステム《メルセントリー SX》を開発した。このシステムは、管理の代行をするサービス会社の情報センターとビルを一般加入電話回線で接続し、ビル設備の異常・故障の通報はもとより、設備の遠隔制御、各種課金情報の収集を可能とする。また、防犯・防災情報は、専門の警備会社で同様に遠隔監視する。以下、このシステムの機能及び構成について述べる。

2. システムの概要

このシステムの概要を図1に示す。《メルセントリー SX》は、設備、防犯・防災の監視機能及びセンターとの通信機能を持つモニタ盤(図2にその外観を示す)、検針・制御を行う制御装置から構成され、各装置は顧客ビルに設置される。モニタ盤は、一般加入電話回線を介してビル設備の監視・制御を行う三菱電機ビルテクノサービス(株)の情報センター及び防犯・防災の監視を行う総合警備保障(株)のガードセンターと結ばれている。

モニタ盤は、ビル設備及び防犯・防災信号を常時監視し、設備の異常発生及びその復旧を情報センターへ、防犯・防災上の異常情報をガードセンターへ自動通報する。これらの通報情報に応じて各センターは、緊急出動指示を行う。

制御装置は、電気・水道等の検針用メータのパルス信号を自動的に累積保持する機能とあらかじめ設定されたスケジュールデータに従い、設備の制御を行う機能を持っている。

さらに、このシステムは、情報センターからモニタ盤を呼び出し、モニタ盤及びモニタ盤を介した制御装置のデータを遠隔から収集したり、変更することが可能である。これにより、情報センターでは、遠隔から収集した検針累積値を基とした請求書発行の代行が可能となり、スケジュールデータの

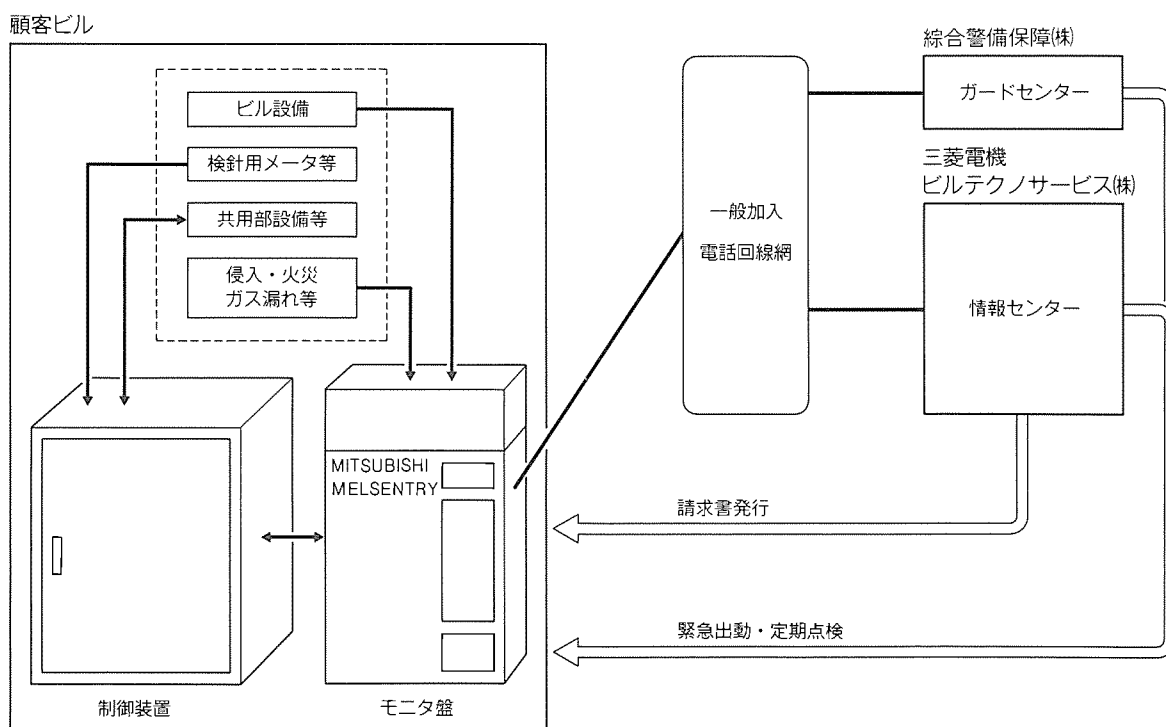


図1. 三菱ビル遠隔管理サービスシステムの構成概要

遠隔変更等も合わせ、ビル管理の無人化が実現できる。

3. システムの構成

3.1 《メルセントリー SX》

(1) モニタ盤

モニタ盤は図3に示すように、設備及び防犯・防災の異常を取り込む入力回路、異常の状態を表示する状態表示LED、制御装置とインタフェースをとる回路、情報センターとデータ伝送を行うモデム、電話回線を制御するNCU（網制御装置）及びこれらを制御するプロセッサから構成される。このモニタ盤は、従来の遠隔監視システムのものに比較して、モデム信号を採用したことにより、情報センター間でより詳細な情報を送受できるようになった。

モニタ盤の概略仕様を表1に示す。モニタ盤は、電話回線による自動発信・自動着信が可能で、設備の異常発生・復旧、防犯・防災上の異常発生をそれぞれ情報センター、ガードセンターに自動通報する。さらに、モニタ盤は、情報センター

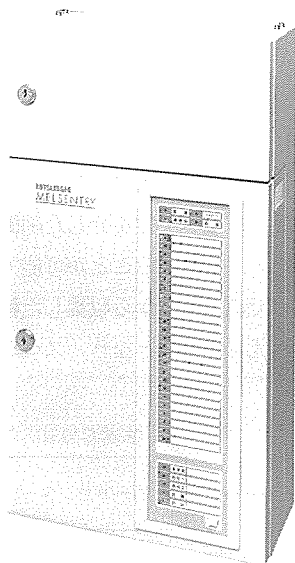


図2. モニタ盤の外観

からの呼出しに自動応答でき、その指示によりデータの送出・書換え及び情報センターと制御装置とのデータ送受信の中継を行う。

(2) 制御装置

制御装置は図3に示すように、検針用のパルスを取り込む入力ボード、設備の制御を行う制御出力ボード、通信制御ボード及びこれらを制御する制御プロセッサから構成される。通信制御ボードは、メンテナンスツールとのインタフェースとモニタ盤とのインタフェースを行う。

制御装置の概略仕様を表2に示す。制御装置は、あらかじめ遠隔及びメンテナンスツールで設定されたスケジュールデータに従い、6点までの設備のオン/オフ制御が可能である。さらに、48点までのパルス入力を常時検出しその累積カウント値を保持する。制御装置は、情報センターからの要求に応じてこの値を返送する。また、メンテナンスツールを接続することで、制御装置・モニタ盤の初期設定、保守情報の収集が可能となる。

3.2 センターシステム

遠隔集中監視制御センターとしては、防犯・防災を担当するガードセンターとビル設備の監視制御を行う情報センターとがある。ここでは情報センターのシステム構成に関して述べる。

情報センターシステムの構成を図4に示す。情報センターは全国10箇所に設置され、デジタル通信網を介して東京と大阪に設置されたホストコンピュータに接続されている。各情報センターシステムは受信機、通信用ワークステーション、指令管制台、バックアップ用データ処理装置、遠隔制御用パソコン（東京と大阪）及び請求書発行代行用ワークステーション（東京）から構成される。

(1) 遠隔監視システム

図4において、受信機1は、モニタ盤からの異常情報を受信すると通信処理用ワークステーションにデータ伝送し、通信処理用ワークステーションはデジタル通信網を介しホス

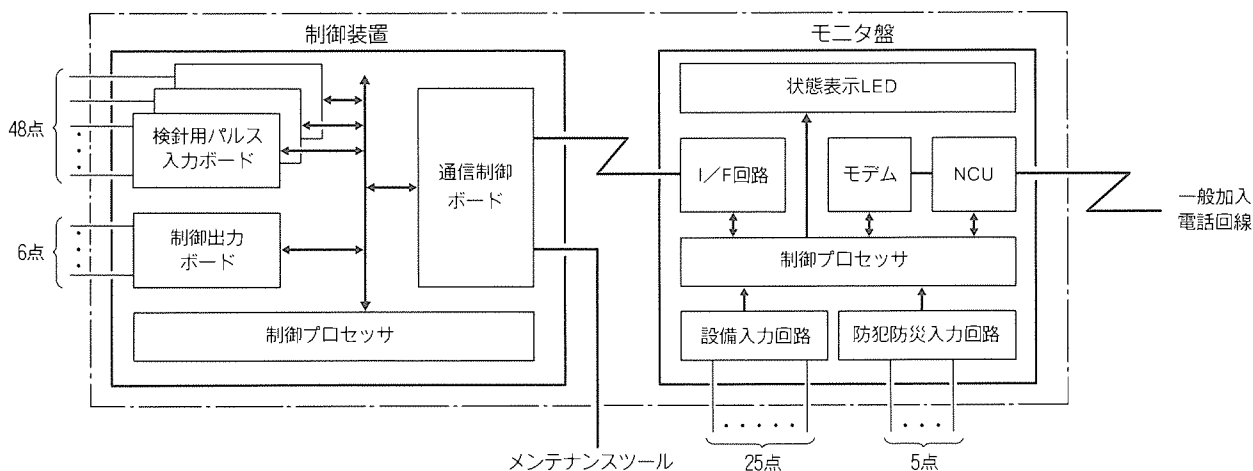


図3. 《メルセントリーSX》のシステム構成

トコンピュータに伝送する。指令管制台は、ホストコンピュータから伝送されてくる受信データ・顧客データ・故障経歴等を CRT 画面上に表示する。

なお、ホストコンピュータ、ワークステーション等の万一の故障に備え、バックアップ用データ処理装置を待機させている。

(2) 遠隔制御システム

遠隔制御用パソコンは、スケジュールデータの変更、保守データの収集、通報先電話番号等モニタ盤の各種設定データの変更及び通報要求を受信機2を介して行う。

また、請求書発行代行用ワークステーションは、検針値収集を受信機3を介して行う。

4. システム機能

《メルセントリー SX》では、従来の遠隔監視機能に加え、遠隔制御機能と遠隔保守機能を持つ。従来との機能相違点を表3に示す。

4.1 遠隔監視機能

遠隔監視機能の主な通報項目を表4に示す。このシステム

表1. モニタ盤の概略仕様

項 目	仕 様
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*
通信方式	半二重
信号方式	PSK (位相変調)* PB 信号
入力点数	設備：25点 防犯・防災：5点
電 源	AC100V, 50/60Hz (停電補償付き)
外 形 (mm)	本体：300W×550H×80D

注 *：従来なかった機能

は、遠隔監視機能として従来システムと同様の侵入・火災・ガス漏れ等の発生をモニタ盤が検出し、ガードセンターへ通報する防犯・防災監視機能と、設備の異常発生をモニタ盤が検出し情報センターへ通報する設備監視機能を備えている。さらに、従来システムにはなかった、設備の異常の復旧を検出し情報センターへ通報する機能を備えている。

情報センターへの通報の内容は、モニタ盤が検出する25点までの設備異常とその復旧通報、モニタ盤が検出する制御装置異常等のシステムエラー通報とその復旧通報、モニタ盤がバッテリー動作を通知する停電通報とその復電通報、1日1回の定時通報等がある。

4.2 遠隔制御機能

(1) スケジュール制御

制御装置は、あらかじめ設定された曜日、特定日、休日及び当日等のスケジュールデータに従って6点の設備制御が可能である。この制御装置のスケジュールデータ（設備のオン／オフ制御時刻データ）をモニタ盤を介して情報センターから遠隔で変更することができる。

(2) 検針値収集

制御装置で検出したパルス入力累積値をモニタ盤を介して、遠隔で毎月決められた日に情報センターから自動収集する。収集した累積値を基に、固定費・臨時発生費等を含め、請求

表2. 制御装置の概略仕様

項 目	仕 様
検針値のパルス入力点数	48点
設備制御出力点数	6点
メンテナンスツールインタフェース	RS-232C
電 源	AC100V, 50/60Hz
外 形 (mm)	500W×600H×200D

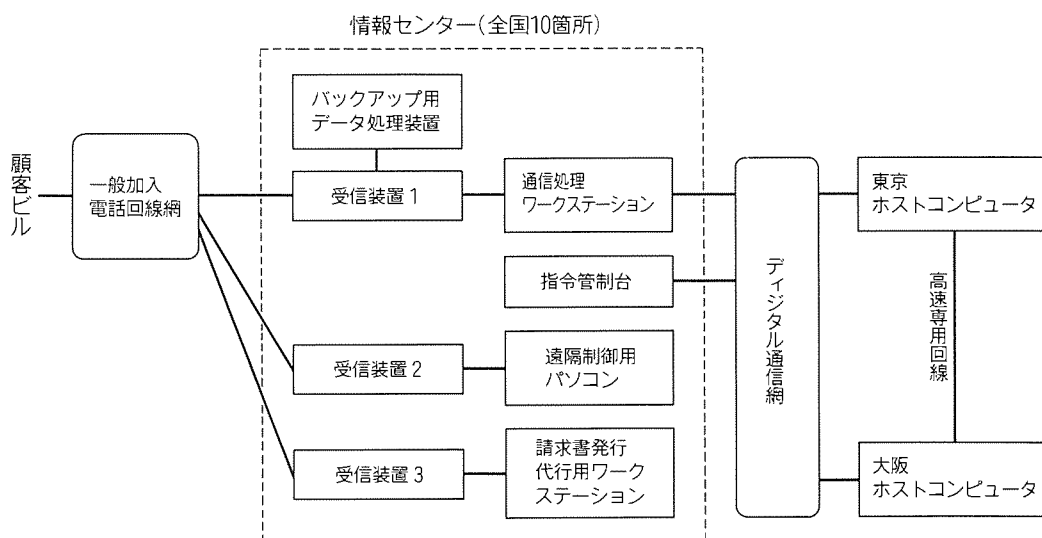


図4. 情報センターのシステム構成

表 3 . 従来システムとの機能相違点

項 目	従来システム	メルセントリ- SX
遠隔監視機能	防犯・防災監視	有り
	設備異常・復旧監視	有り(ただし、復旧無し)
遠隔制御機能	スケジュール制御	無し
	検針値収集	有り
遠隔保守機能	遠隔通報要求	無し
	設定データ参照・変更	有り
	履歴データ収集	有り

表 4 . 主な通報項目

大 分 類	機 能 項 目	内 容
設備監視 (情報センター で監視)	(1)設備異常通報	モニタ盤が監視し、25点まで
	(2)設備復旧通報	(1)の復旧信号
	(3)システムエラー 通報	制御装置の異常と復旧等
	(4)停電通報	モニタ盤のバッテリー動作通知
	(5)復電通報	(4)の復旧信号
	(6)定時通報	1 回/24時間 通報
防犯・防災監視 (ガードセンター で監視)	(1)防犯・防災通報	侵入、火災、ガス、非常ボタン 等の異常通報

金額を計算して請求書を作成し、顧客ビルの各テナントに発行する。さらに、テナントへの請求書内容に関しビルオーナーに対して、請求一覧表、メータ料金一覧表、請求明細一覧表及び年間累積データ一覧表を発行する。また、情報センターで、過去の累積値データと年間使用量推移から使用量を予測し実績値と比較することで、顧客ビルの計量メータに不具合がないかをチェックする。

4.3 遠隔保守機能

(1) 遠隔通報要求

モニタ盤は、その動作確認のために24時間ごとに1回情報センターへ定時通報を行っている。情報センターでは、こ

の定時通報が24時間以上受信しなければ、モニタ盤の異常とみなして現場確認のための出動指示を行っている。しかし、一般加入電話回線の呼損などモニタ盤以外の要因で通報ができない場合は顧客ビルへの出動が無意味になる。そこで、定時通報を受信しないビルのモニタ盤に対し、情報センターから通報要求指令を出し、正常に通報してきた場合はモニタ盤自体の異常でないとし出動指示を行わない。これにより、無駄な出動を大幅に削減することができる。

(2) 設定データ参照・変更

モニタ盤には、その機能を実現するために、通報電話番号等の各種設定データがある。この各種設定データは、システム立ち上げ時現場において設定する。しかし、しゅん工後各種要因による変更が発生した場合(電話番号変更等)、情報センターから遠隔でモニタ盤の設定データを再設定することができる。

(3) 履歴データ収集

モニタ盤は各センターに通報した際、その履歴を保存する(通報履歴)機能と設備異常発生・復旧の履歴を保存する(異常履歴)機能がある。情報センターから遠隔でモニタ盤のこの二つの履歴データを収集してシステムトラブル時の原因究明に活用する。

5. む す び

以上、三菱ビル遠隔管理サービスシステム《メルセントリ- SX》の概要について述べた。

このシステムは、今後ますます進展する小規模ビルのインテリジェント化、特にビル管理の無人化への実現に極めて有用なものである。

今後、このシステムの遠隔制御・遠隔データ収集機能の拡充を図り、より豊富な、充実したビル運営管理の代行サービスの提供と、これを可能とするシステムの開発に努める所存である。

(財)車両情報センター納め 大規模フォルトトレラントネットワークシステム

和田輝彦* 三浦恭裕** 岩切 博**

1. ま え が き

(財)車両情報センター (VIC) は、昭和63年11月1日に「車両競技に関する情報処理システムの研究開発、情報処理システムの運営管理等の事業を行うことにより、車両競技に関する情報処理の改善合理化を図り、もって車両競技の発展に貢献するとともに国民生活の向上に寄与すること」を目的に設立された団体である。主要事業として

- (1) 車両競技に関する情報システムの研究開発
- (2) 車両競技に関する情報処理システムの運営管理
- (3) 車両競技に関する情報の収集及び提供
- (4) 車両競技に関する情報サービスの研究開発
- (5) 車両競技に関する情報処理業務従事者に対する研修

があげられ、この事業内容にそって全国的な競輪場における投票系・情報系のシステムを構築してきている。投票系のシステムは、電話投票、在宅投票 (ファミコン投票)、場外売りなどの発売票数集計及び結果配信などの機能を持っており、その性格上高い応答性能を要求されるだけでなく、公共社会システムとして高い耐障害性・運用安全性・信頼性が要求さ

れる。この要求にこたえるため、今回フォルトトレラントコンピュータと二重化ネットワークを用いて高信頼性システムの構築を行った。ここではこのシステムの概要と具体的な機能についてハードウェア、ソフトウェア、ネットワークの各側面から紹介する。

2. VIS 投票系システム概要

2.1 システム全体像

図1にVIS投票系システム全体構成図を示す。本システムは大きくHOSTシステム、中継機システム、トータリゼータシステム (以下“TZSシステム”という) に分割することができる。HOSTシステムは競輪開催の予定、結果のデータベース機能と、電話投票、在宅投票の実施、集計機能を持つ。中継機システムは、HOSTのデータベース機能を利用しつつ各場からあがってくる中間票数の集計と配信機能、HOSTシステム、TZSシステムを含めたネットワーク管理監視機能を持ち、システムの中核となる。TZSシステムは全国50箇所にある競輪場において窓口での発売、場単位の集計、最終票数と払戻金の決定などの機能を持つ。各システ

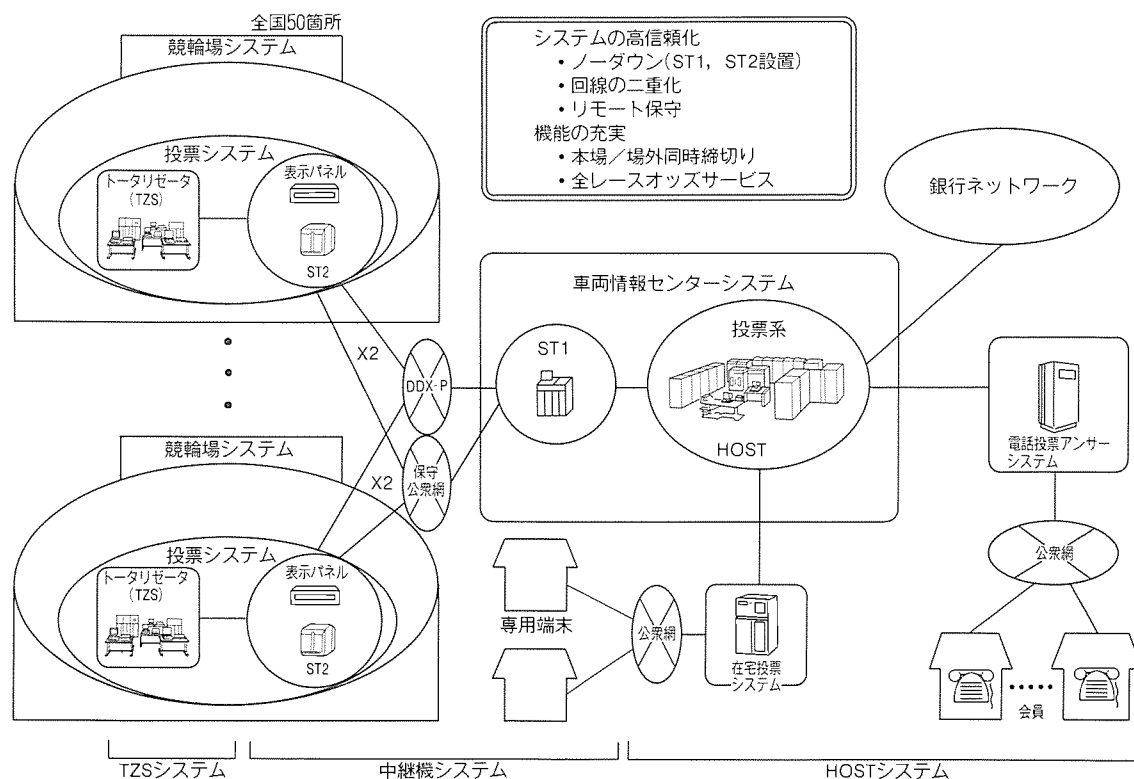


図1. VIS投票系システム全体構成

ムとも質・量共に膨大であるためマルチベンダー方式となり、HOST システムは日本電信電話(株)、NTT データ通信(株)、富士通(株)の3社、中継機システムは当社、TZS システムはオムロン(株)、日本電気(株)、日本トーター(株)、日本ベンダーネット(株)、富士通(株)の5社により構築されている。

2.2 開発の経緯

投票系システムは、競輪における投票利便の拡大を目的とした投票形態の多様化とともに、変遷してきている。当初の投票形態は競輪を施行する競輪場のみの発売であった。このときに必要であったシステムはTZS システムのみであるが、特別競輪、記念競輪を行うに当たり全国的な場外売りを実現するため HOST システム、中継機システムが登場した。この場外売りはファン層の拡大に貢献し、競輪の売上げを飛躍的に向上させ、いまでは売上げの68%を占めるまでに至っている。この中継機システムは昭和60年から運用を開始してきたが、利用状況が上がるにつれシステム設計限界を超え性能面、信頼性面での不安が出てきた。また、電話投票、在宅投票など新しい投票方式も増え、前日前売り、併用発売など施設の有効活用を図った発売方式も考えられ、中継機システムのみでなく HOST システム、TZS システムをも含んだシステム全体の見直しが行われた。

そこで、旧システムの問題点を解決する新中継機システム(以下“INTER-ST”という。)が開発された。

3. INTER-ST システム

3.1 システムの目的

INTER-ST は、その開発目的として以下の2点を最大目標とした。

(1) 安全性・信頼性の向上

安全性・信頼性の向上を確保することは、投票システム開発における最重要ファクタである。二重化されたネットワーク、二重化されたハードウェア、冗長性を持たせた端末構成等により実現した。

(2) 処理能力・効率性の向上

新しい機能、処理量の増加に対応できるよう、また運用のため常時専任者がいらないようにソフトウェアの階層化、フルブール設計等を用いシステム設計を行った。それぞれの対策は図2に示す方式により実現を図った。

また、ファンのニーズにこたえた幅広い機能を実現させることにより、戦略性を持ったシステム構築を行ってきた。

3.2 システム概要

INTER-ST システムの構成を図3に示す。INTER-ST システムは、HOST 側中継機(以下“ST1”という。)と各競技場側中継機(以下“ST2”という。)50式からなり、その間に二重化ネットワークをはさむ。ST1は、HOST とのインタフェースを持ち、電話投票、在宅投票の票数をリアルタイムでやり取りする。また、全国にある ST2 の運転状況、故障

状況、ネットワーク接続状況などを監視する機能及び各 ST2 から送られてくるデータのメッセージスイッチング機能を持つ。ST2 は、TZS と接続し各競輪場における車券の発売状況、確定、締切りなどのタイミング、払戻金などを収集し ST1 経由で全国の場外発売場へ通知する。また、場外発売場の発売状況、タイミングを収集しシステム一括監視を行う。

4. ハードウェアのシステム構成

安全性・信頼性を実現するかなめとしてハードウェアには以下の特徴を持たせた設計とした。

4.1 フォルトトレラントマシンの採用

ST1、ST2 には三菱 OLTP 専用マシン^(注1)を利用した。このマシンはハードウェアレベルでフォルトトレランスを実現しており耐障害性、保守性、拡張性に優れた特長を持つマシンである。

(1) 耐障害性

図4に ST1 のハードウェア構成を示す。CPU、メモリ、I/O コントローラ、ディスク、電源、バスはすべて二重化されている。ハードウェア故障が発生すると自己診断機能が即座に検知し、自動的に障害部分が切り離される仕組みとなっている。障害部分が切り離されても能力的には変化なく従来どおり処理の続行が行える。これらの仕組みはすべてハードウェア上に構築されており、アプリケーションソフトウェアとしてはなんら障害対応を行う必要がなくシステムが運用できる。

(2) 保守性

障害発生時には、上記の手順にて障害部分が切り離されるだけでなく、自動的に保守センター(以下“CAC”(Customer Assistance Center)という。)まで障害発生内容が公衆回線を通じて報告される。CAC では必要に応じてシステムの状

(注1) 日本ストラタスコンピュータ(株)から SI 契約にて購入、当社から出荷

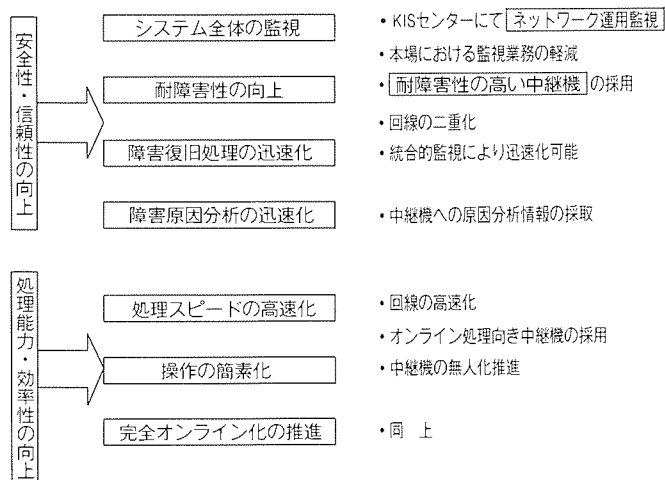


図2 システムの目的と実現方針

況を詳細に把握することができ、予備部品などの発送を即座に行うことができる。また、障害部分には障害中であることを示す赤ランプが点灯し、現地では通電中に故障部分の交換ができる。

(3) 拡張性

CPU、メモリなどは、システム稼働中でも増設が可能であり柔軟な拡張性を持っている。

4.2 端末の冗長性

ST1、ST2 本体だけでなく端末側も台数に冗長性を持たせ故障時の対応を考えている。各端末はそれぞれ運用上、特定の機能（ネットワークの監視端末、運用進行の監視端末、代行入力端末等）を持たせているが、故障時には運用者の指示によりすべての機能の代替が行える。また、プリンタ装置も2系統としており、故障時は帳票の出力先を自動的に切り替え、復旧すれば元に戻るよう設計されている。

4.3 表示パネル装置

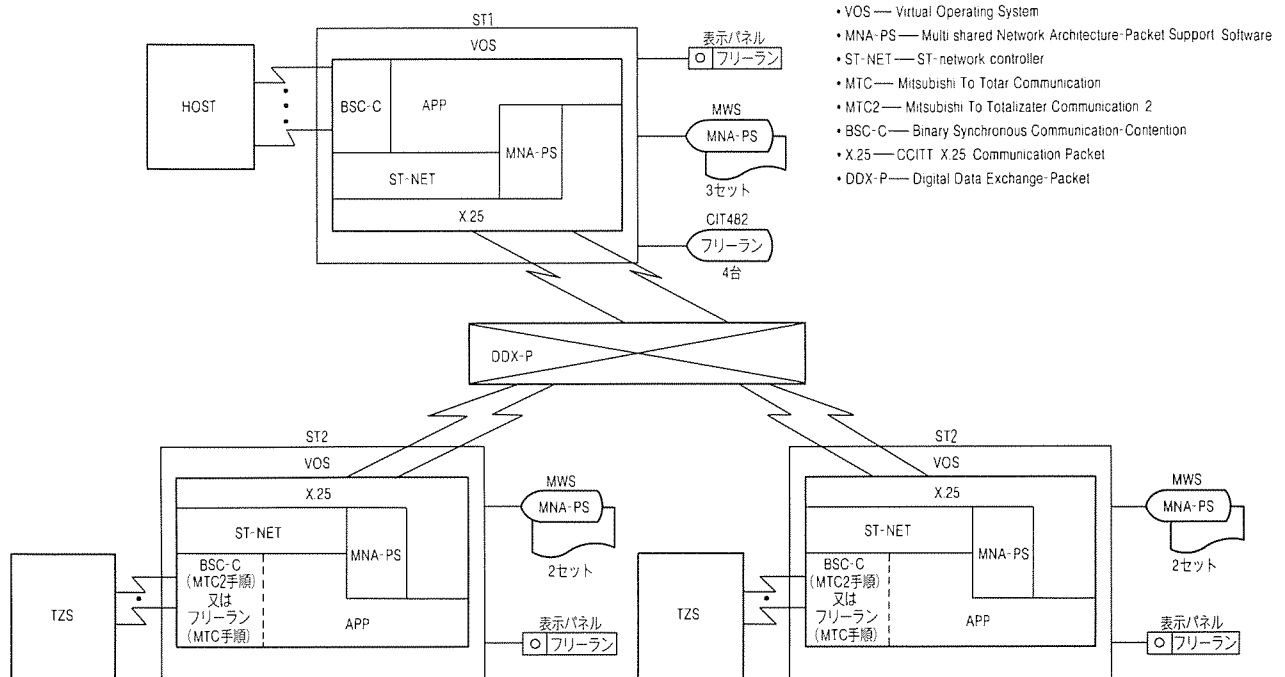


図3. INTER-ST システム構成

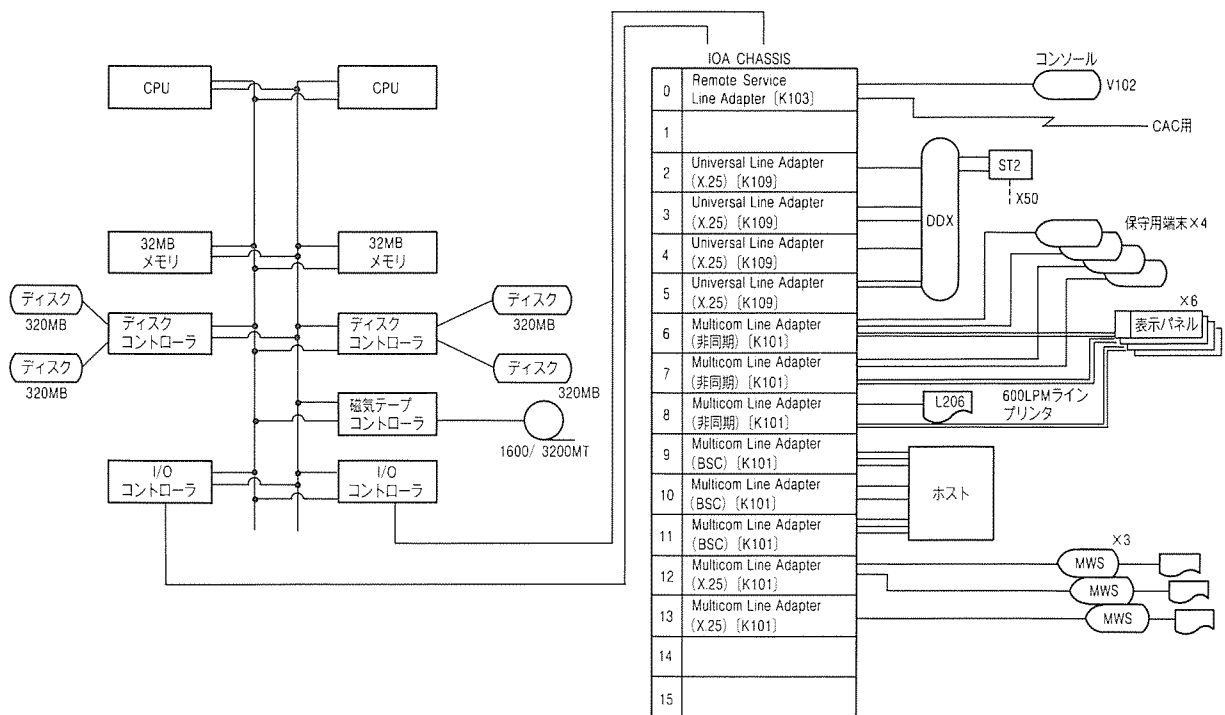


図4. ST1 ハドウェア構成

システムの運用の人的負荷を軽減するため表示パネル装置を開発した。この装置は刻々と変わる運用状況、障害発生状況などをシステム運用者に通知するための装置である。16×16ドットのLED表示14けたに着信表示用ランプとチャイムを付けたものであり、アプリケーションソフトウェアの指示により流し文字、静止文字、チャイム付き表示、チャイム連打などができるように設計されている(図5)。本装置活用の結果、端末の前で常時監視している必要がなくなり運用要員の軽減に貢献した。

5. ネットワークの二重化

5.1 ST1-ST2間ネットワーク

ネットワークの構築については他の公営競技システムとは異なった現用・予備の回線二重方式を採用している。ともにDX-Pを用いており、現用回線、予備回線とも能力的には差がない。両回線とも、常時セッションは張っているが、データの流れているのは現用回線のみとなっている。このため回線の切替時間はほぼ無視できる。予備回線の利用時にも現用回線側の復旧を監視しており、現用回線側が復旧すると自動的に現用回線側へ切り替える。この機能は現用回線と予備回線の通信費用が異なることも考慮にいれて採用した。マルチルート化についてはマルチキャリア方式も含め検討を行ったが、競輪場が全国に散らばっているため回線サービス範囲に入らない所があったり、NTTの異経路接続サービスも費用的に高価であることなどの問題があり、今後の検討課題である。

5.2 ST1-HOST間ネットワーク

HOSTとの間はBSC-C手順を利用している。回線は障害対策として複数用意し、なおかつ、上り回線と下り回線を分離しコンテンションが発生しないようにしている。ST1側からの回線選択は到着順、開催レース単位にデータ送信順序

の狂わないことを確認しながら空き回線をサーチする方式を採用している。この方式により回線負荷の分散と障害時の自動切替えを実現した。

5.3 ST2-TZS間ネットワーク

TZSとの間はBSC-C手順を利用している。TZS側の二重系に合わせて上り下りの2回線を現用・予備で2セット準備している。現用・予備とも常時同じデータを流しており、論理的な回線切替えは、電文上のマークにより判定する方式を採用している。この判定方式を採用することにより、TZS側にて現用・予備の選択決定をさせるため切替時のST2側でのオペレーションは不要である。

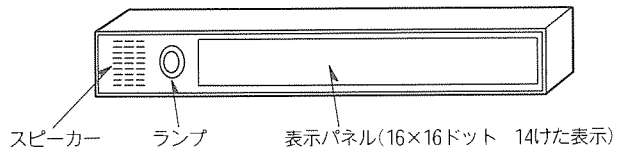
6. ソフトウェアの機能

ソフトウェア構成においても、ハードウェアと同様、システムの信頼性・安全性を考慮した設計を行った。

6.1 システム中継機能

本システムは、HOSTシステムとTZSシステムの中継地点に位置しており、競輪開催場(以下“本場”という。)に設置されているTZSから上がってくる膨大な量のデータをST

<表>



<裏>

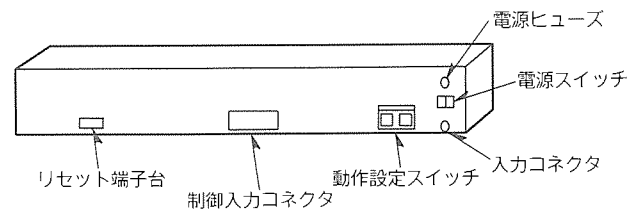


図5. 表示パネル装置

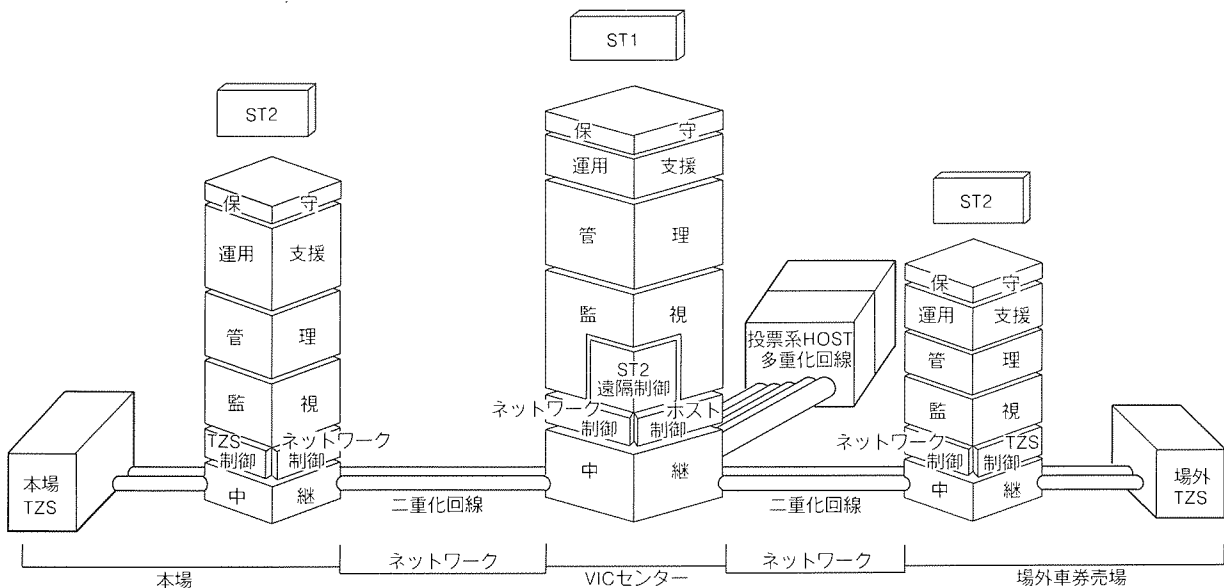


図6. 各機能の階層化

2で収集し、センターST1を経由してHOSTシステム及び全臨時場外売場（以下“場外”という。）に設置されているST2へ通信する機能を持つ。

このため特に負荷が集中するST1においては、パフォーマンス向上のために、マルチプロセス・マルチタスク機能、オンメモリデータベース機能などをもとに、図6、図7で示す階層化・キューイング構成とした。この構成により、中継

機としてのより迅速なメッセージ通信を可能としている。

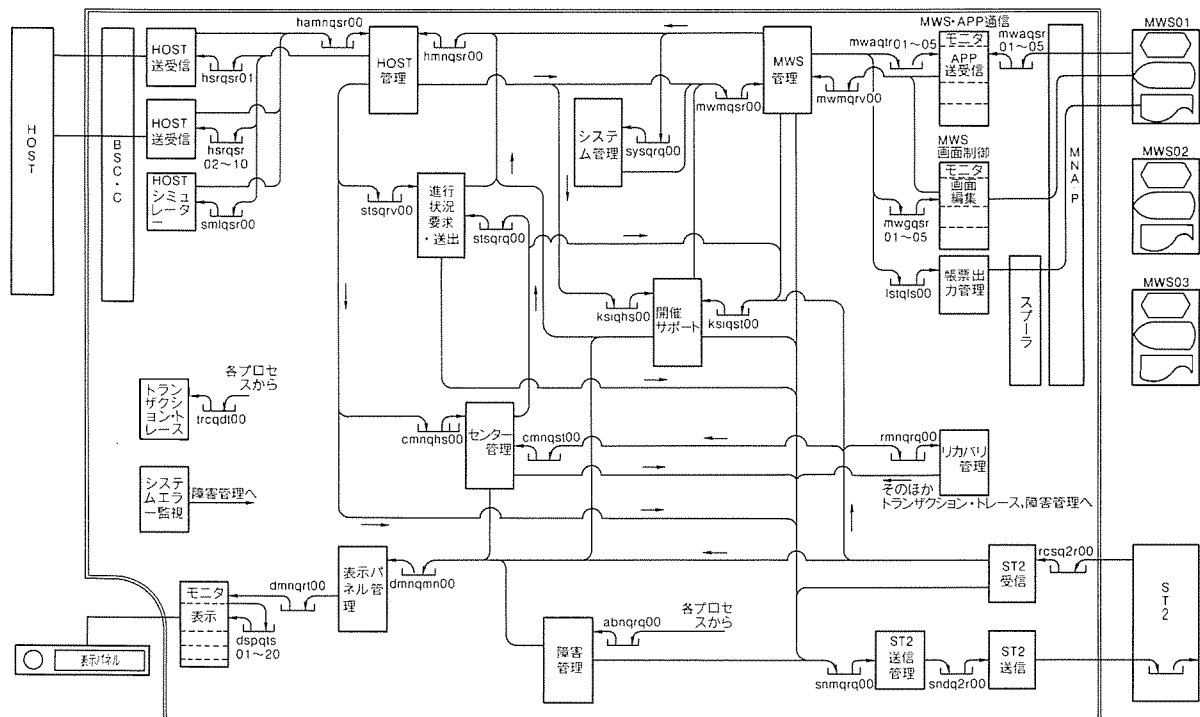
6.2 システム監視機能

ST1、ST2の各システムには、以下の監視機能を設けた。

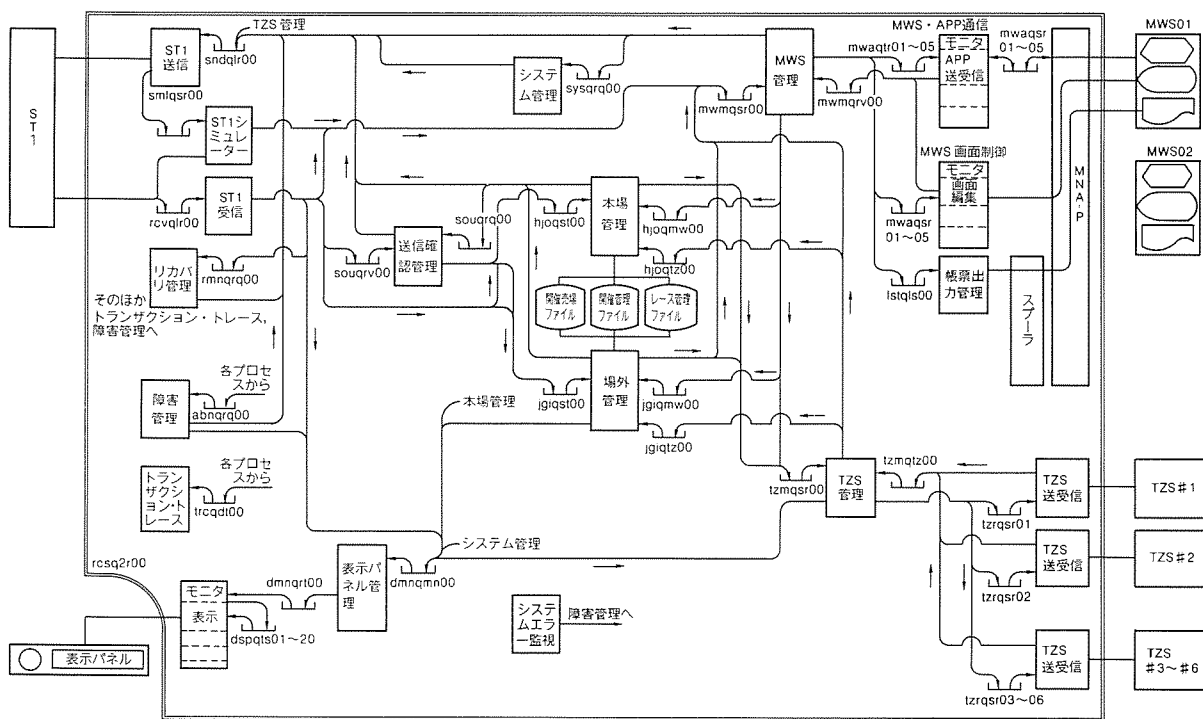
図8に代表的な監視画面の内容について示す。

(1) ST1の監視機能

- 全開催場のシステム障害監視
- 全開催場の当該レース進行管理



(1) ST1プロセス



(2) ST2プロセス

図7. システムキューイング構成

(2) 本場 ST2 での監視機能

- ・自場のシステム障害監視
- ・自場の当該レース進行管理
- ・全場外車券売場の進行管理

(3) 場外 ST2 での監視機能

- ・自場のシステム障害監視
- ・自場の当該レース進行管理

システム全体の監視として、センター ST1 においては、各競輪場で発生した状態の変化をリアルタイムに収集、管理、表示している。ここで一例をあげると、京王閣競輪場設置のハードウェアに部分故障が発生した場合、図 8(1)全国状況監視画面上の「京王閣」が黄色くブリンクし、さらにその場名をマウスでクリックすることにより、より詳しい障害状況(図 8(2))が分かるようにしている。これはハードウェアのみならず、ネットワークの障害やソフトウェアの障害等についても同様に表示される。これにより、センター ST1 でのシステム一元管理が可能となり、運用保守人員の削減にも貢献することができた。

6.3 障害時自動切替え及び代行処理機能

障害が発生した回線及び機器については、システムで障害を検知したのち、自動的に代替路を決定して継続処理を行う。

- ・HOST、中継機間回線
- ・中継機、TZS 間回線
- ・表示パネル装置
- ・プリンタ

回線については代替路が複数存在するので、その時点での使用状況をチェックし最適な経路を選択する。また万一、一つのシステム全体が障害となった場合も、他のシステムにおいて代行処理を可能としている。すなわち、場外システム障害時は本場又はセンターシステムにおいて、また本場システム障害時はセンターシステムにおいて代行入力を行うことにより処理を継続できるようにしている。

6.4 自動復旧機能

ハードウェア、ネットワークと同様、ソフトウェア上でも障害時の自動復旧機能を充実させた。

(1) 回線復旧機能

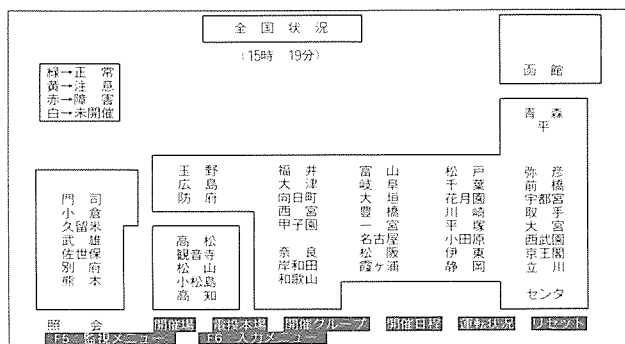
HOST、ST1 間及び ST2、TZS 間の回線においては、障害中の回線の復旧を監視して、復旧時にその回線に対してもデータの送受信を再開させる。

(2) プロセス復旧機能

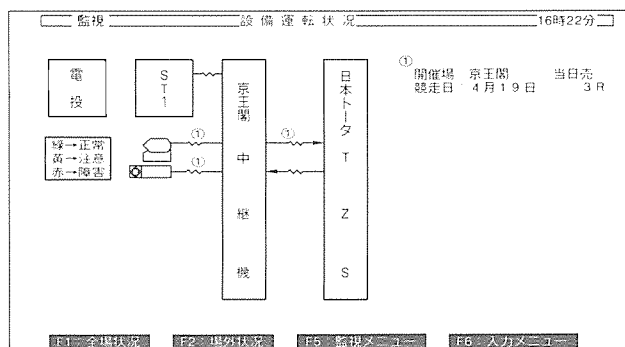
プロセスが異常終了した場合は、再起動させる。ただし再起動の回数制限をもうけ、制限をオーバーした場合システム全体を緊急停止させる機能も持つ。

(3) 端末再接続機能

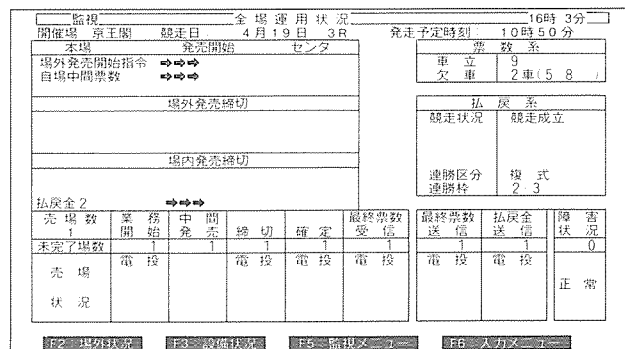
端末装置が障害状況に陥ってしまっても、復旧後システムへの再接続時、最終表示画面を端末装置へ送出し処理の継続性を確保する。



(1) 全国状況



(2) 設備運転状況



(3) 全場運用状況

図 8. 監視画面

(4) システム復旧機能

システムがストップし、再起動(再 IPL)された場合は、ストップしていた間のデータを他システムに対して自動的に要求し、システム間の整合性をとり、データの欠落を補正してシステム通常運用に戻る。

7. む す び

システムのノードダウン化への要求は、最近ビジネスシステムの分野でも急激に高まってきている。社会的要求によりノードダウン化を行うだけでなく企業戦略として対外的な企業の信頼性を確保、保障する手段として認知されつつある。コンピュータ、ネットワーク、端末とシステム全体でノードダウン化を図った今回のシステムは、その良き先例となることを願っている。

バスダイヤ編成支援システム(MEDIAS)―標準システム―

及川和彦* 坪井尚登* 岡村博之* 澤田博明** 井上悦次** 清島日出男***

1. ま え が き

バス乗務員の運行勤務を作成する作業は一般に“ダイヤ編成”(注1)と呼ばれ、これまでは高度な知識と豊富な経験を持った熟練者が手作業で行っており、担当職員に多大な負荷をかけている。

今回開発した“バスダイヤ編成支援システム(MEDIAS)”は、従来担当職員が紙と鉛筆で行っていたダイヤ編成作業を計算機画面との対話操作で行えるようにしただけでなく、人工知能技術を応用して担当職員が持つ高度な知識を計算機上に表現することで、勤務ダイヤの自動編成をも可能とした。このシステムは、担当職員のダイヤ編成作業を支援し、作業負担の軽減を可能とすることを特長とする計算機システム(以下“システム”という。)である。

2. 開発のねらい

2.1 バス会社の業務におけるダイヤ編成業務の位置付け

バス会社の業務は、図1に示すように、経営企画管理/バス運行管理/事務処理/ダイヤ編成の四つに分けられる。ダイヤ編成業務は、この中で運行の基本となるダイヤを編成する業務であるが、高度な専門知識を必要とすることから、これまでシステム化が遅れていた。

2.2 ダイヤ編成業務の課題とシステム化による効果

ダイヤ編成業務に関し、バス事業者は一般に次のような課題を抱えている。

- (1) 乗客のニーズに対応したきめ細かいダイヤ編成を行い、乗客へのサービスと事業収支の向上を図りたい。
- (2) ダイヤ編成担当職員の負荷を軽減し、担当職員がダイヤ編成以外の業務に従事できるようにしたい。
- (3) 担当職員が持つダイヤ編成ノウハウを、他の人も利用できるようにしたい。

これらの課題に対し、ダイヤ編成業務をシステム化することで以下の効果が期待できる。

- (1) 例えば、季節ごとにダイヤを作ったり、ラッシュ時間帯にバスの運行本数を1往復増やすなど、乗客のニーズに適したきめ細かいダイヤ編成が可能になる。
- (2) ダイヤ編成担当職員の作業のうち、単純作業が減少し、

帳票や運行表の自動作成も可能になる。ダイヤ編成担当職員は他の業務、例えば乗客の流れを調査してダイヤ編成へ反映させるなどの作業が可能になる。

- (3) ダイヤ編成ノウハウの蓄積及び専門家の複数化が図れる。

3. システム概要

今回開発した“バスダイヤ編成支援システム(MEDIAS)”の標準システムは、図2の機能構成に示すとおり、大きく“作画システム機能”と“自動作成機能”に分割される。以下にシステムの概要を述べる。

3.1 システムの特長

- (1) 高速グラフィック処理機構搭載の高性能エンジニアリングワークステーションを採用している。
- (2) 複数営業所に関連する複雑なダイヤも編成可能である。
- (3) 制約条件やルールの一部を変えてダイヤ編成シュミレーションを行い、各種のダイヤ案を作ることができる。

例：現運用ダイヤより勤務数の少ないダイヤ案のシュミレーションや現運用ダイヤと同一勤務数、バス台数で、組合せの異なるダイヤ案のシュミレーション等

- (4) 作画システム機能、自動作成機能共、この標準システムをベースに、各社の運用に合わせた対応が可能である。例えば、自動作成機能では、制約条件やダイヤ編成ルールで共通に使えるものは標準システム化し、バス会社ごとの特化した

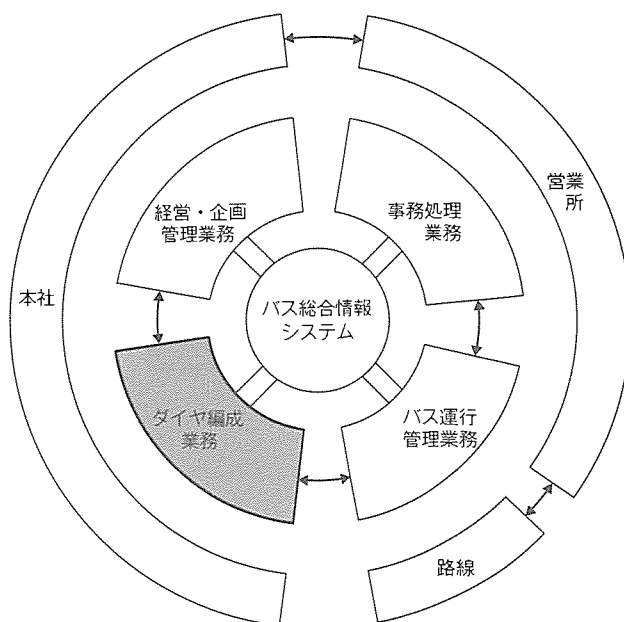


図1. バス事業におけるダイヤ編成業務の位置付け

(注1) ダイヤには、乗務員の勤務を定める“勤務ダイヤ”と車両の割当てを行う“車両ダイヤ”がある。本稿では特に断らない場合は“勤務ダイヤ”を意味する。

ダイヤ編成ノウハウや制約条件は追加拡張できるようにした。

(5) 運行管理システムや営業所事務処理システムとの接続により、バス総合管理システムへの拡張が可能である。

3.2 計算機システムの機能

3.2.1 作画システム機能

作画システム機能は、ダイヤ編成担当職員が机上で紙と鉛筆を使ってダイヤを編成する代わりに、計算機の画面と対話しながらダイヤ編成を可能にした専用のCAD機能である。

(1) 基準情報設定機能

ダイヤ編成の基準となる基本情報を設定する。表1に主な機能を示す。

(2) 運転計画作成機能

運転計画とは、運行系統ごとに何時から何時までバスを何往復させるかといったダイヤ編成に必要な基本計画のことで、表2に主な機能を示す。

(3) ダイヤ編集機能

斜線を使って山の形式で各種編集作業を行う“山ダイヤ編集”^(注2)と棒の形式で各種編集作業を行う“棒ダイヤ編集”^(注3)機能があり、ダイヤ編成担当職員は画面と対話しながら、容易にダイヤを編成することができる。表3に主な機能

表1.“基準情報設定”の主な機能

1	勤務条件設定	勤務の最大乗務時間や拘束時間、休憩時間などの勤務条件を設定する。
2	地点／区間情報設定	始発点、経由地点等、ダイヤ作成で使用する地点と地点間情報を設定する。
3	営業所／車庫情報設定	ダイヤ作成で使用する営業所と車庫の情報を設定する。
4	ダイヤ区分情報設定	作成するダイヤが平日ダイヤか休日ダイヤかといったダイヤ区分情報を設定する。
5	路線／系統情報設定	2で定義した地点／区間情報、3で定義した営業所／車庫情報を使い、路線／系統情報を定義する。
6	停留所情報設定	時刻表を印字出力する場合に利用する停留所の名前やラップタイムを設定する。

表2.“運転計画作成”の主な機能

No.	機能項目	内 容
1	運転計画設定	系統ごとに、次の項目を設定する。 ・往路／復路の始発・終発時刻 ・各時間帯の往路／復路の運行本数又は運行間隔
2	運転計画計算	①設定された運行本数から、運行間隔を計算する。 ②設定された運行間隔から、運行本数を計算する。

(注2) バス運行の始点、終点(折返点)等の関連地点を縦軸に、時間を横軸にとり、その上にバスの運行をグラフ表現したものを“山ダイヤ”といい、その中でバスの運行を示す斜め線を“斜線”という。

(注3) ダイヤの“山ダイヤ”表現に対して、勤務ごとに時間軸に沿ってダイヤを棒形式で表現したものを“棒ダイヤ”という。

表3.“ダイヤ編集”の主な機能

No.	機能項目	内 容
1	編集モード選択	①新規作成モード ②運転計画による作成モード ③既存ダイヤ修正モード
2	山ダイヤ編集	次の機能がある。 ①山ダイヤ表示 ②斜線編集 斜線の追加／削除／移動／複写／運行時分変更／斜線間隔の均等化、が可能である。 ③出入庫編集 ④つなぎ編集 斜線の山つなぎ／出入庫つなぎを行う。 ⑤情報設定／表示 斜線／出入庫／山つなぎ／入出庫つなぎの詳細情報を表示、設定できる。 ⑥ダイヤチェック すべて又は指定勤務ダイヤのつなぎ情報や勤務条件をチェックする。
3	棒ダイヤ編集	ダイヤ情報を棒ダイヤ形式で表示、編集する。 ①棒ダイヤ表示 ②棒ダイヤ編集 山ダイヤ編集の機能と同等の機能で、棒ダイヤ表示のまま、勤務編集する。 ③勤務情報設定／表示 ・勤務ダイヤごとの勤務情報(拘束時間、乗務時間等)を一覧表形式で表示する。 ・営業所単位での勤務情報を一覧表示する。
4	車両ダイヤ作成	車両ごとのダイヤを作成する。

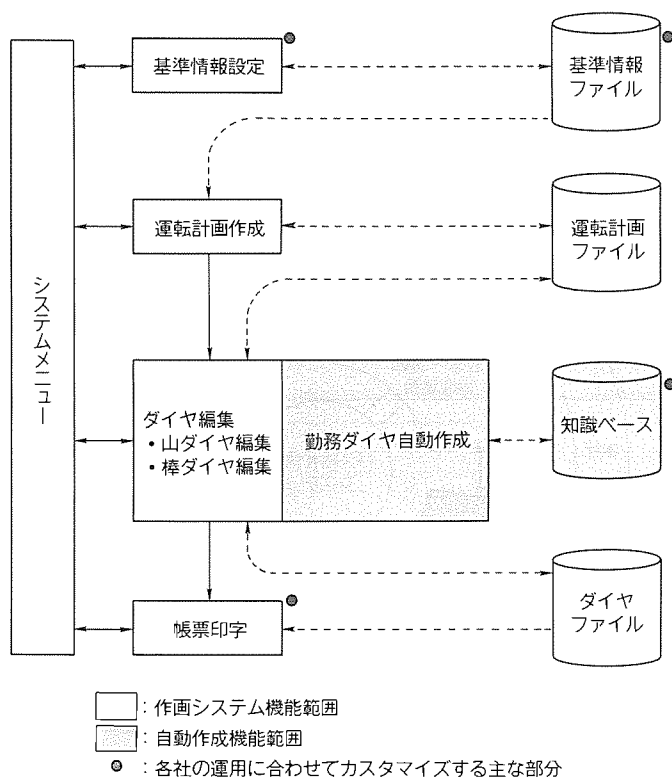


図2. 標準システムの機能構成

を、図3に山ダイヤ編集画面例、図4に棒ダイヤの編集画面例を示す。

(4) 帳票印字

編成したダイヤ情報を基に、各種帳票を印字出力する。標準的な出力帳票を表4に示す。

3.2.2 自動作成機能

自動作成機能は、与えられたダイヤ編成ノウハウや制約条件を満足するダイヤを編成するエキスパートシステム機能である。自動作成機能の主な機能を表5に、自動作成機能を使った標準的な作業手順を図5にまとめる。

このシステムには、編成したダイヤ案を評価するファジー評価機能がある。設定した複数の評価項目に対して、メンバーシップ関数を設定し、さらに各評価項目の結合度を“かつ”“又は”で関係付けることができる。ファジー評価機能によって“だいたい良い”“このぐらいだと良い”など人間の評価のあいまいさを視覚的に表現できる。ファジー評価実行中の自動実行経過表示画面例を図6に示す。

3.3 ハードウェア構成

今回のシステムを搭載したエンジニアリング ワークス

テーション“ME 400”は以下の特長を持っている。

- (1) 高速グラフィック処理機構を搭載した、描画機能に優れたワークステーションである。
- (2) 必要なダイヤ情報を格納するために、大容量固定ディスクを搭載している。
- (3) ファイル共有化機能により、ネットワークを介して複数端末から同一のデータをアクセスすることができる。
- (4) エンジニアリング分野で標準的なUNIXを、オペレーティングシステムに採用しており、文書処理システムを初めとして、各種パッケージソフトを利用できる。ハードウェア構成を図7に示す。

4. システム化の技術的課題と解決方法

4.1 システム化の技術的課題

バスダイヤ編成業務をシステム化するに当たって以下の技術的課題があった。

- (1) ダイヤ編成担当職員が持つダイヤ編成ルールや制約条件を、抜けがないように抽出しなければならない。

表4. 主な出力帳票

帳 票 例	
・運行表(スタッフ)	
・運行系統表	
・勤務情報一覧表	
・停留所時刻表	
・主要地点通過時刻表	
・山ダイヤ(ダイヤ図)	

表5. “自動作成機能”の主な機能

1	共通項目パラメータ設定	共通パラメータを設定する。 例：早番／遅番の勤務時間帯 最高つなぎ待ち時間
2	切片作成パラメータ設定	切片を自動作成するパラメータを設定する。 例：一つの切片を構成する斜線の数 切片の生成数
3	切片自動作成	制約条件や作成ルールを守りながら、切片を自動作成する。 制約条件の例：最高継続乗務時間 最高つなぎ待ち時間 ルールの例：斜線と斜線のつながりは同一地点同士を優先させるが、制約内で接続候補がないときは、回送時間を考慮して異なる地点とつなぐ。
4	勤務作成区分ごとのパラメータ設定	早番／中番／遅番ごとに勤務作成パラメータを設定する。 例：最高・最低乗務時間 最高車庫休憩時間
5	勤務ダイヤ評価設定	作成した勤務ダイヤを評価する条件を設定する。 ファジー評価機能もある。 例：余り切片の乗務時間合計を少なくする。
6	勤務ダイヤ自動作成	切片(又は斜線)を、制約条件や作成ルールを守りながら組み合わせ、勤務ダイヤを自動作成する。

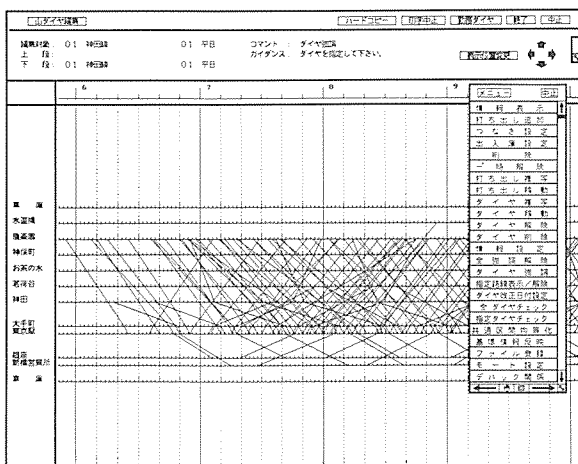


図3. 山ダイヤ編集の画面例

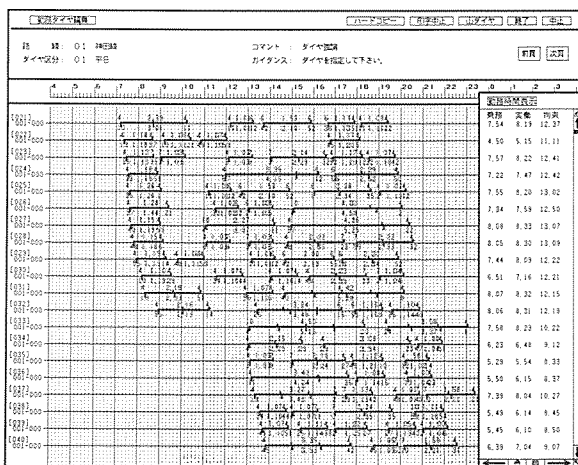


図4. 棒ダイヤ編集の画面例

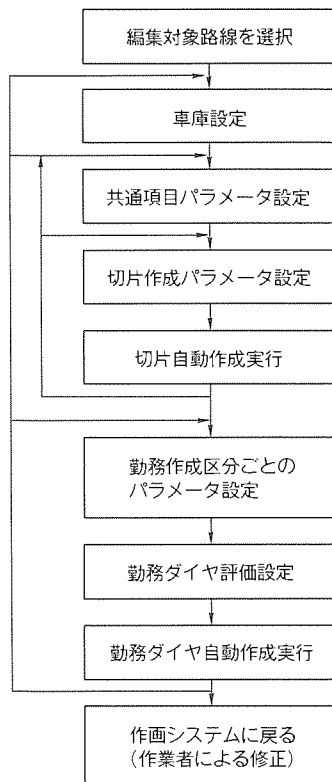


図5. ダイヤの自動作成手順

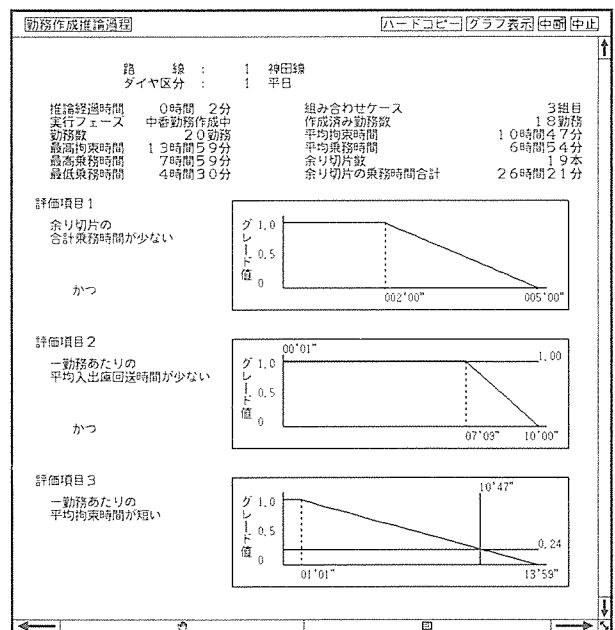


図6. 自動実行経過表示画面

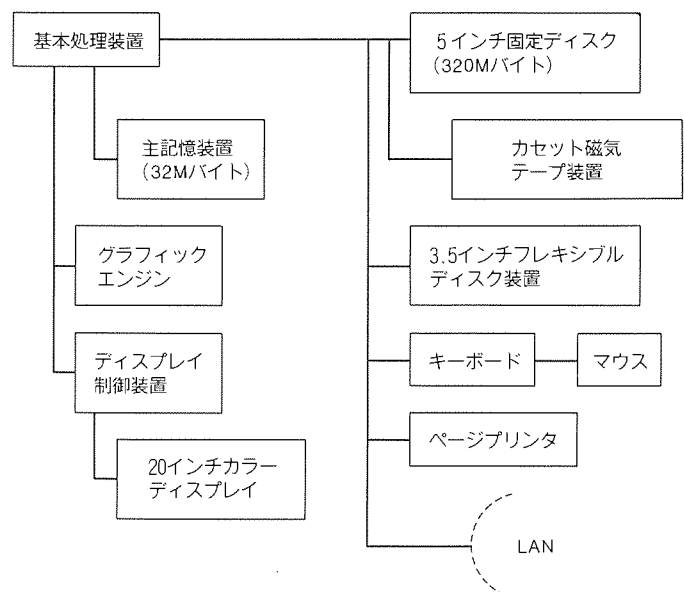


図7. ハードウェア構成

(2) ダイヤ編成ルールや制約条件は、バス会社によって異なる部分が多い。しかし、今回は一方で標準システムとして、制約条件やルールを表現しながら、もう一方で変更を容易に行える仕組みが必要である。

(3) 一般にダイヤ編成は、複数の系統、路線^(注4)にまたがり、斜線の数膨大で、斜線の組み合わせの数は爆発的に増加する可能性が高い。しかし、実用面から実時間で解を出さなければならない。

例：5路線、22系統、斜線600本からダイヤを作成するケースがあり、この場合単純な組合せの数は $10^{20 \sim 30}$ にもなる。

(4) 所要時間の微調整、斜線の移動/複写など、詳細な作業も含めた従来のダイヤ編成作業を、効率良く画面との対話操作に置き換えなければならない。

4.2 技術的課題の解決方法

4.1節に述べた技術的課題に対して、今回のシステムではダイヤ編成担当職員のノウハウに三菱電機(株)独自の考え方を加えて以下のように解決した。

4.2.1 自動作成機能のシステム構築方法

自動作成機能に必要な基本的な知識は、ノウハウとしてダイヤ編成担当職員が持っているので、エキスパートシステム構築手法によって抽出し、自動作成機能を開発した。

(注4) “系統”はバス運行の最小単位で、始点と終点(折返点)の組みで定義される。“路線”は、幾つかの系統をひとまとめにしたもので、通常、ダイヤ編成の対象となる。

(1) 知識獲得方法

エキスパートシステム開発の重要な作業である。日ごろ意識していないノウハウがあるので、次のような方法で知識獲得を行い、知識の抜けが出ないようにした。

- 各バス会社が持っている“ダイヤ編成手順書”から制約やノウハウを抽出した。
- 現運用ダイヤの分析で、制約やノウハウを抽出した。
- インタビューによって、ダイヤ編成担当職員のノウハウを抽出した。
- ダイヤ編成担当職員と共同でダイヤ編成を机上シミュレーションし、ノウハウを抽出した。

(2) プロトタイプ手法の導入

機能を確認しながらシステム構築を行うために、“プロトタイプ作成→評価→ルールを追加してシステム再構築”の手順を繰り返して実施した。これによって、システムの機能実現レベルを確認しながら開発を行うことができた。

4.2.2 変更可能な制約条件, ルール

抽出した制約条件はパラメータ化し、またダイヤ編成ルールは固定ルールと変更可能ルールに分けて設定した。変更可能ルールについては、ダイヤ編成担当職員は画面から容易に変更を行うことができる。

4.2.3 探索時間の短縮

(1) 中間表現“切片”の導入

ダイヤ編成は、図3に示すような斜線を、勤務条件に合うように複数本選択し、組み合わせることで行う。しかし、既に述べたとおり斜線の本数は数百本になることがあり、組合せの数は無数といってよいほどある。そこで、組合せの数を減らすために、“切片”というダイヤ作成の中間表現概念を導入した。“切片”は、斜線を何本かつなげてダイヤ編成の1単位としたもので、まず斜線のある条件別に組み合わせた“切片”を作成し、次にこの“切片”を複数本組み合わせることで勤務ダイヤを作成する。一般的に斜線から勤務を作成する方法に比べて、“切片”からの勤務作成は単純な組合せの数を $10^8 \sim 10^{15}$ 程度まで減少させることができる。ここで、斜線から“切片”を作る条件は幾つかあるが、例えば次のようなものである。

例：図3でもし1往復をダイヤ作成の基本とする場合は、斜線を1往復ずつ組み合わせた“切片”を生成する。

次に、生成した“切片”を勤務条件に合わせて選択し組み合わせることでダイヤを作成することで、組合せの数を減らすことができる。

(2) 異なる探索方法の適用

ダイヤの自動作成では、斜線又は“切片”を時間帯で幾つかにグルーピングし、斜線を選択自由度が高い場合は前向き推論^(注5)を用い、斜線を選択自由度が低い場合はバックトラックによる探索^(注6)を適用することで、探索空間を狭め、解が短時間に求まるようにしている。

(注5) 時間の早い方から、制約条件を守って斜線や“切片”を組み合わせ、1勤務ずつダイヤ編集を行うような推論方法を“前向き推論”という。作ったダイヤの斜線や“切片”を他と組替えることはしない。

(注6) 作れるだけ勤務ダイヤを作った後、余った斜線や“切片”をより少なくするように作成済の勤務ダイヤの斜線や“切片”を組み替えるような推論方法を“バックトラックによる探索”という。

4.2.4 操作性に優れたマンマシン インタフェース

(1) 作業者が手でダイヤを作成したり修正する作画システム機能は、操作性がシステムの良し悪しを決定することから、担当職員の作業手順を分析した上で操作方法を決定した。

例：編集コマンドは次のコマンドが選択されるまで編集モードが維持される。データ設定以外はマウス操作のみで編集を可能とする。

(2) 斜線の打ち出し間隔均等化

複数系統を対象としてダイヤを作成する場合、バスが共通に走行する区間(共通区間)のバス運行時刻間隔を複数系統にまたがって均等にする。これにより、等間隔運行ダイヤの作成が容易になる。

5. 自動作成実行結果の評価

図4の棒ダイヤは、5路線にまたがる400本の斜線を設定した状態から、午前のダイヤ、午後のダイヤ各14本、1日の長いダイヤ18本を自動作成した結果の1部である。斜線は図3の山ダイヤ編集画面にその一部が示されているが、この斜線から短時間で“切片”を作成し、その“切片”を組み合わせることで図4のようなダイヤを組み上げることができた。

自動作成機能で作成されたダイヤは、運用面からの一部手修正を経て、運用ダイヤとなる。

6. む す び

今回開発した“バスダイヤ編成支援システム(MEDIAS)”は現在、実運用評価が行われており、その過程で作画システム機能や自動作成機能の有効性が実証されている。今後は、開発したシステムの導入効果の定量的評価を行い、さらに標準システムとしての機能追加・改良を進めていく予定である。

また、今回の“バスダイヤ編成支援システム”の開発で、“経営企画管理システム”、“運行管理システム”、“後方事務処理システム”と合わせた“バス総合情報システム”の構築も可能になった。併せて今後機能強化を行っていきたい。

最後に、今回の標準システム開発に際し、ノウハウの提供を始め種々ご協力いただいた、新潟交通(株)の関係者各位に厚く謝意を表する。

参 考 文 献

- (1) 阿部恵介, 駒谷喜代俊: 最適割り当てアルゴリズムを用いた車両運用計画手法, 電学論C, 107, No. 10 (1987)

企業内 UNIX 電子メールシステム

片岡正俊* 富樫昌孝** 佐伯保晴** 弓野雅章** 川上眞二***

1. ま え が き

最近、エンジニアリング系コンピュータの応用分野として従来のCAE/CAD/CAM^(注1)に加えて、技術者個々の生産性向上をねらったEOA (Engineering Office Automation) が重要視されるようになった。このEOAの中で、昨今のコンピュータネットワーク技術の進展とともに特に注目されているものが情報の伝達手段としての電子メールシステムである。

一方、半導体技術の進歩に基づくEWS、パソコン等のエンジニアリング系コンピュータの低価格化により、いまや技術部門では一人1台の時代を迎えようとしている。

こうした背景のもと、当社ではエンジニアリング系の標準システムであるUNIX^(注2)の持つメール機能をベースとし、EWS、パソコンの両方からアクセスが可能で、かつUNIXの知識がなくても使えるマンマシンインタフェースを備えた企業内UNIX電子メールシステムを開発し、全社的な運用を開始している。

本稿では、このシステムの構成、提供機能等について説明する。

2. 企業内 UNIX 電子メールシステムの構成

2.1 ネットワーク構成

2.1.1 基本的な考え方

今回開発したUNIX電子メールシステムのネットワーク構成方式は、次の考え方に基づいている。

(1) エンジニアリング系アプリケーションとの共存

UNIX電子メールシステムは、当社のEOA環境構築の一環として導入するものである。このため、このシステム専用のネットワークを用意するのではなく、日常の業務として利用しているエンジニアリング系アプリケーションのCAE/CAD/CAMシステムと同一のネットワークに共存させる形で実現する。

(2) 標準の採用

上記(1)で述べたネットワークの共存性を確保するため、世界的な標準又は事実上標準として認められている方式を採

用する。

(3) 運用性・経済性・拡張性

運用性・経済性・拡張性が備わったネットワークとする。

2.1.2 標準構成

このシステムのネットワークの標準的な構成とその内容は次のとおりである。その全体構成の概略を図1に示す。

(1) LAN (構内ネットワーク)

IEEE 802.3仕様のLANを利用し、大規模なLANではFDDI (Fiber Distributed Data Interface) LANであるMELNET R100 (当社製) をバックボーンとして利用している。

(2) 広域ネットワーク

事業拠点のLAN間は、当社全体での回線コスト低減と運用の効率化を考慮し、MIND パケット交換網 (三菱電機情報ネットワーク(株)が提供するパケット交換サービス) を経由して接続している。

(3) LAN 間接続用ゲートウェイ

LAN間接続は、X.25パケット交換網経由でIP (Internet Protocol) パケットをルーチング可能なゲートウェイを利用して実現している。

(4) メールサーバー

メールサーバーの負荷分散を図るため、各事業拠点に最低1台のメールサーバーを設置する。大規模な事業拠点については、さらに部門ごとにもメールサーバーを配置する。

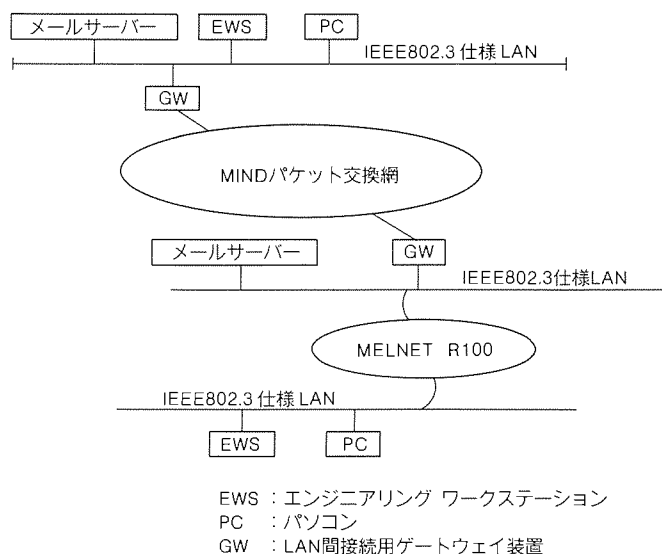


図1. 企業内UNIX電子メールシステムの標準ネットワーク構成

(注1) CAD: Computer Aided Design

CAM: Computer Aided Manufacturing

CAE: Computer Aided Engineering

(注2) UNIXシステムラボラトリーズ社が開発し、ライセンスしている。

(5) 端末

EWS 及びパソコンを端末とし、EWS については直接メールの送受信が可能であるが、パソコン端末については親となる EWS (サーバーマシン) を経由してメールの送受信を行っている。

2.2 サポート端末

2.2.1 サポート端末の種類

サポート端末としては、EWS では ME シリーズ、パソコンでは《MAXY シリーズ》(デスクトップ/ラップトップ/ノート) を主たる端末として考えている。これらのサポート端末機を用いることにより、3 章で述べる各種メール機能が利用可能となる。

一方、その他の一般的な UNIX システムとは、テキストレベルでの送受信が可能である。

2.2.2 端末構成

端末には、メールサーバーとユーザー端末がある。メールサーバーは各ユーザー端末への集配信と本社・支社・製作所・研究所間のメールの交換を行い、ユーザー端末はメールの作成及び送受信作業を行う。

(1) メールサーバー

メールサーバーの構成には、“事業拠点サーバー”、“事業拠点サーバー+部門サーバー”の2通りの構成が可能である。これは、メールの利用者数の規模によって選択が可能となっている。

このシステムでは、その拠点を代表するサーバーが必ず必要となり、それを事業拠点メールサーバーと呼んでいる。

この事業拠点メールサーバーは、他事業拠点とのメール送受信の窓口であり、他事業拠点から受信したもの、又は他事業拠点へ送信するものはすべてこの事業拠点メールサーバーを経由する。

部門に設置された部門サーバーは、上記と同様に他部門とのやりとりを行うときに経由するサーバーである。また、部門内の《MAXY》でのメールユーザーの送受信処理も行っている。したがって、メールサーバーとしては、負荷が集中することや、大容量のディスクが必要である等の理由から ME シリーズの高性能機をこれにあてている。

(2) ユーザー端末

ユーザー端末は、ユーザーがメールの作成、送受信を行う端末という位置付けから、対応する機能のソフトウェアが利用できればよい。ME シリーズのどの機種でも対応可能である。

また、《MAXY》についてもシ

リーズ内のすべての機種が対応可能であるが、UNIX メールを利用する関係上、TCP/IP 若しくは RS-232C で ME と接続する必要がある。TCP/IP 接続は LAN ボードを《MAXY》に装着して実現し、RS-232C 接続は Kermit プロトコルによって実現している。

2.3 メール送受信方式

2.3.1 通信プロトコル

事実上の標準プロトコルとなっている TCP/IP プロトコルをベースとした SMTP (Simple Mail Transfer Protocol) を利用している。

2.3.2 メーリング方式

メーリング方式については、次のとおりである(図2参照)。

(1) 同一事業拠点内(図中①、②)

自端末から相手端末に直接メールを送受信する方式②と、自事業拠点メールサーバーを経由してメールを送受信する方式①を併用している。

(2) 事業拠点間(図中③、④、⑤)

次のルートを経由してメールが送受信される。

(a) 自端末から自事業拠点メールサーバーにメールを送信する。

(b) 自事業拠点と相手事業拠点のメールサーバー間でメールの配送を行う。

(c) 相手事業拠点メールサーバーから相手端末にメールが配送される。

2.4 アドレス体系とその管理

当社の UNIX 電子メールシステムは、次の二つのアドレスに関して全社的な標準アドレス体系を定めた上で実現されている。

(1) IP アドレス

IP アドレスを世界的に管理している SRI/NIC (Stanford Research Institute International / Network Information

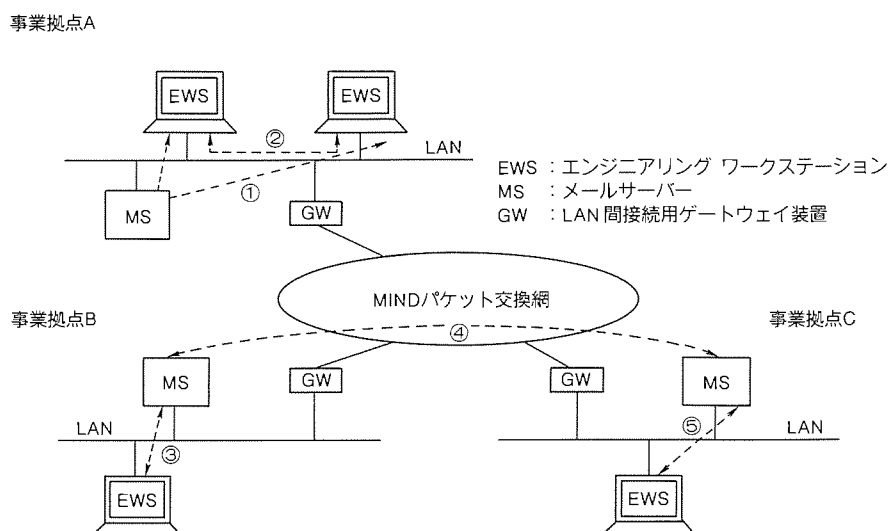


図2. メーリング方式

3.3 文書メール

標準のUNIX メールシステムでは、テキストメールのみで、図形や画像などが送受信できない。これでは、よく使うワープロ文書をそのまま送受信できない、UNIX コンピュータだけで動作し、パソコンでは利用できないという問題点があった。

このシステムでは、パソコンとして普及している当社の《MAXY シリーズ》をUNIX メールシステムの端末として利用を可能とし、かつ、その上に搭載されているワープロとして使用頻度の高いA1・Mark IIIと一太郎^(注3)の文書データをメールとして送受信する機能を提供している。また、同様に当社のEWSであるMEシリーズ上に搭載されているワープロソフトウェアのマルチメディア文書処理(以下“MM 文書”という。)で作成した文書をメールとして送受信できるようにした。

3.4 メディア変換

文書メールが実現されても、送信した端末と受信する端末が異なったり(例:送信がMAXY, 受信がME), 端末は同じでもメールを作成したワープロソフトウェアが異なったり(例:送信が一太郎, 受信がA1・Mark III)すると受信者はメールの内容を見ることができないという問題が発生する。そこでこのシステムでは、CDFF^(注4)(Common Document File Format)と呼ばれる中間ファイルを通すことにより、受信時に指定のワープロ文書フォーマットに変換する機能を提供している。

このことにより、送信者は受信者のワープロ環境を気にせずに発信し、受信側で自分の使っているワープロデータに変換することができる。これにより、文書の再利用等に有効となる。

変換できる現状のパターンは、次のとおりである(図6参照)。

- (a) A1・Mark III, 一太郎, MM 文書
⇒⇒⇒テキストデータに変換
- (b) A1・Mark III, 一太郎
⇒⇒⇒MM 文書に変換
- (c) 一太郎, MM 文書
⇒⇒⇒A1・Mark IIIに変換
- (d) A1・Mark III, MM 文書
⇒⇒⇒一太郎に変換

この変換は、メールサーバー上の特定のメールボックスに受信者がメールすることにより、自動的に実行され送り返されてくる。

また、テキストデータへの変換機能により、ネットワーク内に他社のパソコンやEWS などがあるマルチベンダー環境においても、最低テキストデータでの交換が可能である。

(注3) “一太郎”はジャストシステム(株)の商標登録である。

(注4) “CDFF”はソニー(株)の商標登録である。

3.5 ファクシミリ出力

端末が全員に普及されていない現時点での環境や、社外への発信を考えると、普及率が著しいファクシミリ(以下“FAX”という。)にメールを送信するのは効果的な手段となる。このシステムでは、送信のメールアドレスを指定する代わりに、相手のFAXの電話番号を指定することでFAXアダプタ付きのメールサーバーからFAX送信することができる。

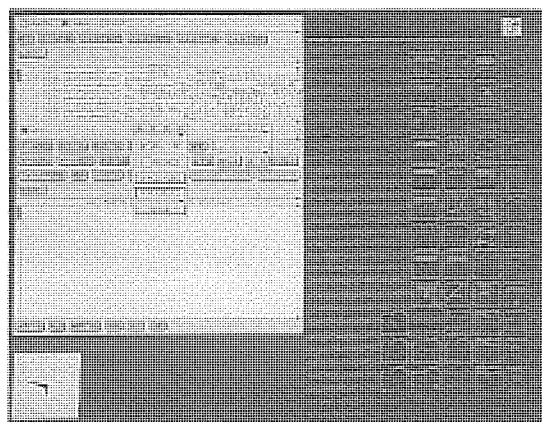


図5. MEでの送信画面

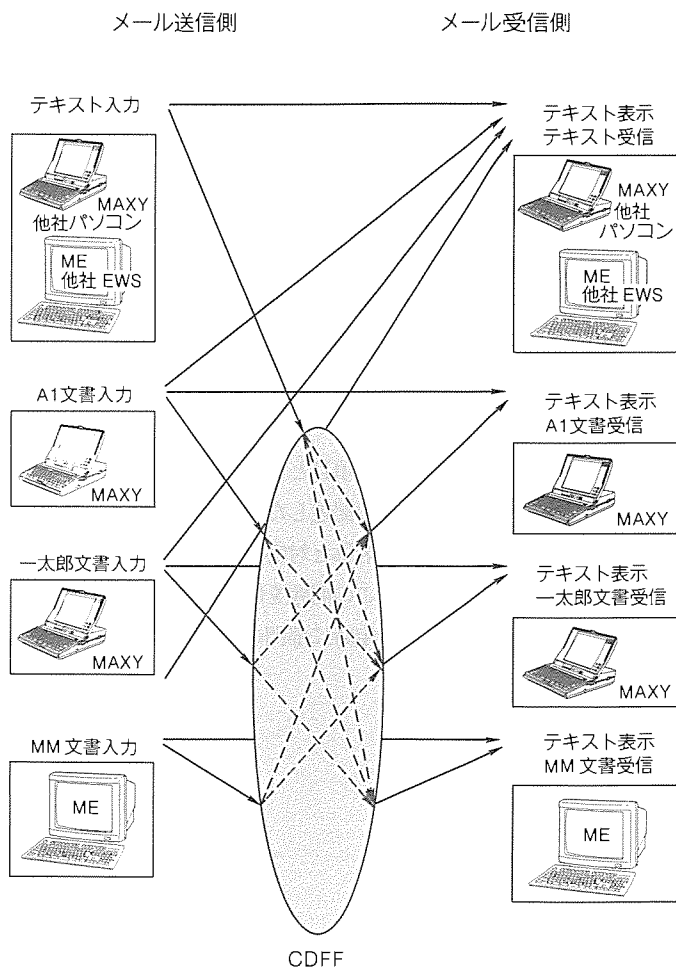


図6. 文書メールでの変換パターン

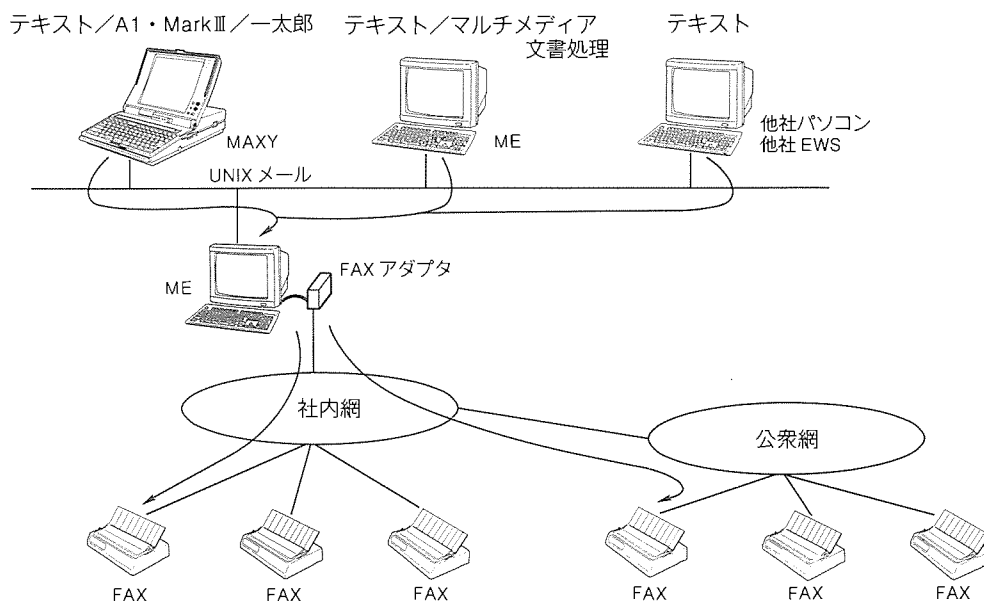


図 7 . FAX出力機能

当社の場合、社内網でのFAX サービスは既に完備されているため、社内への発信は社内網を利用し、社外へは通常の公衆網を利用している(図7参照)。

また、受信端末がFAX の場合には、使用中などの理由によって送信不可能となる可能性がある。その際には、まず何回かリトライを実行した上で、FAX からの送信が正常終了したか、話中で失敗したか等の結果が、メールとして送信者に返信される仕組みとなっている。これにより、通信中の場合に空くまで待つなどという余計な時間を使わずに済む。

送信できるメールのタイプは、A1・MarkⅢ、一太郎、MM 文書の3種類の文書データとテキストデータである。

さらに、FAX 送信時のログとして、だれが、何時、何処へ、送信の可否、送信量などがFAX 出力するサーバーマシンに記録され、統計情報を取得することができ、利用実績等の管理が可能である。

3.6 アドレス検索

メールを送信するときの指定項目として、相手のメールアドレスが必要となるが、2章で記述したアドレス体系は必ずしも通常利用している部門の名称と対応しているわけではなく、覚えにくいことがある。この問題を解決するために、このシステムでは、アドレス指定時に部門の名称や個人名に対

応して検索できるデータベースとその検索システムを提供している。ユーザーは、電話帳をひく感覚で該当する相手のメールアドレスを知ることができる。

4. む す び

当社の開発した企業内UNIX 電子メールシステムについて、そのシステム構成と機能の概要を述べた。このシステムは製作所、研究所を中心に数多くの拠点内及び拠点間で用いられており、活発な技術情報交換が行われている。

また、このシステムは現在も改良、拡張が継続されており、マンマシン インタフェースの一層の向上、CAE/CAD/CAM システムとの結合、全社的な技術情報データベースとの接続などが計画されている。さらに、本稿では触れなかったが、電子メールと並行して電子掲示板システムの開発・導入も進められている。

今後、EWS やパソコンはすべてネットワーク化された環境下で活用される時代にきており、その際電子メールの果たす役割は極めて大きい。当社では、このUNIX 電子メールシステムの活用をより一層高度化し、技術情報の交換だけでなく、広範囲の業務に適用することによって、技術者の生産性向上の基幹システムとして展開していく予定である。



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
特許営業グループ Tel (03) 3218-2137

半導体ウェーハの鏡面研磨面及び内部特性の評価方法 (特許 第1451721号)

発明者 加藤 進

この発明は、半導体ウェーハの鏡面加工面及び内部特性の評価方法に関するものである。

半導体素子の製造には、素子の基板としてシリコン単結晶が用いられており、シリコンウェーハ製造工程中にシリコンウェーハに発生する加工歪などは、シリコンウェーハ上に形成される素子の電気的特性及び製造歩留りに大きな影響を及ぼしている。

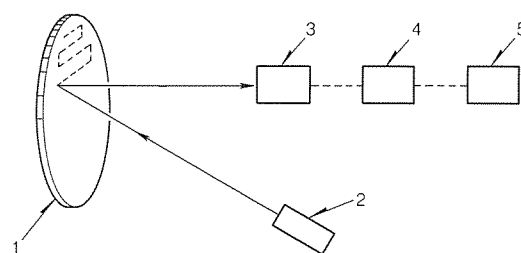
しかし、従来はシリコンウェーハの鏡面研磨面の評価方法としてその表面を傷つけることなく評価する適当な手段がなく、シリコン結晶中の応力やシリコンウェーハの加工歪などが上記の鏡面研磨面に与える影響、及びこの面の研磨状態を知ることができなかった。

この発明は、このような点を解決するためになされたもので、誘電率と導電率が応力に対して非常に敏感であり、さらに金属表面の状態や研磨の方法などによって大きく変化するため、上記表面における白色光の反射率は局部的に差異を生じ、この表面からの反射光の強度に強弱を生ずる原理を応用して、この表面に影響を及ぼしている結晶内部の応力、加工

歪及びこの表面の研磨状態を評価しようとするものである。

図の実施例に示すように、シリコンウェーハの鏡面研磨面(1)に光源(2)の光を入射させ、反射した光を受光器(3)で受光し、増幅器(4)で増幅し、レコーダ(5)で記録する。鏡面研磨面(1)を適当に移動させることにより、反射光の強度分布が測定でき、研磨状態の評価ができる。

以上のようにこの発明によれば、非破壊で簡易に半導体ウェーハの鏡面加工面及びウェーハの内部特性を評価する装置が提供できる。



図

レーザ加工装置 (特許 第1569962号)

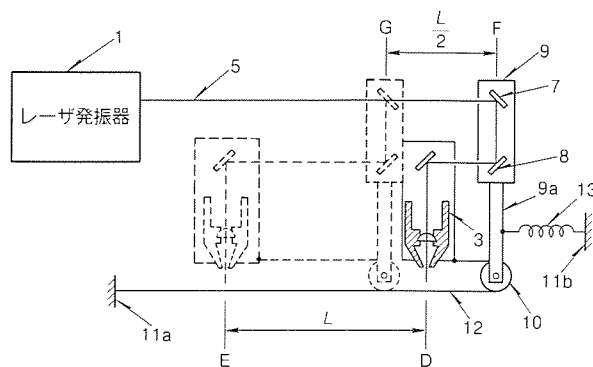
発明者 金原好秀, 木谷 基

この発明は、レーザ加工装置のレーザ光の伝送に関するものである。

レーザ加工装置に使用されるレーザ光は発散が少ないが、2ミリラジアン程度の発散角を有するので、レーザ発振器からの距離によりレーザ光の直径に差が生じ、最終的に加工性能に差が生じる。このため従来のレーザ加工装置はレーザ発振器からの距離により加工不良となる場合があった。

この発明は、このような欠点を解消するためになされたもので、レーザ発振器からの距離が変化してもレーザ光の光路長を一定にすることにより、加工性能がレーザ発振器からの距離にかかわらず一定で、加工範囲全域で良好な加工特性を有するレーザ加工装置を提供するものである。図の実施例に示すように、加工ヘッド(3)が距離 L だけ移動したとき、レーザ光反転器(9)は距離 $L/2$ だけ移動するようにし、レーザ発振器(1)で励起されたレーザ光(5)は、レーザ光反転器(9)に取り付けられた平面鏡(7, 8)と加工ヘッド(3)に設けられた平面鏡(2)及びレンズ(3)により、被加工物上に焦点を結び、

被加工物を溶断するように構成している。このとき、加工ヘッド(3)の移動に伴うレーザ発振器(1)までの距離の変化と、レーザ光反転器(9)と加工ヘッド(3)の間を反転して往復する光路の長さとは相殺するので、加工ヘッド(3)の移動に関係なく光路長は一定であるので、レーザ光の直径に差が生じることはなく、全加工範囲で良好な加工性能が発揮できる。



図



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
特許営業グループ Tel(03)3218-2137

スピーカ振動板の製造方法 (米国特許 第4880591号)

発明者 馬場文明

この発明は、スピーカ振動板の製造方法に関するものである。

スピーカの振動板は、性能としてピストン運動領域を広げるために振動板の比弾性率 E/ρ (E :弾性率, ρ :密度)が大きく、高音域の周波数特性を滑らかにするために適度の内部損失を有することがあげられる。従来、 E/ρ を大きくする目的で、紙パルプを主体とする振動板に炭素繊維を混入する方法、あるいはプラスチック材料に炭素繊維やマイカなどを混入し有機系塗料を振動板に含浸する方法が採られてきた。

上記のような紙パルプに炭素繊維を混入する方法では、炭素繊維の混入量に限度があり、 E/ρ の増加には限界があり、また、プラスチック材料に炭素繊維やマイカなどを混入する方法では溶融粘度が上昇して成形上の制約を受け、また、有機系塗料を振動板に含浸する方法では内部損失が増加する反面、 E/ρ が低下する問題がある。

この発明はかかる問題を解決するためになされたもので、熱可塑性の液晶ポリマーの溶融体が表層部と中央部で異なるせん断力を受け配向しながら冷却固化することから、溶融状態のポリマーを含むスピーカ振動板材料を、図1に示すスピーカ振動板の成形型(図2は図1の断面図)の注入部(1)から注入し、ポリマーの拡散流により、B方向成分をもつA方向に大きく配向させることにより、表層部と中央部でサンドイッチ構造を形成させて、 E/ρ が高く、適度に高い内部損失を持つスピーカ振動板を製造する方法を提供することができる。

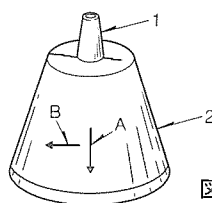


図1

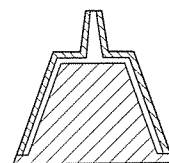


図2

〈次号予定〉三菱電機技報 Vol. 65 No. 11 シンクロトロン放射光装置特集

特集論文

- シンクロトロン放射光装置特集に寄せて ―光は東方より―
- 放射光源技術の現状と動向
- 三菱電機と放射光装置
- (株)ソルテック 1GeV放射光装置
- 大型放射光施設 Spring-8 の計画と開発
- シンクロトロン放射光装置の研究試作
- 放射光装置用高性能ライナック
- 放射光装置用電磁石と電源
- 放射光装置用超高真空技術と高周波加速空洞技術
- 円型加速器のラティス設計ツール

●電磁界解析とビーム シミュレーション

●自由電子レーザーの基本技術

普通論文

- 大阪府水道部納め送水管理システム
- 西武鉄道向け運行管理システム(SEMTRAC)
- 中間踊り場付き超高揚程エスカレーター
- 90mm 書換え形光ディスク装置
- 《MELCOM80》オフィスコンピュータ用“三菱販売情報システム”
- 家庭用燃焼器の低 NO_x 化
- 高速ポストスクリプト互換インタプリタ
- 並列推論マシン(PIM/m)用VLSI

三菱電機技報編集委員

委員長	山田 郁夫
委員	名畑健之助
〃	福岡 正安
〃	宇佐美照夫
〃	風呂 功
〃	大原 啓治
〃	松村 恒男
〃	名取 直幸
〃	吉岡 猛
〃	鳥取 浩
〃	岡田 久雄
幹事	長崎 忠一
10月号特集担当	笠井鯉太郎

三菱電機技報 65 巻10号

(無断転載を禁ず)

1991年10月22日 印刷

1991年10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

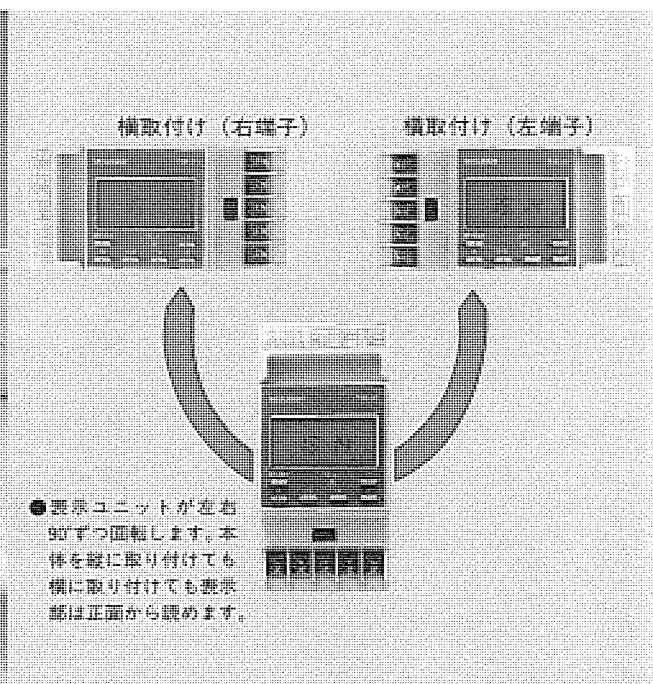
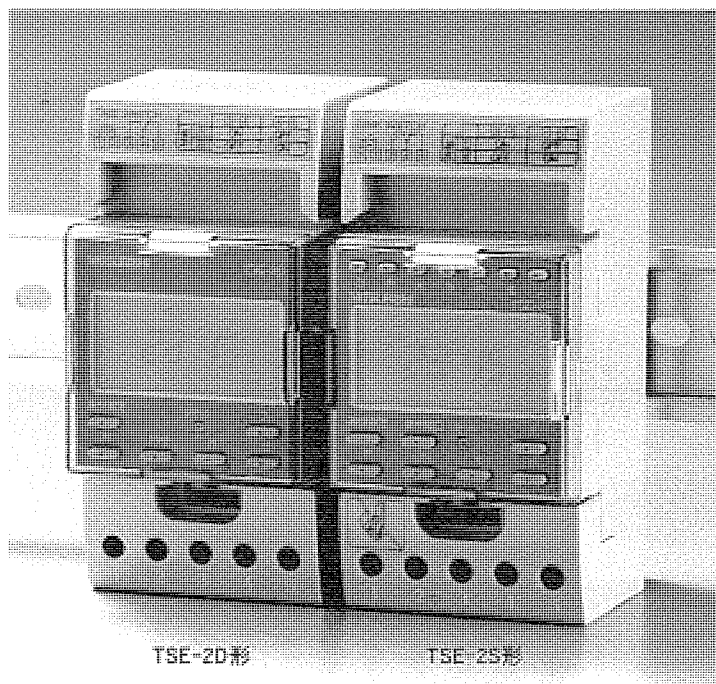
発行所 東京都千代田区大手町二丁目6番地2号
日本ビル 6階 (〒100)

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) 3218局2806
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
年間予約は送料共9,373円(本体9,100円)

三菱 電子式 タイムスイッチ

スポットライト TSE-2D/2S



TSE-2D形、TSE-2S形タイムスイッチは、分電盤用協約寸法モジュール2Pサイズの小型電子式タイムスイッチです。業界初の表示ユニット回転機構により、1台で縦取付けと横取付けの両方に対応でき、操作手順フリーの独立専用キー方式の採用により簡単操作を実現しました。

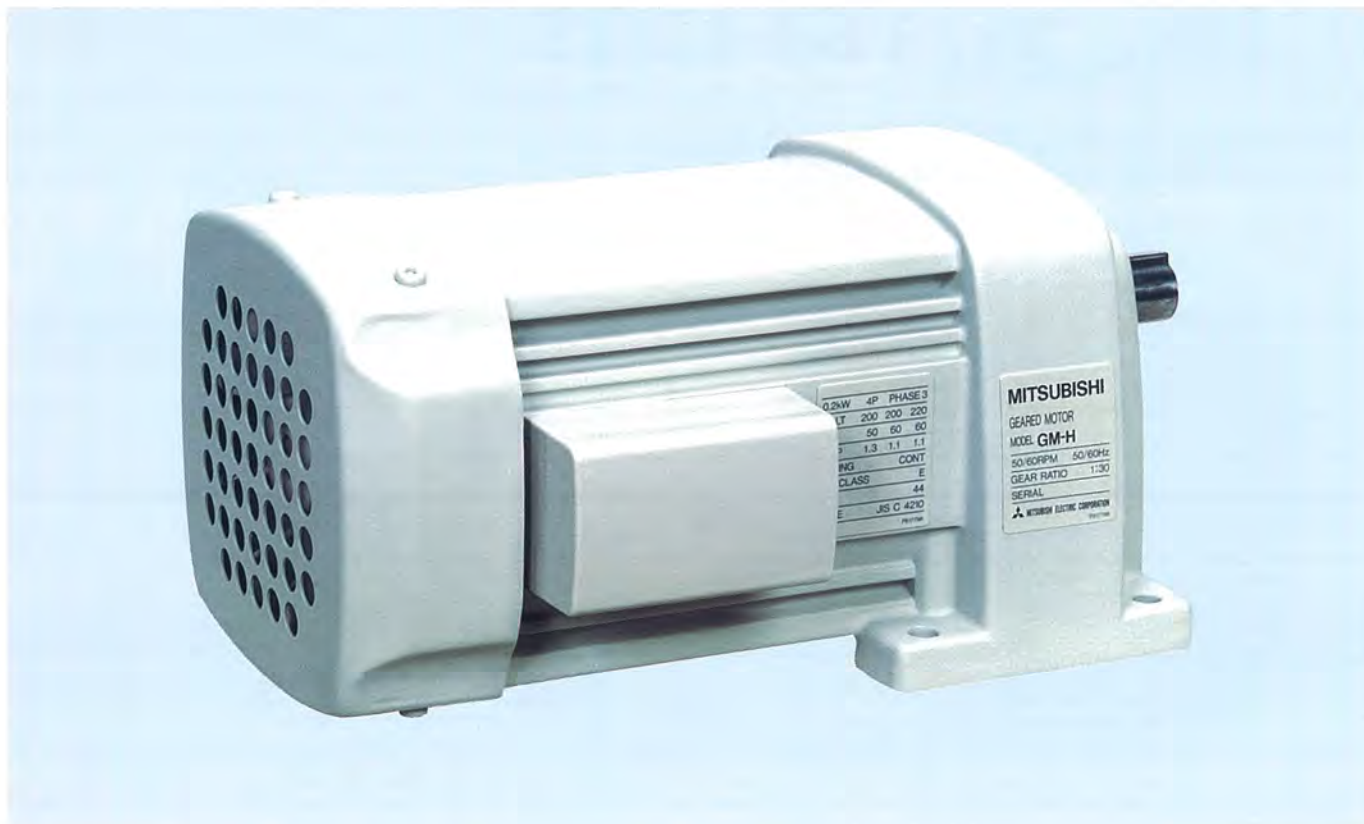
特長

- 分電盤用協約寸法モジュール2Pサイズ
分電盤内へスッキリ・コンパクトに組込めます。
- 1台で縦・横取付け自由
表示ユニットは左右90°づつ回転し(*R.D.P.メカの採用)、取付け姿勢を選びません。*Rotation Display Panel
- 設定容易な独立専用キー方式
機能ごとに専用キーを設けました。しかも操作手順はフリーです。
- フリー電源方式・取付け三形態
電源定格は100-220V両用、50-60Hz両用です。取付けは協約形取付板・IEC35mmレール・表面取付(取付爪同梱)の三形態が可能です。
- ウィークリー制御
TSE-2S形はウィークリー制御が可能です。毎日同じパターンでプログラムを、実行するか/キャンセルするかを曜日単位で選択できる、使いやすいスキップデイ方式です。

仕様

		TSE-2D	TSE-2S
プログラム周期		24時間	1週間
動作回数		ON・OFF各8回	
ON・OFF最小間隔		1分	
電源回路とスイッチ回路の構成		別回路	
スイッチの構成		単極双投	
スイッチ容量	抵抗負荷	AC250V 8A } 別個2種類 AC250V 15A }	
	白熱灯負荷	AC100V 300W	
	モータ負荷 (005φ≧0.7)	AC100V 200W AC200V 400W	
電源定格		AC100-200V 50-60Hz(電圧・周波数両用)	
動作電圧範囲		AC85~240V	
時計精度		月差15秒(20°Cにおいて)	
停電補償時間		10年以上(20°C停電率50%以下)	
使用温度範囲		-10°C~+50°C	
外形寸法 W×H×D(mm)		50×100×73	

三菱ギヤードモートル スポットライト GM-Hシリーズ



新形ギヤードモートルGM-Hシリーズは、年々増加する運転音の低減やボデーの小形化を求めるニーズに応じて、業界初の一体形減速機構を採用し小形軽量化と低騒音化を実現。高性能をハイセンスなボデーで包みこんだ新しいタイプのモートルです。

特長

●小形軽量設計

アルミフレームモートルと一体形減速機構造（特許出願中）の採用で、さらなる小形軽量化を実現しました（当社比平均容積20%、重量15%低減）。

●静かな運転音

さらに、一体形減速機構造と新素材（プラスチックファン、制振鋼板）の採用で低騒音化も実現しました。

●長寿命

高強度歯車と高級グリースの使用でメンテナンスフリーとなりました。

●安全性向上

業界初、全機種端子台付を標準としました。また、ブレーキ板にはノンアスベスト材を使用しています。

●ワイドバリエーション

出力0.1～3.7kW、減速比1/5～1/1200と標準全788機種（即納441機種）の豊富な機種揃えとなりました。

●斬新なデザイン

明るいページュ色のハイセンスなボデーです。

シリーズ構成

	相	容量(kW)	減速比	標準電圧・周波数	形名	機種数	
脚取付 ブレーキなし・付	三 相	0.1	1/5 } 1/1200	200/200/220V	GM-H(B)	268	
		0.2					
		0.3					
		0.4					
	相	0.75	1/5～1/450	50/60/60Hz			
		1.5	1/5～1/200				
		2.2	1/5～1/100				
		3.7	1/5～1/50				
単 相	0.1	1/5 } 1/1200	100V 50/60Hz	GM-HS(B)	126		
	0.2						
	0.4						
フランジ取付 ブレーキなし・付	三 相	0.1	1/5 } 1/1200	200/200/220V	GM-HF(B)	268	
		0.2					
		0.3					
		0.4					
		相	0.75	1/5～1/450			50/60/60Hz
			1.5	1/5～1/200			
			2.2	1/5～1/100			
			3.7	1/5～1/50			
	単 相	0.1	1/5 } 1/1200	100V 50/60Hz	GM-HFS(B)	126	
		0.2					
		0.4					

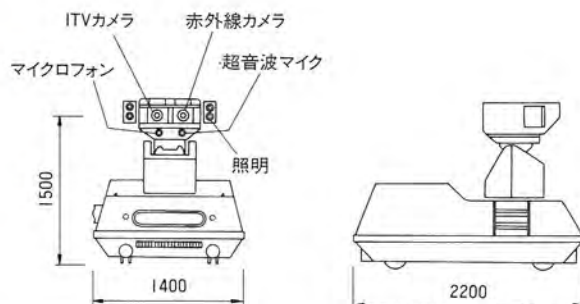
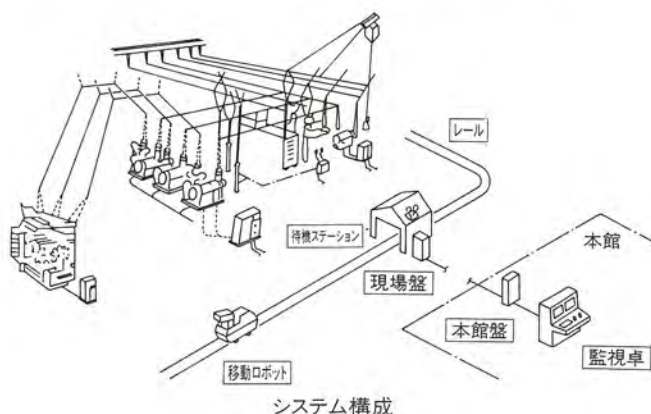
※形名の(B)はブレーキ付の場合。

※上記788機種の他、三相400V、単相200V品も対応いたします。

スポットライト 発電所変電所自動巡視ロボット



移動ロボット



監視卓

プラントの巡視点検業務は、視覚や聴覚による判断を必要とするため、これまで人手により実施されていましたが、近年熟練技術者の確保が難しくなっていることから、そのロボット化が期待されていました。三菱電機ではITVカメラ・赤外線カメラ・超音波マイクを搭載した移動式の自動巡視ロボットを開発し、四国電力(株)讃岐開閉所に納入しました。

特長

●機器過熱の自動検知

赤外線カメラにより機器の過熱や接続不良による異常発熱を自動的に発見します。

●コロナ音の自動検知

超音波マイクにより絶縁不良によるコロナ音を自動的に検知して異常を知らせます。

●画像処理による外観検査

画像比較による飛来物や侵入物の発見、碍子のヒダ欠け・異物付着の自動検出機能をオプションとして設定しています。

●定期巡視機能

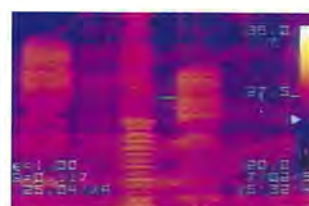
上記の検査項目を簡単なティーチング操作で記憶させることができ、毎日一定の時刻に自動的に出動して点検を行います(無人運用可能)。

●緊急出動機能

上位の設備診断システムが検出した異常発生箇所に自動的に出動してITV映像・赤外映像を記録しますので、異常内容の特定が迅速・容易に行え、復旧時間の短縮化が期待できます。



ITVカメラ映像



赤外線カメラ映像

仕様

移動システム	走行方式	地上レール式
	走行速度	60m/分(最大)
	停止精度	位置±0.5cm, 方位±0.1°
搭載センサ	ITVカメラ	10倍ズームレンズ付CCDカラーカメラ
	赤外線カメラ	電子冷却式
	超音波マイク	共振型セラミックマイク
	可聴者マイク	単一指向性ダイナミックマイク
照 明	ハロゲンランプ(150W×4灯)	
旋回装置	旋回速度	10°/秒(最大)
	停止精度	±0.3°
給電システム	バッテリー式(4時間定格)	
通信システム	近接結合式(移動ロボット～現場盤間)	
	光ファイバ式(現場盤～本館盤間)	
運転モード	手動運転	(1)ジョイスティック操作 (2)コンピュータ支援モード
	自動運転	(1)定期巡視 (2)緊急出動