

MITSUBISHI

三菱電機技報

MITSUBISHI DENKI GIHO Vol.61 No.3

3
1987

宇宙開発特集



宇宙開発特集

目次

特集論文

宇宙開発特集に寄せて……………	1
齋藤成文	
宇宙開発の現状と展望……………	2
木下親郎・藤田康毅	
技術試験衛星V型(ETS-V)……………	9
村山英敏・筒井 修・山田重雄・笠井鯉太郎・石井豊彦	
通信衛星3号(CS-3)……………	15
高比良 昭・松本芳郎・向井長夫・鈴木庸彦・安坂吉生	
リモートセンシングと画像処理……………	21
小野 誠・田中宏和・松井保憲	
オーストラリア主要都市間衛星通信システム……………	26
鈴木善之・今井健雄・柴田秀樹・大場達博・田村節夫	
衛星搭載用アンテナ……………	31
片木孝至・赤石 明・小林右治	
人工衛星の姿勢制御技術……………	36
名取直幸・山口哲郎・吉田憲正・中川信雄	
大型伸展・展開構造物……………	41
小泉孝之・山本和夫・倉藤 康・谷沢一雄・浅葉 誠	
人工衛星における能動型熱制御……………	45
増本博光・桜井也寸史・木村 弘・大串哲郎・金森康郎	
人工衛星搭載用GaAs半導体デバイス……………	50
山上倅三・北陽 滋・上田和男・伊木茂男・園田琢二	

普通論文

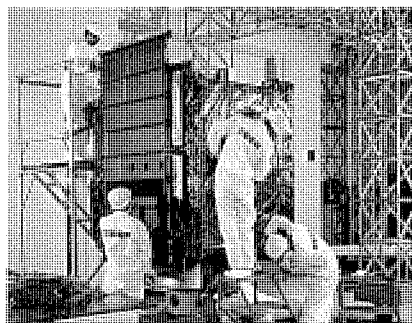
磁気軸受フライホイールの宇宙実験モデルの製作……………	56
村上 力・中島 厚・秋下貞夫・藪内賀義・岩本邦雄	
高信頼性MIC基板……………	60
伴 和紘・山中隆司・西田幸治・藤原多計治・斎藤 貴	
人工衛星の帯電放電と帯電防止技術……………	64
西本博信・藤井治久・阿部俊雄	
人工衛星用電熱式ヒドラジンスラスタの熱解析……………	68
長島隆一・梶原堅一・松井安次・古森秀樹・関 時明・吉川峻造	
新住宅用規格形エレベーター……………	73
吉川 博・谷野純一・吉田研治・塚原義人・杉山美樹	
高耐圧・大電流GTOサイリスタの特性……………	77
石堂道治・鈴木正則・宮嶋辰夫・徳能 太	
特許と新案……………	84
アナログ・デジタル変換装置	
スポットライト	
超高速可変速システム《MELDRIVE 2000》……………	81
床置形インバータエアコン MFZ-251AF……………	82
1.3 μ m CMOS VTM……………	83
三菱スーパーラインモートル《LシリーズSF-LH315~400フレーム》……………	85
三菱高性能パケット多重化装置 MELPAX 1000……………	86
三菱公衆形ビデオテックス端末 VT700IIシリーズ……………	(表3)

表紙

技術試験衛星V型熱構造モデル

昭和62年8月に打上げが予定される技術試験衛星V型(ETS-V)の熱構造モデル(STM)を組み立てているところである。

STMは、形状、寸法、重量及び材料に関して実際に打ち上げられる衛星(プロトフライトモデル(PFM))と同等の構造体を持ち、また、サーマルインシュレーション、ヒートパイプ等、PFMと熱的に等価な熱制御材を用いている。内部の電子機器については、電気的な機能は持たせず、寸法、重量及び発熱量のみ同等とする。STMに対しては、衛星の構造・熱設計の確認及び関連製造プロセスの確立のために、打上げ環境及び軌道上環境を模擬した振動・音響・衝撃・熱真空試験を実施し、その成果をPFMの設計、製作及び試験に反映させる。



アブストラクト

宇宙開発の現状と展望

木下親郎・藤田康毅

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P2～8

宇宙利用は、従来の軌道位置を利用した情報の提供手段から、宇宙環境を生産の場に利用する方向に進みつつあり、大きな転換期にある。この論文では、世界の宇宙開発の現状を、その中における我が国及び当社の開発状況について概観し、次いで技術及び市場の動向からみた宇宙開発の今後の展望について述べる。

オーストラリア主要都市間衛星通信システム

鈴木善之・今井健雄・柴田秀樹・大場達博・田村節夫

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P26～30

AUSSAT衛星によるKu帯衛星通信のための主要都市地球局設備を、各州都8都市に完成し納入した。TV番組交換、TV番組直接放送、高品質音声番組交換、及び音声・データ通信のための装置を含んでいる。V/H直交偏波共用のアンテナ装置を備え、送信電力制御を行っている。衛星回線SCPC PSK/TDMAを用いた局監視制御システムにより、全局をセンター局から遠隔・集中監視制御することができる。

技術試験衛星V型(ETS-V)

村山英敏・筒井 修・山田重雄・笠井鯉太郎・石井豊彦

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P9～14

技術試験衛星V型(ETS-V)は、軌道上重量約550kg、1.5年後のミッション末期発生電力約850W、軌道上寸法9.7m×2.3m×3.5mの国産初の静止三軸衛星である。この衛星は、550kg級静止三軸衛星の標準衛星としての基盤技術の確立、大型の実用衛星の開発に必要な自主技術の蓄積、航空機の太平洋域での洋上管制・船舶の通信・航行援助・捜索救難などのための移動体通信実験などを行うことを目的としている。

衛星搭載用アンテナ

片木孝至・赤石 明・小林右治

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P31～35

衛星搭載用アンテナの最近の技術状況と将来動向及び当社技術の紹介を行った。INTELSAT衛星、TV-SAT、SEASAT-Aを例にとって現状を説明し、将来動向として大型展開アンテナ、アクティブアンテナ、測定技術及び設計ソフトウェアに焦点をあてて述べた。当社技術としてCS-2アンテナ、INTELSAT-V用アンテナ、ERS-1用SARアンテナ、フロントフィールド オフセットカセグレンアンテナ等の紹介を行った。

通信衛星3号(CS-3)

高比良 昭・松本芳郎・向井長夫・鈴木庸彦・安坂吉生

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P15～20

通信衛星3号(CS-3)は、Kバンド及びCバンド通信用中継器(予備を含めて計18台)を搭載する要求寿命7年のスピン安定型通信衛星で、世界に先駆けてのGaAs太陽電池セルの採用による大電力化、二枚機器パネルの採用による実装・熱制御能力の向上、CFRPなど複合材料を駆使した軽量構造体などを特長とする自主国産衛星である。この衛星の構成、システムの特長及び主要サブシステムの概要について述べる。

人工衛星の姿勢制御技術

名取直幸・山口哲郎・吉田憲正・中川信雄

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P36～40

人工衛星の姿勢制御技術の内外の現状と将来動向を概観し、近い将来の宇宙計画にとって重要な姿勢制御関連の基盤技術として、柔軟構造物をもつ衛星の姿勢制御技術と姿勢制御系のフォールトトレラント技術を取り上げて記述する。前者は、今後の衛星の大型化に伴って重要度を増す技術であり、従来・現在・将来に対する技術課題と解決方法を述べる。後者は、姿勢制御系の小型・高性能化と高信頼性を両立させるための技術を階層的に分類して記述する。

リモートセンシングと画像処理

小野 誠・田中宏和・松井保憲

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P21～25

電波センサによる衛星からのリモートセンシングを中心に、衛星搭載用電波センサの開発動向を述べるとともに、MOS-1搭載マイクロ波放射計及びERS-1搭載合成開口レーダの開発例について述べる。また、リモートセンシングにおける画像処理技術の開発動向について述べるとともに、当社が開発した代表的な画像処理システムについても併せて紹介する。

大型伸展・展開構造物

小泉孝之・山本和夫・倉藤 康・谷沢一雄・浅葉 誠

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P41～44

当社における宇宙用の大型伸展・展開構造物の開発状況及び開発課題をまとめた。開発品としては、既に納入先よりフライト品として性能を認定された翼長4mのETS-V用太陽電池パドル、エンジニアリングモデル製作中の翼長12mの合成開口レーダアンテナ、展開機能モデルとしてのφ3.5mアンテナ及び2m四方の二次元展開トラス等、様々な技術的段階のものがあるが、これらについて、解析及び試験で得られた構造特性データを紹介する。

Abstracts

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 26 ~ 30 (1987)

The AUSSAT Major-City Satellite-Communication System

by Yoshiyuki Suzuki, Takeo Imai, Hideki Shibata, Tatsuhiro Oba & Setsuo Tamura

Mitsubishi Electric has completed delivery of earth-station facilities to Australia for Ku-band communications via the AUSSAT satellite network. Earth stations have been installed in each of the eight state capitals to enable interchange of TV and hi-fi audio programs, direct satellite broadcasts, and voice and data communications. Each station is equipped with a V/H dual polarization antenna, and each performs up-link power control. The network also includes a station-management subsystem that uses an SCPC PSK/TDMA satellite line to monitor and control all the stations from the central control station.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 2 ~ 8 (1987)

Present and Future Trends in Space Development

by Chikao Kinoshita & Yasuki Fujita

Although the orbits of space missions have been used primarily as vantage points for information gathering, future missions will be increasingly production-oriented, using the space environment for processes impossible or unfeasible to perform on Earth. This heralds a great change in spacecraft and mission technology. The article describes the state of the international space-development field, and advances in Japan and at Mitsubishi Electric. Technical and market trends are examined, and future developments are discussed.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 31 ~ 35 (1987)

Spacecraft Antennas

by Takashi Katagi, Akira Akaishi & Yuji Kobayashi

The article spotlights the current state of spacecraft-antenna technology in INTELSAT, TV-SAT, and SEASAT-A, and analyzes future trends in large-diameter folding antennas, active antennas, and in measurement technology and design software. The article introduces examples of Mitsubishi technology, including antennas for CS-2 and INTELSAT-V, the synthetic-aperture radar antenna of ERS-1, and a front-feed offset-Cassegrain antenna.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 9 ~ 14 (1987)

The Development of Engineering Test Satellite-V (ETS-V)

by Hidetoshi Murayama, Osamu Tsutsui, Shigeo Yamada, Ritaro Kasai & Toyohiko Ishii

Scheduled for launching in August 1987, ETS-V is Japan's first domestically produced 550kg-class three-axis-stabilized geostationary satellite. It will weigh about 550kg and measure $9.7 \times 2.3 \times 3.5$ m when in orbit. After 1.5 years in space, the power generation will be approximately 850W. ETS-V will be used to develop basic technologies for a three-axis spacecraft called a standard bus, and will carry a variety of mission equipment into orbit for developing basic technologies for the next generation of heavier, longer-lived satellites. The satellite will also be performing mobile-radio communications experiments for maritime monitoring and communications, navigational assistance, search-and-rescue operations, and similar purposes.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 36 ~ 40 (1987)

Spacecraft Attitude-Control Technology

by Naoyuki Natori, Tetsuo Yamaguchi, Norimasa Yoshida & Nobuo Nakagawa

The article examines the current state and future trends in attitude-control technology for spacecraft. Attitude-control technologies suitable for use with flexible spacecraft will become very important in the near future. The article explores the issues through a discussion of technical problems and solutions in the past, present, and future. Fault-tolerant systems are also discussed. Techniques employed to simultaneously realize smaller equipment dimensions, higher performance, and improved reliability are classified in hierarchical fashion.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 15 ~ 20 (1987)

The Development of Communications Satellite-3 (CS-3)

by Akira Takahira, Yoshio Matsumoto, Takeo Mukai, Tsunehiko Suzuki & Yoshio Yasusaka

CS-3a and CS-3b, to be launched in early and mid-1988, respectively, will be domestically produced, spinstabilized communications satellites with a total of 18 K- and C-band repeaters, including 6 spares, and a projected mission life of 7 years. They will also be the world's first satellites to use high-power GaAs solar cells. Other features include improved equipment layout efficiency and thermal control capability by virtue of two-layer equipment panels, and a lightweight CFRP structure. The article describes the satellite's configuration, system features, and principal subsystems.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 41 ~ 44 (1987)

Large Deployable Structures for Space Applications

by Takayuki Koizumi, Kazuo Yamamoto, Yasushi Kurafuji, Kazuo Tanizawa & Makoto Asaba

The article outlines the state of development of deployable structures at Mitsubishi Electric, and reports on the analysis and test results of their structural performance. Already supplied is a 4m solar paddle that has been qualification-tested for use on ETS-V, and under production is an engineering model of a 12m antenna for a synthetic aperture radar. In addition, development models for deployment are being produced for a 3.5m-diameter folding antenna, and for a two-dimensional deployable truss 2m square.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 21 ~ 25 (1987)

Remote Sensing and Its Image Processing

by Makoto Ono, Hirokazu Tanaka & Yasunori Matsui

In remote sensing, satellites use electromagnetic sensors to produce images of a wide variety of phenomena. The article discusses current trends in electromagnetic sensing, and examines the microwave scanning radiometer carried by Meteorological Observation Satellite-1 (MOS-1) and the synthetic-aperture radar of Earth Resources Satellite (ERS-1) as examples of current technology. Development trends in image-processing technology for use in remote sensing are also treated, and the article introduces representative image-processing systems developed by Mitsubishi Electric.

アブストラクト

人工衛星における能動型熱制御

増本博光・桜井也寸史・木村 弘・大串哲郎・金森康郎

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P45～49

宇宙機の熱制御系は、電力需要の増大に伴って排熱能力の飛躍的向上と大容量放熱制御という二つの技術課題に直面し、積極的に熱的パラメータを変化させる能動型熱制御が不可欠となっている。ヒートパイプは、単独での局部的な使用から衛星構体そのものをヒートパイプモジュール化する方向へと進み、更に、サーマルループとの組合せでより複雑な放熱制御をも可能としている。将来型として、二相流体ループを用いた展開ラジエータが有望で、開発途上にある。

人工衛星の帯電放電と帯電防止技術

西本博信・藤井治久・阿部俊雄

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P64～67

軌道上の衛星は宇宙プラズマにより帯電し、ときには放電する可能性がある。この衛星の帯電及び放電は、衛星の信頼性に深くかかわっている。ここでは、衛星帯電放電現象の概略とその影響について説明し、電子線照射による帯電放電シミュレーション実験結果について述べる。更に、帯電防止技術として、導電性コーティング処理やイオンエンジン中和器からのプラズマ放出が有効であることを述べる。

人工衛星搭載用GaAs半導体デバイス

山上倅三・北陽 滋・上田和男・伊木茂男・園田琢二

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P50～55

人工衛星の長寿命化、高信頼度化の要求に伴い、GaAs半導体デバイスが衛星搭載機器に広範囲に使用されてきている。このたび当社は、重量比出力に優れたセル厚み200 μm 、セルサイズ2 $\times$ 4cmの大面积、薄型GaAs太陽電池セルを開発した。また、X帯トランスポンダのSSPA化を可能とする出力3WのX帯用高効率GaAsFETを開発した。本稿では、これらの新製品の特長と今後の技術動向について紹介する。

人工衛星用電熱式ヒドラジンスラスタの熱解析

長島隆 一・梶原堅一・松井安次・古森秀樹・関 時明・吉川皖造

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P68～72

静止衛星の大型化、長寿命化に伴って、姿勢制御用推進機の高推力、長寿命化が望まれている。この方法として、推進剤（ヒドラジン）の分解ガスを電気ヒータで加熱する方式の推進機（EHT）が注目されており、EHTの国産化を目指し、三菱電機（株）も開発に参画している。

この論文では、EHTの主要部分である加熱部ヒータの設計に必要な熱解析の概要について述べる。

磁気軸受フライホイールの宇宙実験モデルの製作

村上 力・中島 厚・秋下貞夫・藪内賀義・岩本邦雄

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P56～59

昭和61年8月、H-1ロケットによる搭載実験の一環として、人工衛星の姿勢制御アクチュエータとして有望視される磁気軸受フライホイールの宇宙実験が行われた。本機の磁気軸受では、独自の二軸制御方式を用い、軌道上で1.86kgのロータを磁気浮上し、1,000rpmで回転させることに成功した。三菱電機（株）は磁気軸受フライホイール及び実験システムの製作を担当した。本稿では、これらの設計、製作とそれらの環境試験、性能評価試験について述べた。

新住宅用規格形エレベーター

吉川 博・谷野純一・吉田研治・塚原義人・杉山美樹

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P73～76

集合住宅の増加に伴い、住宅用エレベーターは都市生活に密着した存在となってきた。今回、新制御方式の開発や高集積素子の採用その他により、住宅用エレベーターにとって重要な信頼性、静粛性及び使いやすさをより一層向上し、更に新形レールの開発や据付け工法の改善により、据付け工期を短縮した新しい住宅用規格形エレベーターを開発した。

本稿では、このエレベーターの主な特長と構成を紹介する。

高信頼性MIC基板

伴 和紘・山中隆司・西田幸治・藤原多計治・齊藤 貴

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P60～63

高信頼性MIC基板の開発を行った。MIC（マイクロ波集積回路）基板の導体膜構成をクロム-銅-金とし、使用はんだをすず-鉛はんだとした場合、環境温度135℃においても故障率0.1FITが推定される。今回、クロム-銅-金パターンを形成するのに、選択めっきプロセスを用いた。このことにより、最小導体幅及び最小導体間隔に関して20 μm までのパターンニングが行える。パターンニング精度は、要求される $\pm 3\mu\text{m}$ が容易に達成できる。

高耐圧・大電流GTOサイリスタの特性

石堂道治・鈴木正則・宮嶋辰夫・徳能 太

三菱電機技報 Vol.61・No.3・P77～80

GTOサイリスタは、自己ターンオフ能力をもつ大電力制御素子として注目を集め、従来の高速サイリスタや逆導通サイリスタに代わり、車両用の基幹素子としての地位を不動のものにしつつある。ここでは、車両制御用として開発され、DCチョッパやVVVFインバータに使用されている4,500V、2,000AのGTOを中心に、高耐圧・大電流GTOの構造・定格特性、応用上の問題点などを解説する。

Abstracts

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 64 ~ 67 (1987)

Spacecraft Charging and Techniques for Its Control

by Haruhisa Fujii, Toshio Abe & Hironobu Nishimoto

Space plasma can cause electrostatic charging and discharging of orbiting satellites, and these phenomena are known to greatly reduce satellite reliability. The article describes the charging process and its effects, and reports on the test results when the process was simulated by electron-beam irradiation. These experiments showed conductive spacecraft coatings and plasma ejection by ion-engine neutralizers to be effective methods to control spacecraft charging.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 45 ~ 49 (1987)

Active Thermal Control of an Artificial Satellite

by Hiromitsu Masumoto, Yasushi Sakurai, Hiroshi Kimura, Tetsuro Ogushi & Yasuro Kanamori

Higher power consumption aboard artificial satellites requires development of thermal control systems with greater heat exhaust efficiency and control capability of higher thermal radiosity. Active thermal control is essential to achieve these goals. Mitsubishi Electric has developed its heat pipe thermal control technology from local thermal control applications into an integrated system in which heat pipes are used as structural modules in the satellite equipment panels. Thermal louvers have also been developed for use with the heat pipe modules in a configuration that provides extremely flexible control of a satellite's thermal radiation characteristics. In addition, the Corporation is developing a deployable radiator with a two-phase fluid loop.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 68 ~ 72 (1987)

Thermal Analysis of an Electrothermal Hydrazine Thruster for Spacecraft

by Ryuichi Nagashima, Ken'ichi Kajiura, Yasuji Matsui, Hideki Komori, Tokiaki Seki & Kanzo Yoshikawa

Larger, long-lived geostationary satellites require long-lasting high-specific-impulse thruster systems for station keeping. One widely publicized method uses an electrical heater to heat the decomposed propellant gas of a hydrazine thruster. Mitsubishi Electric has participated in the development of domestic Japanese technology for producing these electrothermal hydrazine thrusters. The article examines thermal analysis techniques employed for designing the electrical heater.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 50 ~ 55 (1987)

Gallium Arsenide Semiconductor Devices for Satellites

by Koza Yamagami, Shigeru Hokuyo, Kazuo Ueda, Shigeo Igi & Takuji Sonoda

The long-life and high-reliability requirements of current satellites favor the use of GaAs semiconductor devices, which are extremely reliable. Mitsubishi Electric has developed two important GaAs products: lightweight GaAs solar cells, and 3W X-band GaAs FETs. The solar cells feature a wide 2×4 cm surface area, and are just $200 \mu\text{m}$ thick, which gives them an outstanding power-to-weight ratio. The GaAs FETs are a significant development because they enable satellites to employ solid-state power amplifiers in their X-band transponders in place of less reliable traveling-wave tubes. The article introduces the features and discusses future technical trends of these devices.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 73 ~ 76 (1987)

A New Standardized Residential Elevator

by Hiroshi Yoshikawa, Jun'ichi Tanino, Kenji Yoshida, Yoshito Tsukahara & Yoshiki Sugiyama

Many people already live in housing complexes, and the construction of these complexes is expected to continue. One technology vital to housing complexes is residential elevators. Mitsubishi Electric has developed a new elevator-control system and introduced LSIs to make its residential elevators more reliable, quieter, and easier to use. A new guide rail and installation method have also been developed to simplify the installation procedure and reduce the installation time.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 56 ~ 59 (1987)

The Fabrication of an On-Board Model of a Magnetic-Bearing Flywheel

by Chikara Murakami, Atsushi Nakajima, Sadao Akishita, Kazuyoshi Yabuuchi & Kunio Iwamoto

A magnetic-bearing flywheel promising for use as an attitude control actuator was tested on-board the three-stage booster H-I vehicle launched in August 1986. The flywheel consisted of a 1.86kg rotor mounted in magnetic bearings with a specially developed two-axis control system. The flywheel was designed to float in the bearing after the rocket reached orbit. The system performed as planned, and the flywheel successfully rotated at 1,000rpm. Mitsubishi Electric manufactured the flywheel and control system, and conducted the tests. The article reports on the components, design, manufacture, environmental testing, and performance evaluation of this experimental system.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 77 ~ 80 (1987)

Electrical Characteristics of High-Voltage, High-Current GTO Thyristors

by Michiharu Ishido, Masanori Suzuki, Tatsuo Miyajima & Futoshi Tokuno

Because GTO (gate-turn-off) thyristors have the ability to turn themselves off, they outperform conventional high-speed and reverse-conducting thyristors in the power-control systems of electric trains and similar applications. As a result, GTO thyristors now occupy a vital position in the power-electronics industry. The article introduces a 4,500V, 2,000A GTO thyristor developed for the DC choppers and VVVF inverters used in traction applications. The construction, ratings, and application problems of the new device are discussed.

Mitsubishi Denki Giho: Vol. 61, No. 3, pp. 60 ~ 63 (1987)

The Development of a High-Reliability Metallized Substrate for Microwave Integrated Circuits

by Kazuhiro Dan, Takashi Yamanaka, Yukiharu Nishida, Takeji Fujihara & Takashi Saito

The article reports on a high-reliability metallized substrate developed for microwave integrated circuits (MICs). When Cr, Cu, and Au conductive layers were metallized on an MIC substrate and tin-lead solder was used for assembly, a failure rate of 0.1FIT was calculated from reliability data measured at 135°C . The Cr-Cu-Au pattern was formed by a selective plating process. The minimum conductor width and conductor spacing was $20 \mu\text{m}$. The test patterns easily achieved the required $\pm 3 \mu\text{m}$ accuracy.

巻 頭 言

宇宙開発特集に寄せて

1957年のソ連による人工衛星スプートニクの打上げに端を発した人類の宇宙開発活動の発展は誠に目覚ましい。

150億光年の彼方にまで拡がる宇宙空間を対象として、人類の英知の増進を目的とした宇宙科学研究や通信、放送、気象、地球観測、資源探査など幅広い宇宙の実利用が活発に進められて来た。更に有人飛行の進展と相俟って、宇宙飛しょう体内の微小重力（マイクロ・グラビティ）環境を利用した宇宙材料実験やライフ・サイエンス実験が行われ、宇宙開発の新天地が開かれようとしている。

我が国の宇宙開発は、私共の宇宙開発委員会が策定した宇宙開発政策大綱に沿って

- (1) 社会的必要性と国力の調和
- (2) 自主性の確保と独自技術の育成
- (3) 国際協力の推進

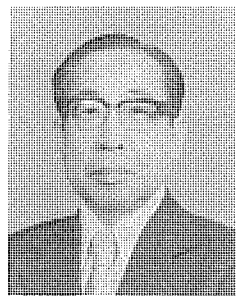
を基本方針として推進されている。

宇宙科学研究を担当する文部省宇宙科学研究所では昨年3月、ソ連、ESAに伍してハレー彗星探査に成功した「さきがけ」「すいせい」を初めとして、現在までに16個の科学衛星を独自の国産技術で開発したM-ロケットによって打上げている。また実用衛星計画を担当する宇宙開発事業団も通信、放送、気象、電離層観測等の17個の衛星を打上げ、実用に供されている事は衆知の通りである。特に世界にさきがけての準ミリ波20/30 GHzの衛星通信や、放送衛星による高精細度テレビの直接放送などは国際的に高い評価を受けている。

しかし、米、ソ2大宇宙国は勿論のこと、西欧諸国より遅れてスタートし、その総経費も少ない我が国の宇宙開発分野ではその技術水準、産業規模もこれらの諸国に比して進んでおるとは申し難い現状にあった。やっと昨年8月に成功したH-Iロケットによって、宇宙開発事業団を中心に我が国が独自開発して来た液酸、液水エンジン並びに慣性誘導用ジャイロ基準装置が100%の成果を収めることが

宇宙開発委員会委員長代理
東京大学名誉教授

斎藤 成文



出来た。最近のスペース・シャトルの事故や欧州アリアン・ロケットの打上げ失敗などがある続いたこともあり、このH-Iロケットの成功は内外に大きく報道された。本年夏にはいよいよH-Iロケットにより技術試験衛星V型（静止軌道上重量550 kg）が打上げられ、数多くの固定、移動通信実験が行われようとしている。

更にこれらの宇宙技術の蓄積を基盤として全段液酸、液水エンジンの2段大型H-IIロケットの開発が昨年より進められている。その性能、経済性が世界最高水準にあることから、既に国際的に大きな注目を浴びている。これと並行してイオン・エンジン等我が国の独自性を発揮した2トン級技術試験衛星VI型とそれに搭載するマルチビーム通信機器の開発が進行中であり、今後の我が国実用衛星の基盤モデルとなるものとして期待されている。

宇宙開発政策大綱の第3番目の柱である国際協力については、上述の国際ハレー彗星探査事業等、宇宙科学計画では数多くの実績を挙げて来たが、実用の面では現在の我が国の国際的地位に相応しい規模のものは皆無であった。幸いにして昭和59年1月レーガン大統領の提唱による宇宙ステーション計画にはESA諸国及びカナダと共に予備設計の段階より参加し、いよいよ本年よりはその3個の宇宙実験モジュールの内の1個を担当し、設計、製作、そして管理、運営に至るまで責任分担を行う国際協力事業に着手しようとしている。文字通り全人類規模の国際宇宙計画にキーメンバーとしての参加である。そしてこの宇宙基地の共同所有者として人類宇宙活動の新しい進展の一翼を担おうとしている。

宇宙こそは人類に来るべき21世紀における夢を与えるものである。その第1歩がまさに踏み出されんとしている時、我が国産学官の幅広い御理解と御協力を切に願うものである。

宇宙開発の現状と展望

木下親郎*
藤田康毅*

1. ま え が き

宇宙は人類の夢であり、あこがれである。このあこがれが文化を生み、科学を進歩させてきた。世界最初の人工衛星スプートニク 1 号が打ち上げられて既に 30 年の歳月が流れ、宇宙は我々にとって神の場から科学の場に、望遠鏡の場から直接観測、宇宙利用の場に変わってきた。しかし、宇宙はいつまでも神秘の場、あこがれの場である。

宇宙の実利用には、軌道位置の利用、宇宙環境の利用、非地球資源の利用の三つの形態がある。軌道位置利用は、地球周辺軌道に衛星を打ち上げて全地球的な観測、探査を行うものと、地球自転と衛星の公転周期が一致する赤道上の静止軌道に衛星を打ち上げて無線中継所又は定点観測所として利用するものがあり、現状では後者

の分野が最も広く実利用に供されている。宇宙環境の利用は、宇宙の微小重力、高真空、太陽エネルギーを活用して材料・薬品・半導体などの製造を行うものであって、既に、スカイラブ、スペースラブなどで実験が進められ、その成果を受けて宇宙ステーション、フリーフライヤーなどの計画が進められ、次の宇宙実利用の大きな分野と目されている。非地球資源の利用の分野は、太陽エネルギー・月・惑星などの天体資源を活用した宇宙工場を構築しようというものであり、太陽発電、月ステーションの建設などの計画がなされているが、まだ実験段階にも至っていない。次世代の宇宙活用場といえる。

我が国の宇宙開発は、東京大学でペンシルロケットの実験が開始されて以来 30 年になる。この間、昭和 45 年にラムダロケットによって日本最初の人工衛星「おおすみ」が誕生、世界で 4 番目の衛星打上げ国になり、その後、ミューロケットによる科学衛星の打上げが継続して

表 1. 国別・種類別人工衛星打上げ数⁽¹⁾

昭和 60 年 (1985) 11 月 30 日現在

種 類 \ 国 別	米	ソ連	日本	ESA/ ESRO	仏	独	独・仏	英	伊	蘭	ス ペ イ ン	加	NATO	豪	中国	印	インド ネシア	メキ シコ	ブラ ジル	アラブ 諸 国	チェコ	合 計
技 術 開 発 衛 星	549		9	2	6	1		2							15	3						2569
科 学 衛 星	129	1769	9	12 (12)	② 5 (1)②	*7 (6)		8 (8)	4 (4)	1 (1)	1 (1)	4 (4)		1 (1)		1 ①					1 ①	(40)⑧
月 探 査 機	30	29																				59
惑 星 探 査 機	19	27	2	1																		49
有 人 宇 宙 船	52	59																				111
通 信 衛 星	145 [5]	161	7 (2)	5 (1)	2 [2]	1 [1]	2 (2)	4 (4)	1 (1)			10 (10)	6 (6)	3 (3)	2	3 (2)[1]	4 (4)	2 (2)	1 (1)	2 (1)[1]		361 (39)[10]
気 象 衛 星	49	50	3 (1)	2 (1)	2 (1)																	106 (3)
航 行 衛 星 (航行・海事)	34																					34
測 地 衛 星	15				4																	19
地 球 観 測 衛 星	8															2 ②						10 ②
そ の 他	7	27	2																			36
合 計	1067 [5]	2122	32 (3)	22 (14)	19 (2) [2] ④	*9 (7) [1]	2 (2)	14 (13)	5 (5)	1 (1)	1 (1)	14 (14)	6 (6)	4 (4)	17	9 (2) [1] ③	4 (4)	2 (2)	1 (1)	2 (1) [1]	1 ①	3354 (82) [10] ⑧

注：(1) ()内の数字は、米国以外の国が米国のロケットにより打ち上げた数

(2) []内の数字は、ESA メンバー国以外の国が ESA ロケットにより打ち上げた数

(3) ○内の数字は、ソ連以外の国がソ連のロケットにより打ち上げた数

(4) * ドイツの人工衛星のうち 1 個は、フランスのロケットにより打ち上げ

(5) ソ連のコスモス衛星、米国のミッション不明の衛星は、技術開発衛星として分類

(6) インテルサットの通信衛星 (32 個) は、米国の通信衛星として分類

実施されるとともに、50年には宇宙開発事業団のNロケットによって「きく1号」、51年には初の実用衛星「うめ」、52年には初の静止衛星「きく2号」が誕生して、日本も本格的な衛星利用の道が開かれた。日本の宇宙開発は、自主技術と米国からの導入技術とが極めて有効に生かされた形態で進められ、「おおすみ」の成功から16年で550kg級の静止衛星、技術試験衛星V型及び通信衛星3号を自主技術で開発するまでに成長し、更に6年後にはH-IIロケットによって2トン級静止衛星、技術試験衛星VI型を打ち上げる予定である。これらの開発を通じて衛星及びロケットの技術力はようやく欧米に比肩するところまで進んできたが、国際衛星市場で重要な問題となる納期とコストに関しては、更に今後一層の縮減努力が必要である。

宇宙利用は、従来の人工衛星による情報提供の手段から、生産手段としての宇宙基地、フリーフライヤーの構築という方向に大きく変わろうとしている。この宇宙の工場化は、地上では得難い等方性結晶、高純度物質の製造など新しい製品の製造工場として注目すべきものであると見られている。宇宙連絡船シャトルの就航はこれらの計画を現実のものとし、既に実験段階から実用段階に移行する時期にきている。我が国でも、米国宇宙基地計画への参加、シャトル利用のフリーフライヤー計画の推進及び理化学実験、材料実験の場としての宇宙利用が大きなウエートを占めるようになってきた。この宇宙基地は、将来の宇宙プラントホーム、宇宙コロニー、月・惑星ステーションなどへの発展の第一歩として欠かすことのできないものである。

宇宙は人類共通の場であり、その利用は我々みんなの生活をより豊かに、文化を更に進歩させるものでなければならない。国の威信を懸けた米ソの宇宙開発競争から始まった宇宙開発も、ようやく我が国の生活に密着した宇宙利用の時代に移り、併せて国際協力としての宇宙の時代になってきた。宇宙ステーションはその先駆であり、

更に将来に向けて各国が協力しての宇宙利用の道が進められると確信している。我が国も世界の先進国の一員として宇宙開発を積極的に進めていくことが、我々に課せられた責務である。我が国の宇宙開発の一端を担っている当社も、多様化する宇宙利用の発展に対応できる技術力と技術者の育成を更に積極的に進め、全社協力して開発を推進していく必要がある。

2. 衛星開発の現状

2.1 世界の人工衛星

昭和32年10月、国際地球観測年を飾るものとして、ソ連が世界最初の人工衛星スプートニク1号の打上げに成功、翌年、米国がエクスプローラ1号を打ち上げ、人工衛星の時代を現出した。以来30年、人工衛星は揺らん(藍)期の開発時代から実利用の時代に移り、現在では国際通信・国内通信・移動体通信・衛星放送の通信分野・気象観測・地球観測・海洋観測・資源探査の観測分野・磁気圏惑星空間観測・天文観測の宇宙科学分野に多数の衛星を利用し、我々の生活に密接につながりを持つまでに発展してきた。現在までに世界で打ち上げられた衛星数は約3,500機、このうち約2/3がソ連、約1/3が米国で、その他の国は合わせて1/20に過ぎない。用途別には、技術開発・科学衛星が75%を占め、通信分野が15%、観測分野が10%、技術開発分野のうちで米ソでは60%が運用、40%が宇宙科学及び技術試験衛星となっている(表1.)⁽¹⁾。すなわち、従来の衛星開発は、各国政府出資、特に米国、ソ連の宇宙開発予算の上に成り立ってきたものである。

(1) 通信分野

国際衛星通信は、昭和37年4月のテルスター1号による大西洋間通信実験に始まり、翌年11月にはリレー1号によって太平洋間通信実験が実施された。39年10月の東京オリンピックの全世界へのTV

表2. 衛星通信利用の広がり

利用分野		サービスの内容	世界の現状と動向			市場の広がり (軌道上衛星)		
固定通信	国内	・ 公衆電話回線 ・ 政府機関サービス網 ・ 自営回線網 ・ テレビ中継回線 ・ CATV回線 ・ ビデオ会議 ・ ビデオテキストサービス ・ データ伝送サービス ・ 投 信	(米 国) ・ ALASCOM, ATT/TELSTAR, COMSAT-GENERAL, GTE SPACENET, HUGHES, SBS, RCA, WESTERN UNIONの8つの衛星通信サービス網が存在する。 ・ 1980年代後半には更にABC, ASC, CABLESAT, COLUMBIA, DIGITAL TELE-SAT, FEDERAL EXPRESS, FASSC, GTE SATELLITE, MNCs, NATIONAL, EXCHANGE, RSI, USSSIの12社が申請。 14/12GHz帯利用認可	(日 本) ・ CS-2を用いてNTTが衛星通信サービスを実施中。(6/4 30/20GHz) ・ 1988年開始を目指して、日本衛星通信、宇宙通信の2社が認可申請。 14/12GHz帯利用認可	(その他) ・ カナダ: 1973年開始 TELSAT CANADA, ANIK ・ インドネシア: 1976年開始 PERUMTEL, PALAPA ・ ブラジル: 1985年開始 EMBRATEL, SETS ・ インド: 1982年開始 ISRO, INSAT ・ オーストラリア: 1985年開始 AUSSAT Proprietary Ltd, AUSSAT ・ イタリア: 1980年予定 政府, ITALSAT ・ メキシコ: 1985年開始 政府, MORELOS ・ ドイツ: 1987年予定 西独PTT, POSTSAT ・ その他: パキスタン、韓国、アルゼンチン、コロンビア等計画	地 域 '85 '90 '95 米 国 31 51 60 日 本 2 6 8 カナダ/オーストラリア 8 9 9 インド/インドネシア 4 4 4 メキシコ/南米 4 10 14 ヨーロッパ 0 8 16 中近東/アフリカ 0 8 12 その他 0 4 8 小 計 49 100 131		
		国際	・ 国際電話回線 ・ TV中継回線 ・ ビデオサービス ・ IBSTトランスポンダリクス ・ インテルネットサービス	・ INTELSAT, INTERSPUTNIK/INTERCOSMOSの2つの国際機構及び3つの地域通信システムが運用されている。 (1) インテルサット: 加盟国 109 地球局 843, 衛星数 15	(2) インタースプートニク: 加盟国 14 地球局 16, 衛星数 10 (3) アラブサット: 加盟国 20 地球局 , 衛星数 2 (4) ユーテルサット: 加盟国 23 地球局 , 衛星数 3	・ 1980年代後半には計画として (1) ASETA (ラテンアメリカ) (2) AMS (アフリカ) (3) ORION (北大西洋地域) (4) PANAMSAT (ラテンアメリカ) (5) 太平洋地域システム	インテルサット 14 14 14 インタースプートニク 15 15 15 ユーテルサット 3 3 3 アラブサット 2 2 2 ASETA その他 0 6 12 小 計 34 40 46	
	直接放送		・ 映画/スポーツ/教育/音楽/ビデオ/その他のテレビ放送 ・ 一般テレビ放送 ・ 高品位テレビ	・ 中電圧衛星放送をUnited Satellite Comsatで実施中。 ・ 1980年後半運用を予定してCOS, BUSC, GRAPHIC, RCA, STC, USSD, DVSS, WUDBSの8社が申請、更に8社参加表明。	・ BS-2でNHKが衛星放送を開始。 ・ 1989年にBS-3Cにより民放も衛星放送に参画予定。 ・ 日本では沿岸及び近海船舶に対する電話、テレックス、ファックスサービス	・ ソ連: 1983 EKRAM ・ 西独: 1986 TVSAT ・ ESA: 1987 OLYMPUS ・ スカンジナビア: 1989 NORDSAT ・ スイス: 1987 TELSAT ・ イタリア: 1988 SARIT ・ 中国: 1988 CDSC ・ 仏: 1986 TDF-1 ・ ルクセンブルク: 1988 LUXSAT ・ 英国: 1986 UNISAT	米 国 2 20 40 日 本 2 2 6 ソ連 4 4 6 ヨーロッパ 0 12 16 メキシコ/南米 0 13 25 その他 0 4 12 小 計 8 55 105	
		移動通信	・ 船舶の電話テレックスサービス ・ 船舶位置追跡サービス ・ 高速データサービス ・ 航空機の電話テレックスサービス ・ 航法サービス ・ 遭難・救助通信サービス	・ INMARSATがMARISAT, MARECS, INTELSAT-V MCSをリースして運用中。 加盟国 38, 軌道位置 3 沿岸地球局 20, 船舶局 3280 ・ 電話、テレックスサービスが主体 高速データ専用サービス	・ 船舶衛星通信システムの提供等を検討中。 ・ 第二世代としてINMARSAT-II, VOLNA (USSR), AEROSAT (COMSAT GENERAL) が計画されている。 ・ 日本では沿岸及び近海船舶に対する電話、テレックス、ファックスサービス	・ ビス等の船舶通信を計画。 ・ ノルウェー等でも同様な計画が進められている。	インマルサット 3 3 8 VOLNA 0 7 7 AEROSAT 0 0 2 小 計 3 10 17	
移動通信	国内	・ 災害時の緊急通信 ・ 捜索救助活動 ・ 呼び出しサービス ・ 自衛隊無線通信 ・ 緊急医療サービス ・ 未開拓地域のユーザーサービス	・ 現在未運用、1987年以降の運用開始を目指して、CLMST, Globesat, HCNSS, MCCA, McCaw, MSC, MSS1, NAMSAT, STARSAT, SMT, Skylink, XINASATの12社が現在FCCに申請中。	・ ETS-V船舶通信実験(1988) ・ ETS-V船舶通信、衛星間通信実験(1992)	・ カナダ 1989 MSAT ・ スウェーデン 1990年代 TRUCKSAT ・ TEL E-Xを用いて実験(1980年代末)	米 国 0 12 28 カナダ 0 0 1 日 本 0 1 2 その他 0 0 1 小 計 0 13 32		
		国際						
	直接放送							

中継は、国際衛星通信時代の幕開けを告げる成果であった。40年にはインテルサット1号(アーリーバード)が打ち上げられ、インテルサット(国際商業衛星通信機構)が国際衛星通信サービスを開始し、商用衛星通信の時代が到来した。インテルサットは順調に成長し、現在では加盟国109, 地球局843, 衛星15機を用いて電話、ファックス、TV伝送、高速データ伝送などのサービスを行っている。

国内衛星通信は、47年11月にカナダが世界最初の国内通信衛星アニーフ1号を打ち上げ、49年には米国のウェスター1号、仏・独のシンホー1号、51年にはインドネシアのバラバ1号、52年には日本がさくら1号をそれぞれ打ち上げて、インテルサットのリースと併せ、各国が国内通信に衛星を利用する気運が急速に高まった。国内衛星通信は、通信未発達地域への通信網の整備という観点から始まったが、米国における衛星通信の急激な伸展から、CATV伝送・高速データ伝送・TV伝送などの高度情報サービスの手段として注目されるようにな

った。現在、米国では八つの衛星通信サービス網が存在し、更に12社の参加が予定されている。日本でも、58年からCS-2を用いて日本電信電話(株)(NTT)がサービスを開始し、63年開局に向けて更に2社が準備中である。ブラジル、インド、オーストラリア、メキシコ、アラブ諸国、ヨーロッパ諸国も国内衛星通信網を持ち、近い将来、中国、韓国、イタリア、西独等も保有する予定である。

衛星放送は、51年1月のカナダ/米国共同のCTS-1の高出力進行波管の伝搬実験に始まり、53年2月には日本が世界初の放送衛星「ゆり」を打ち上げ、直接衛星放送への道が開かれた。現在、日本及び米国で衛星放送サービスが実施されており、西独、スウェーデン、イタリア、中国、仏、ルクセンブルグ、スイス、英国も計画を進めている。

移動体通信は、54年7月にインマルサット(国際海事衛星通信機構)が設立され、57年にインテルサットVを使用して海事通信サービスを開始した。現在、加盟約40か国、ESA(欧州宇宙機構)のマリサット衛

表3. 観測分野の発展

観測分野	利用形態	開 発 の 現 状			将来展望
		米 国	日 本	そ の 他	
資源観測	- 国土・土地利用調査 - 農業資源管理 - 林業資源管理 - 鉱物・エネルギー・資源探査 - 水資源管理 - 火山活動・積雪・降水等の管理と防災	- アーツ、ランドサット2〜5号を運用して、国際的なデータ解析への参画を呼び掛けてきた。 - ランドサットの運用はNASAからNOAAに移管されデータ配布はEROSデータセンターが行ってきたが、民営化の動きからEOSATが設立され、6号以降EOSATが開発、運用、データ配布を行う。	- ランドサットのデータ解析をNASDA地球観測センターで実施、リモートセンシング技術センターでデータ配布を行っている。リモートセンシング技術センターでは国外データの入手配布も併せて実施している。 66年2月に日本の地球資源衛星(ERS-1)を打ち上げるべく開発を開始。	- ランドサットデータ解析をブラジル、カナダ、スウェーデン、イタリア、インド、オーストラリア、アルゼンチン、南アフリカ、タイ、中国、インドネシアで実施している。 61年2月フランスがSPOTを打ち上げ運用・データ処理はCNES、データ配布はスポットイメージ社で実施している。 - インドIRS-1, 61年予定 - カナダRADARSAT 65年予定 - ブラジルR-SSAT 66年予定	- 資源探査はデータ公開の問題で各国の権益と機密保持の国際的な摩擦を生じしめる状況があり、国際的協調が必要。 - 測定精度の向上から10〜20mの分解能を持つ、可視赤外放射計、合成開口レーダ、200〜500mの分解能のマイクロ波放射計等の搭載が検討されている。 - 国際的には米国主導型での資源探査システムからヨーロッパ、日本等の自力による観測システムの構築、データ配布の動きが見られ米国独占がくずれてきた。
海洋観測	- 水産資源探査 - 漁業状況予測 - 経済水域内監視 - 海難救助	- シーサット-1の実験を引き継いでNASAのTOPEX, NOAAのNOAA-H, DODのNOSSが計画され、64年打上げ予定で開発を進めている。 - データ配布は気象システムと同じくNESSが実施しているが民間移管が検討されている。	62年1月打上げを目指してMOS-1の打上げ準備を進めている。 - 運用はNASDA地球観測センター、データ配布はリモートセンシング技術センター。	- ESAが64年ERS-1打上げを予定して開発中。 - インドはTVカメラ、マイクロ波、放射計を搭載したBhaskara 1, 2号を54年、56年にそれぞれ打ち上げ観測実験を行っている。	- 我が国の海洋観測衛星MOS-1システムの運用化、シリーズ化により、定常的な観測データの提供が可能となり、利用分野が拡大すると思われる。 64年以降は米国のシステムも運用され、観測網の確立及びデータ網が設定され定常サービスが可能となる。 - 観測精度も更に向上し、漁業状況が定率化する。
気象観測	- 気象現象(台風等異常気象)海洋気象現象の監視 - 気象予報の情報 - 気候変動の監視 - 地球規模の海象現況の監視通報と予報	- エクスポローラ、タイロス、ニンバス、ATSの観測実験を経て、極軌道のNOAA、静止軌道のSMS/GOESの各シリーズを開発、実用に供してきた。 - 現在GOES 2機、NOAA 2機を世界気象衛星ネットワークに組み込んでいる。	52年のGMS「ひまわり」以来静止気象衛星GMSシリーズを世界気象衛星ネットワークに提供している。 - 気象観測データは気象衛星通信所で受信され、気象衛星センターに転送処理される。処理されたデータは気象庁、日本気象協会に送られ一般に配布される。	世界気象衛星ネットワークはGOES(135 W, 75 W), GMS(140 E), METEOSAT (0° ESA), INSAT(70 E インド), GOMS(70 E ソ連予定)の静止衛星とNOAA, METEOR(ソ連)の極軌道衛星で構成されている。	- 世界気象衛星ネットワークとして第二世代の衛星が投入されるようになり、観測項目及び精度が改善される。 - データ処理配布に関するネットワークの広域化、簡略化が進む。
測地観測	- 大陸間位置関係の測定 - 離島位置の測定 - 地殻変動の監視 - 地図作成	LAGEDSによる世界測地系の確立、NNSSによる任意地点の位置決定システムを構成しGPSの運用を計画している。	GSを打ち上げレーザ測距による測地系を設計した。	—	グローバルポジショニングシステム(GPS)の運用により、位置決定が船舶、航空機の運航の中に位置付けられサービス網の拡大、定常化が進む。

星、マレックス衛星をリースして、電話・テレックス・データ伝送などのサービスを行っている。また、日本、スウェーデン、ノルウェー等でも、現在、船舶通信実験の計画を進め、カナダ/米国では陸域移動体通信実験の計画を進めている(表2.)⁽²⁾。

(2) 観測分野

気象観測は、観測の広域性と高頻度性の点で衛星開発の初期からその有用性が注目され、昭和34年のバンガードシリーズで既に観測が開始されたが、本格的には35年4月に打ち上げられた米国タイロス1号が最初の気象衛星である。その後、米国のタイロス2～10号、エッサ1～9号、コンパス1～7号、ATS、ITOS/NOAA1～8号、SMS/GOES1～6号と引き継がれ、52年には日本のGMS、ヨーロッパのメテosatが打ち上げられて、世界的な衛星気象観測網が整備された。現在、静止軌道上のGMS(日本)、GOES2機(米国)、メテosat(ESA)及び極軌道上のNOAA(米国)を用いて観測を続けている。また、インドがインサットを用いて58年以来、東経70°地域での気象観測を行っている。

地球資源観測は、全地球の規模で地形・土地被覆・農林状況・土壌などを観測して、農林監視、鉱物・エネルギー資源探査、水資源管理に供するもので、47年7月に米国がアーツ1号を打ち上げ、世界各国にデータの解析利用を呼び掛けて開始された。次いで、50年にはランドサット、53年にはランドサット3号、57年には4号を打ち上げ、米国、カナダ、日本等15か国にデータを提供している。61年には仏国がスポン1号を打ち上げ、日本も66年にERS-1の打上げを予定している。観測データは地上で処理復元されるが、この高速データ処理装置に関しては、既にランドサットデータを基に各国で開発され、我が国でもNASDA地球観測センターを始め、各研究機関、大学などに設置され、更に処理の高速化が進められている。

海洋観測は、海面温度分布・水色分布・海流・波浪などの測定を行って水産資源探査・漁海況予報・海難予報などに利用するもので、53年6月に米国がシーサット1号を打ち上げて観測系のシステムの妥当性が確認された。この成果を受けて、日本ではMOS-1が計画され、62年2月に打ち上げられる予定になっている(表3.)。

(3) 宇宙科学分野

宇宙科学は、従来の望遠鏡から衛星による直接観測が可能になった点及び大気圏外から裸の天体を観測できる点から、人工衛星の実現によって急速に進歩した分野である。この分野の探究は初期段階から今日に至るまで続けられ、最初の人工衛星スプートニクを始めとして、エクスプローラ、パイオニアの各シリーズ、OSO、コスモス(ソ連)、エリアル(英)、アルエット(カナダ)、OGO、サンマルコ(伊)、OAO、オーロラ、HEOS(ESA)、ISIS(カナダ)、AZUR(独)、しんせい(日本)などの科学衛星シリーズが続けられてきた。一方、月探査のためのルナ(ソ連)、パイオニア、レンジャー、サーベヤー、ルナオービター、ジュン(ソ連)などによる探査が続けられ、惑星やすい星には金星(ソ連)、マリナー、火星(ソ連)、パイオニア、パイキング、ボイジャー、ガリレオ、ジオット(ESA)、すいせい(日本)などのシリーズが投入されて探索が進められた。これらの観測の成果は、エクスプローラ1号によるバンアレン帯の発見(33年)を始めとして、地球磁気圏、惑星間空間の構成の明確化、月・惑星の大気構成及び地殻構造、太陽プラズマ、X線星の発見など、非常に大きな貢献をなし、今日の宇宙物理学の隆盛を来した。日本も、「おおすみ」に続く「しんせい」以来、「でんぱ」「たいよう」「きょこう」「じきけん」「はくちょう」等の科学衛星を打ち上げ、多大な成果を挙げてきた。

(4) 材料・ライフサイエンス分野

宇宙は、微小重力・高真空・太陽エネルギーの地上では得難い環境を持っている。このため、宇宙の工業利用に関しては早くから関心が持たれていたが、回収技術の点から有人宇宙船を用いた宇宙実験の形で進められた。昭和46年のアポロ14～17号での材料実験はその最初の試みであり、48年にスカイラブ1～4号が打ち上げられて本格的な材料加工、理化学実験が実施された。47年のニクソン大統領のスペースシャトル計画の発表は宇宙工場実現への第一歩となり、ソ連のソユーズ/サリュート計画とシャトル計画とがこの分野の技術推進の母体となった。56年、スペースシャトル1号の打上げに成功、58年11月にはスペースラブ1号よっての科学実験、60年4月には3号による材料・ライフサイエンス実験が実施された。日本も、このスペースラブを借り

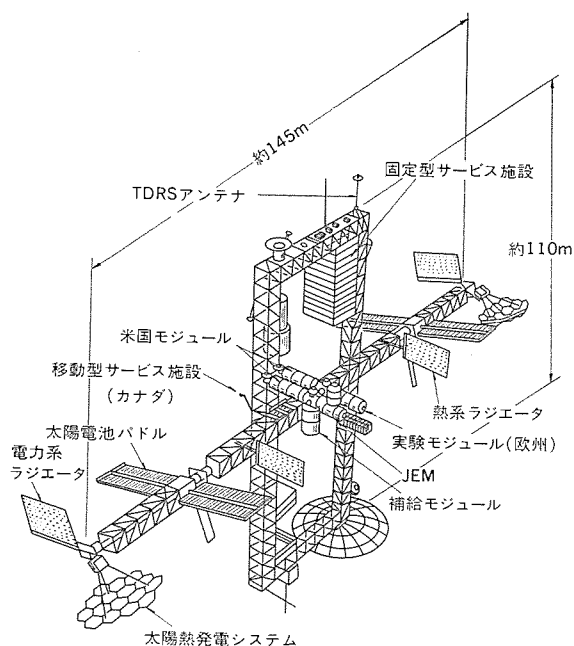


図1(a) 宇宙基地本体

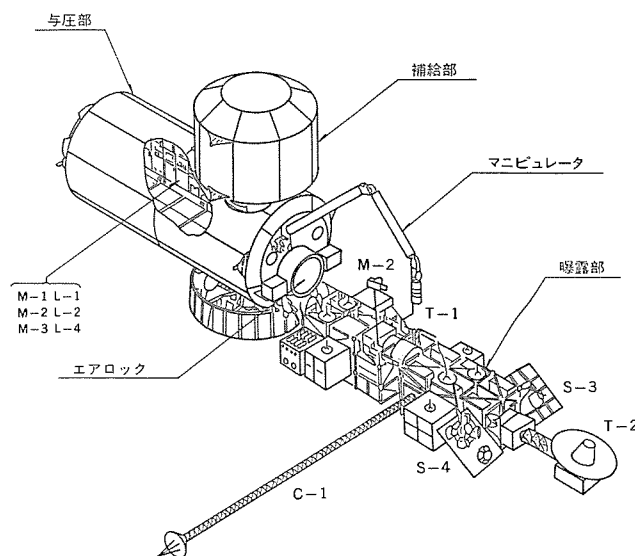


図1(b) 日本モジュール(JEM)

て第一次材料実験 (FMPT) を 63 年に実施すべく進めていたが、シャトル事故による計画見直しのため 66 年の実施予定になった。59 年の年頭教書で、レーガン大統領が恒久的宇宙基地の開発を NASA に指令、57 年から続けられていた NASA 宇宙基地計画が本格化するに至った。その概要は、スペースシャトルを利用し、高度約 500 km の周回軌道に恒久的な多目的施設を建設するもので、代表的な機能としては以下のものをもっている。

- (a) 宇宙環境を利用した実験室及び製造施設
- (b) サービス施設、組立施設
- (c) 長期観測施設
- (d) 宇宙輸送の中継点、貯蔵基地

この宇宙基地計画に欧州、日本、カナダが参画、日本は基地本体取付型日本実験モジュールを開発することになった(図 1.)。

2.2 我が国の人工衛星と当社の現状

我が国の宇宙開発は、昭和 35 年に宇宙開発審議会が設置され、東京大学の宇宙科学研究と科学技術庁の宇宙利用開発を並行して進めることを決定、その推進母体として、39 年に東京大学宇宙航空研究所、科学技術庁宇宙開発推進本部が設置された。これを受けて、東京大学のラムダ、ミューロケット、科学技術庁の打上げ用ロケットの開発が本格化し、ロケットの打上げ実験が続けられた。このような情勢の下で、当社は 35 年から東京大学のトラックグレーダアンテナの開発、科学技術庁のロケット搭載用テレメトリ・コマンド装置の開発、KDD 地球局アンテナ装置の開発に参画した。40 年代に入り、東京大学に衛星研究会が組織され、ラムダロケット搭載用の小型衛星の研究が進められた。また、米国 TRW 社がインテルサットⅢを受注、当社が電力制御器とシャントの製造・試験を担当することになった。42 年には宇宙開発審議会が宇宙開発の長期計画と体制について答申し、翌年には宇宙開発委員会が設置された。

41 年には、東京大学がミュー 1 型 1 号機の飛しょうテストに成功、ラムダ計画に替わるミュー計画が開始された。米国における国際衛星通信の成功は、通信手段としての衛星開発の重要性を高め、郵政省電波研究所、日本電信電話公社、NHK、運輸省電子航法研究所などで通信衛星に関する研究が一斉に進められ、日本も通信衛星を早急に開発することが要望された。その中で、43 年に電波研究所が電離層観測衛星の開発を決定し、本格的な実用衛星の開発を進めることになった。電離層観測衛星 (ISS) は、電離層の世界分布、臨界周波数の測定を行って、短波通信の予報を行うことを目的とした衛星で、44 年に当社が主契約者となり、日本電気、東芝、日立、富士通、松下通信、沖電気の各社が協力して開発した衛星である。

同年 10 月、宇宙開発事業団が設立され、日本の宇宙開発は、宇宙利用のための ISS を含む実用衛星の開発及び打上げロケットを事業団で、宇宙科学研究のための科学衛星及びその打上げロケットの開発を東京大学で、それぞれ進めることになった。45 年 2 月、東京大学はラムダロケットで「おおすみ」の打上げに成功し、日本は世界で 4 番目の人工衛星打上げ国となり、46 年にはミューロケットで「たんせい」「しんせい」の打上げに成功し、東京大学の科学衛星打上げは定常的に進められるようになった。宇宙開発事業団による打上げロケットの開発は、自主技術による Q ロケットの開発を進めていたが、衛星ユーザー側からの静止通信衛星の早期実現の要望を受けて、米国ソーテル社の技術を導入した N ロケットの開発を進めることに変更、N 計画を推進した。実用衛星としては、N ロケット打上げ技術、追跡管制技術、伸展アンテナ実験を目的とした技術試験衛星Ⅰ型 (ETS-I)

の開発を ISS と並行に進め、48 年には静止軌道への投入技術、軌道・姿勢保持技術、通信機器の性能試験を目的とした技術試験衛星Ⅱ型 (ETS-II) の開発を開始した。N 計画は、50 年 9 月に ETS-I、51 年 2 月に ISS、52 年 2 月に ETS-II の打上げに成功し、特に ETS-II の打上げによって日本も静止衛星を打ち上げる能力を持つに至った。その後、打上げ能力を向上させた N-II 計画で 350 kg 級の気象・通信・放送の各 2 号静止衛星を打ち上げ (56~58 年)、更に 550 kg 級の静止衛星を打ち上げる能力を持った H-1 計画を進め、62 年 8 月には ETS-V、63 年 2 月及び 8 月には通信衛星 3 号 (CS-3) を打ち上げる予定である。当社は、これらの衛星開発において電離層観測衛星 (ISS)・技術試験衛星Ⅱ型 (ETS-II)・実験用中容量静止通信衛星 (CS)・実験用静止通信衛星 (ECS)・技術試験衛星Ⅳ型 (ETS-IV)・通信衛星 2 号 (CS-2) の開発を主契約者として担当し、更に現在、技術試験衛星Ⅴ型 (ETS-V)・通信衛星 3 号 (CS-3)・地球資源衛星Ⅰ型 (ERS-1) の開発を主契約者として進めている。また、サブシステムでは、ETS-III のイオンエンジン・能動熱制御実験機器・VHF トランポンダ・海洋観測衛星 (MOS-1) の姿勢制御系・マイクロ波放射計・フラネット A の CFRP 構体を担当した。この間、ETS-II、ECS、CS、CS-2 の開発に際しては、米国フォードエアロスペース&コミュニケーションズ社 (FACC) の技術支援を受けるとともに、自主技術力の向上に努め、現在では 550 kg 級の静止衛星 ETS-V、CS-3 及び 1.4 トンの低高度観測衛星 ERS-1 を自主技術で開発するに至った。

FACC との協力関係は、国際プロジェクトへの当社の進出を可能にし、インテルサット-V での C バンドグローバルアンテナ、電力制御器、テレメトリユニット、コマンドユニットの製作担当、更にはアラブサットでの同様な分担など、継続的な協同開発が続けられた。

3. 将来展望

世界の宇宙開発は、国家威信を懸けた米ソの開発競争の時代から商業ベースでの開発に移行して、人工衛星による通信・観測・宇宙科学の各分野で宇宙利用の一つの道が花咲き、衛星技術もニーズに対応できるところまで発展した。商業ベースでの最大の壁は宇宙利用コストである。宇宙連絡船シャトルの就航はコスト低減化の一つの試みであったが、実際には設定価格以上の費用が生じ、運航が定常化しても現在の設定価格よりも低減することが難しいのが現状である。ヨーロッパのアリアンは、従来の使い捨てロケットでシャトルに対抗する価格で打上げを行い、米国の市場に進出した。日本の H-II 計画は、大型打上げロケットに適したコストパフォーマンスの良い技術を駆使して打上げ費の低減を図り、この市場に進出しようとしている。商用衛星の分野においてもコストの問題は非常に厳しく、従来、製品費の 2 倍程度の開発費が国際的に一般的であったが、既存技術の流用ということから、開発費が認められなくなってきた。このため、従来にも増して得意な技術力の強化とシステムの構成力とが必要となってきた。日本もようやく、設計開発技術力の点では欧米に比肩するところまで到達できたが、既存技術で欧米の最先端技術衛星に対応できる力を持たなければならない。将来の衛星市場を考えた場合、国際競争と協力は避けられないものであり、当社としても更に技術力の向上に努力を傾けている。

宇宙連絡船の運航は宇宙利用の分野を大きく広げた。すなわち、従来は使い捨てロケットによって地球周辺又は惑星間空間軌道に衛星を置き、観測データの取得と伝送及び無線中継場所として情報伝送

に利用してきた。しかし、連絡船の就航は、宇宙を往還システムの中に位置づけることを可能にし、製品の製造場所としての宇宙の意義を大きくした。宇宙開発の初期から有人宇宙船の開発で往還システムは開発してきたが、シャトルの就航はこれを一般的なものにし、参画者の範囲を大幅に広げた。これは、宇宙工場の実現の第一歩として非常に大きな意味を持っている。このことによって、材料・半導体、薬品などの製造工場、宇宙天文台、恒久的な宇宙基地、エネルギー生産工場、地球の定常的な監視体制などの実現が現実の青写真として描かれるようになった。21世紀初頭には、これらのシステムが現実化するものと期待されている(表4.)⁽³⁾。

日本も、米国の宇宙基地計画への参加、シャトル利用の材料実験計画、往還システムを有効に利用したフリーフライヤー計画と、世界に歩調

表 4. 将来の宇宙活動の目標—1980年から2000年にかけて⁽³⁾

基本的な人類のニーズにこたえる地球に関する活動		人類文化のニーズにこたえる地球に関する活動	
農林資源の生産と管理	・世界穀物生産予報 ・水利予報 ・土地利用と環境評価 ・海洋生物資源評価 ・木材資源目標 ・放牧地評価	宇宙の性質	・いかにして宇宙は始まったか ・いかにして銀河系は形成され進化したか ・準星(Quasars)とは何か ・宇宙は永久に拡張をつづけるのか ・重力の性質は何か
	・広域天気予報 ・気候修正実験支援 ・気候予知 ・成層圏の変化と影響 ・水質監視 ・世界海象予報		・星の爆発の本性 ・ブラックホールの本性 ・元素はどこで、いかにして形成されるか ・宇宙線の本性は何か
	・局所気象と荒天 ・対流圏汚染監視 ・現場測定による災害予報 ・通信・航行 ・地震予知 ・害虫の制御		・星間物質の組成とダイナミクス ・星間塵(Interstellar Dust)はなぜ、どのようにして恒星や惑星に凝縮していくか ・太陽活動の性質と原因 ・コロナ及び惑星間プラズマ ・太陽の究極の運命は何か
生命と財産の保護	・宇宙における太陽エネルギー発電 ・衛星による電力中継 ・有害廃棄物の宇宙投棄 ・世界地質地図	太陽系の進化	・太陽系の形成の間どんなプロセスが生じたか ・どのようにして惑星、巨大惑星及びその大気は進化するか ・どのようにして大気ダイナミクスは定量化できるか ・磁場の起源と歴史
	・国内通信 ・大陸間通信 ・個人通信		・地球上に生命はどのようにして発生したか ・太陽系には地球以外に生命は在るか ・宇宙にはどのような有機化学的現象が生じているか ・他の恒星は惑星を有するか
びエネ鉱物探査し及	・基礎物理・化学 ・材料科学 ・工業用無機材処理 ・生物材の研究と利用 ・地球生物への重力の影響 ・宇宙における生活と作業 ・生理学と病理家庭	生命の起源と未来	
	・地球磁場 ・地殻力学 ・海洋内部とその力学 ・低層大気の大気とエネルギー学 ・成層圏及び中間圏の構造、化学、力学 ・電離層と磁気圏の連成		

を合わせてこの新しい宇宙利用分野に積極的に参加しようとしている。更には日本自体の有人往還システムの開発も検討している。宇宙は人類共通の資源であり、日本としても更に積極的な宇宙開発への投資を考えていかなければならない。

(1) 通信分野の展望

国際固定衛星通信は、21世紀初頭において約75万回線の需要が見込まれている⁽⁴⁾。これを補うためには750本以上のトランスポンダが必要で、衛星は当然2～4トン級のものを準備する必要がある。しかし、ヨーロッパ/中東における国内通信及び地域通信衛星の活用によって国内通信へのインテルサットのトランスポンダースが減じ、また、国内通信に対抗するためにはサービスの多様化を図る必要があることから、1トン級衛星の複数化という案が強く出され、次期インテルサット衛星でその選択が迫られている。いずれにしても、昭和66年には後続衛星が必要であり、後続機に何を使用するか、インテルサットVIIは大型か小型かが近い将来に決定されるであろう。

国際移動体衛星通信は、最近急激に需要が伸びてきた分野であり、現在の電話、テレックスの延長だけでも21世紀初頭には2,500回線程度の需要が見込まれている⁽⁴⁾。通信容量としては550kg級の衛星で十分であるが、高出力送信管を使用することを考えれば1トン級衛星が使用されるようになる。

国内・地域固定衛星通信は、現在、カナダ、米国、インドネシア、日本、インド、オーストラリア、ブラジル、アラブ諸国、ヨーロッパ諸国等で55機の衛星が利用されている。21世紀初頭には、中近東、南米、アフリカ、アジアの諸国も保有する計画であり、世界で150機程度の衛星が打ち上げられる予定である。特に、南米、アジア諸国のGNPの伸びによる通信需要の急激な増加への対応として、衛星通信の利用が期待されている。また、米国、日本の通信先進国では、電気通信事業の自由化への対応として衛星通信企業体が急速に増加した。衛星規模も、打上げロケットの能力向上と合わせて従来の550kg級から800～1,300kg級の衛星が主体となってきた。現在の打上げ手段の動向から見た場合、21世紀初頭においてもこの傾向が維持され、更にTV会議などの動向から2トン級衛星も投入されると考えられる。

直接衛星放送は、日本、米国で運用されているが、ヨーロッパ諸国、メキシコ・南米諸国も計画を進めている。このため、近い将来に急激に普及し、21世紀初頭には約100機の放送衛星が利用されるようになると見込まれている。衛星放送は、発展途上国における教育普及の手段、先進国における番組の多様化への対応手段としては回線設定の容易性、アクセスの均一性の点で優れ、今後、更に全世界に普及していくものと期待できる。

国内移動体通信は、広域性を持った衛星通信の主要な市場である。対象としては、各国経済水域内の船舶通信と陸域移動体すなわち自動車無線である。この分野は、地上装置の小型、低価格性が特に要求されるため、衛星に大型アンテナ、高出力送信管が必要となり、従来の打上げ機ではサービスが難しいのが現状であった。しかし、1～2トン級衛星の実現により、将来の大きな分野として脚光を浴びている。現在、カナダ、米国で計画が進められており、船舶については日本、スウェーデンで実験を進めている。21世紀初頭には、米国、カナダ、日本、ヨーロッパで30機余の衛星が実用化されると考えられている。

(2) 観測分野の展望

地球観測は、21世紀に向けての地球の厳しい環境保全、農作物の確保、資源・エネルギー維持に関して、地球的規模によってこれを監視、管理していくという人類共通の利用システムである。これには、

気象・地球資源探査・海洋観測・防災などの衛星システムが含まれ、ますます荒廃化する地球に対して欠くことのできない技術である。しかしながら、利用機関が多岐にわたり、国際間の権益問題、地球科学の探究などを考えれば、政府機関による継続的なプロジェクトとして今後も進めていくことが望まれる。米国は、ランドサット及びマグサットによる資源探査の継続及び発展、GOES、NOAAによる気象観測の継続及び観測系の性能向上、TOPEX、NOSSによる海洋観測、ERBE、UARSによる地球環境監視の実施と、21世紀に向けて観測体制を強化している。フランスは、SPOTを打ち上げ、このデータ利用をスポットイメージ社に委託する形態をとっている。ESAは、昭和62年にリモートセンシング衛星ERS-1の打上げを計画し、データ受信・処理・配布のためのネットワークを形成している。日本は、62年2月にMOS-1、66年にはERS-1の打上げを予定しており、これらの衛星のシリーズ化を目指し、2号以降は観測精度を向上させた大型化を計画している。更に70年代には、観測技術の向上を図って静止地球観測衛星GEOSシリーズを検討している。21世紀初頭には、各国の地球観測システムが国際協調の下に整備され、それぞれのデータ処理網が完備されて地球規模での監視システムが実現することを願っている。

(3) 宇宙ステーション及び宇宙プラットフォーム

昭和69年に設置される米国宇宙基地の計画は、それ自体の材料実験、理化学実験の恒久的な宇宙ステーションという意味と併せて、低軌道においての宇宙プラットフォームの組立ステーション、補給ステーションの意味合いをもっている。宇宙における大型宇宙構造物の製造及び組立のステーションを持つことは、宇宙利用の上で従来と全く違ったアプローチが可能となる。すなわち、通信及び観測用のアンテナ一つ取り上げても、従来の展開方式では20m級のものが限度であったが、宇宙で組み立てるということであれば、100mでも、場合によっては1km級のものでも製作が可能となる。この構造物を軌道間輸送機を用いて静止軌道に投入し、静止プラットフォームを形成すれば、通信プラットフォームとして従来とは全く違った通信サービスを提供することが可能となってくる。低軌道プラットフォームにして観測システムを形成すれば、観測精度は飛躍的に向上する。シャトルの打上げ費は、現在83M\$約150億円で、低軌道であれば約30トンの貨物を投入できる。すなわち、50万円/kgで宇宙ステーションに近いところに置くことができる。この荷物を、それ自体の誘導制御機能又はステーション

付属の横持用のテレオペレータを用いてステーションまで運び、ステーションのポートにドッキングして材料を搬入する。

宇宙ステーション自体にテレオペレータがあり、マニピュレータでドッキングさせ得るとすれば、それほどコストはかからない。すなわち、宇宙ステーション内に60万円/kg程度で材料を補給することは可能ということになる。地上では得られない微小重力場・高真空・太陽エネルギーにより、これでペイする材料・半導体・薬品が得られるとすれば、宇宙材料工場は成り立つ。21世紀初頭には宇宙基地は完成しており、十分にこれらのことが可能となっている。

4. む す び

宇宙開発は我々の生活に直結した技術革新であり、人類共通の課題である。この論文では、宇宙利用という観点から現在の開発の状況と21世紀に向けての展望について述べたが、現在、宇宙開発は米ソの絶対的な優位性がくずれて国際的な協力の時代へと移りつつある。この中で、日本も後追いの立場から特徴のある技術力をつけて国際的な市場に参加し、先進国の一つとして技術開発をリードしていかなければならない。日本の宇宙開発もようやく自分の足で歩き、明日に向かって羽ばたく時代を迎えた。明日の宇宙は限りなく広く、深い。そこには無限の可能性と新しい世界、新しい真理が秘められている。約50億年の地球の歴史の中で、1,500万年で人類は脱地球の道を開いた。その一翼を担うために、我々は全力を傾けて開発を進めたい。

参 考 文 献

- (1) ISCS BULLETIN No. 8, 国際衛星通信協会 (1986)
- (2) SATELLITE SYSTEMS DIGEST Satellite Systems Engineering INC (1985)
- (3) OUTLOOK FOR SPACE NASA SP-386 (1976)
- (4) WORLD ENVIRONMENT AND SATELLITE COMMUNICATIONS 1978-2003 A REVIEW OF OPPORTUNITIES Future Systems Incorporated (1978)
- (5) FUTURE GLOBAL SATELLITE SYSTEMS FOR INTELSAT AIAA 82-0541, W. R. Schnicke, J. E. Board, J. B. Binckes, L. C. Palmer, J. E. Martin Communications Satellite Corp. (1982)

技術試験衛星 V 型(ETS-V)

村山英敏* 笠井鯉太郎**
筒井 修* 石井 豊彦**
山田重雄*

1. ま え が き

技術試験衛星 V 型(ETS-V)は、3 段式 ロケット H-I 1 号機によって 1987 年 8 月に打上げが予定されている 国産初の静止三軸衛星である。この衛星の開発の目的、システム の特性、主要 バス 機器である熱制御系・構体系・電源系設計の概要及び主要 ミッション 機器である移動体通信実験機器 (AMEX) の概要について述べる。

2. システム概要

2.1 開発目的

ETS-V は、①静止三軸制御の標準衛星 (バス 衛星) のバス 機器に関する基盤技術の確立、②大型実用衛星の開発に必要な自主技術の蓄積、③H-I 3 段式 ロケット 初号機の性能確認、④航空機の太平洋域での洋上管制・船舶の通信・航行援助・捜索救難などのための移動体通信実験を行うことを目的として開発される、国産初の 550 kg 級の静止三軸衛星である。第一の目的である静止三軸衛星 バスの基盤技術確立のため、ETS-V では下記の開発を行っている。

- (1) データバス 方式のテレメトリトラッキング及びコマンド系 (TT&C)
- (2) 非安定電源 バス 方式の電源系 (EPS)
- (3) 電源系の軽量太陽電池 パドル

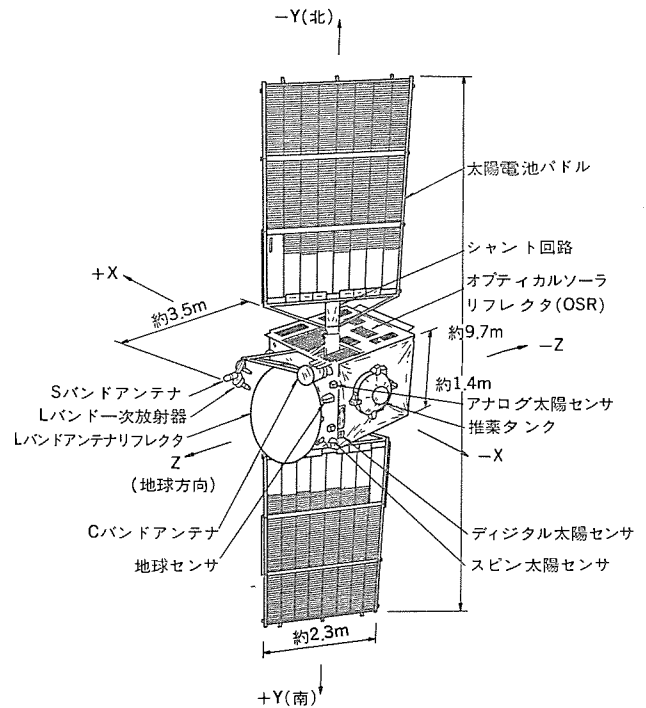


図 1. ETS-V の外観図 (軌道上)

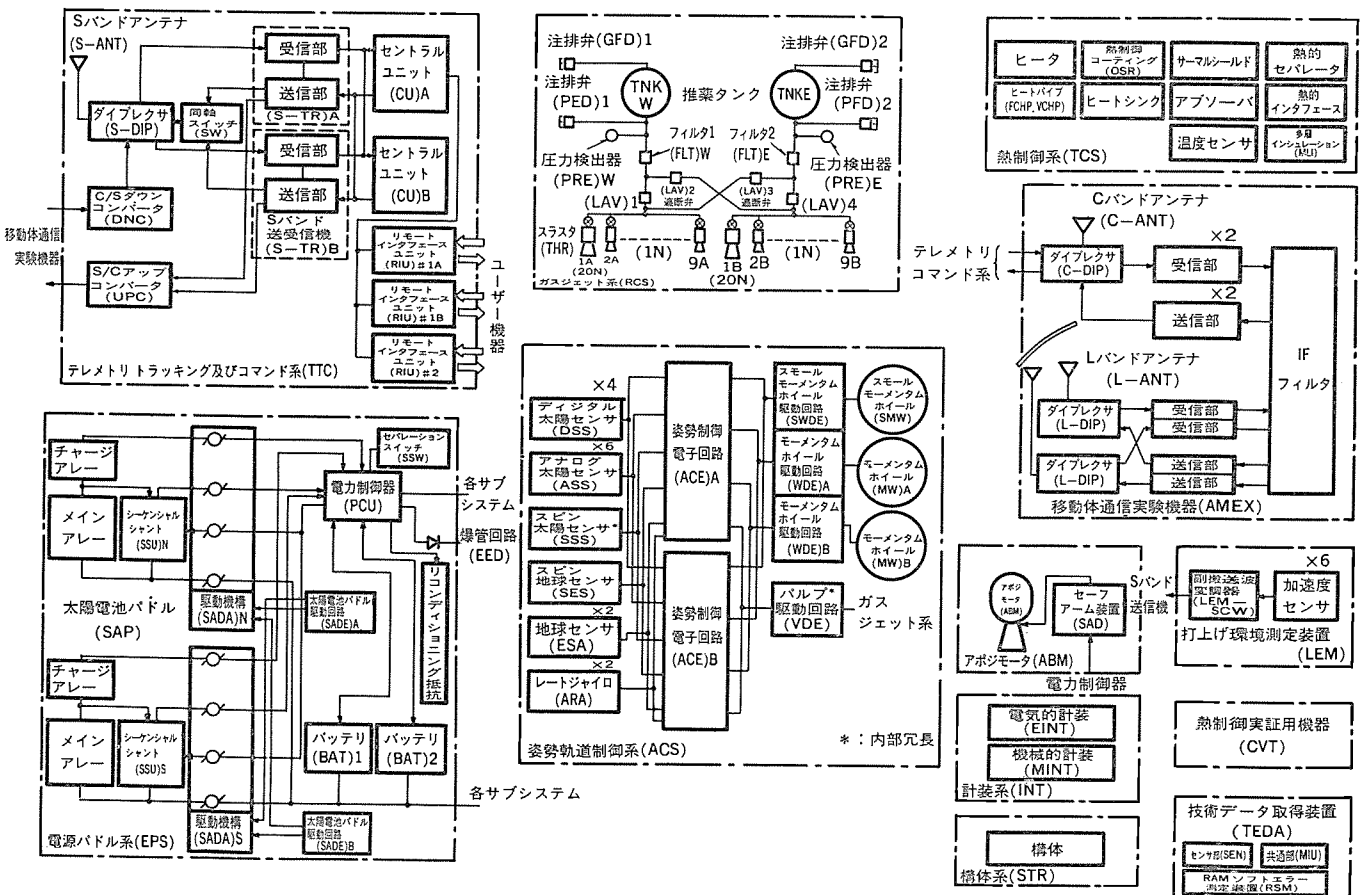


図 2. ETS-V の機能系統図

- (4) 構体系 (STR) の軽量 スラストシリンダ
 (5) ヒートパイプ 及び オプティカルソーラリフレクタ を用いた熱制御
 (6) ガスジェット系 (RCS) の表面張力タンク など
 (7) アポジモータ (ABM)

また、第二の目的である将来に備えた新規技術として、技術データ取得装置 (TEDA) 及び熱制御実証用機器 (CVT) を開発している。これらは AMEX を含め、それぞれ世界のトップレベルの技術として ETS-V に組み込まれ、最終的にフライトによってその機能・性能が確認される。

2.2 システム特性

ETS-V の静止軌道上での外観図を図 1. に示す。また、ETS-V の機能系統図を図 2. に、主要特性を表 1., 電力特性を表 2., 重量配分を表 3. にそれぞれ示す。これらに示すように、衛星の打上げ時の重量は 1,096 kg、静止軌道上での初期重量は約 550 kg である。形状的には、太陽電池パドルの両端間で約 9.7 m、衛星下端からアンテナ上端までの高さは約 3.5 m である。発生電力は、打上げ初期で約 1,080 W、1.5 年後のミッション終了期で約 845 W である。ETS-V は、現在、フライト品の性能試験が実施されており、これらの特性を満足する結果を得ている。

3. 熱、構体及び電源系の設計の概要

ETS-V の主要バス機器である熱制御系、構体系及び電源系の設計の概要について述べる。

これらの各機器は、衛星本体の一部として熱構造モデル (STM)、エンジニアリングモデル (EM) に組み込まれ、試験が実施され、その性能が実証されている。特に構体系については、フライト衛星であるプロトフライトモデル (PFM) でもすべての試験が完了し、規定の性能が実証されている。また、電源系についても、初期の電気性能試験が完了し、所定の性能が得られている。熱制御系は、STM での試験結果を反映した設計による PFM での熱真空試験を終了し、所定の性能を確認している。

3.1 熱制御系設計の概要

ETS-V の熱設計は、ヒータ、ヒートパイプを使った能動制御方式とオプティカルソーラリフレクタ (OSR)、サーマルインシュレーション、サーマルペイントなどを使った受動型制御方式の両方を使用した併用方式によって行っている。ここでは、その熱設計の概要について述べる。特に、排熱の方法、高発熱機器に対する制御方式及び発生電力の少ないトランスファ軌道時の熱設計に分けて述べる。

(1) 排熱方式

衛星の熱設計において最も基本となるのは、衛星内の発熱の排熱方式である。ETS-V の排熱方式は、衛星本体の南北面に OSR を張り付け、これを主放熱面とし、他の面は多層インシュレーションで断熱する設計としている。また、衛星内に搭載される機器の排熱方式は、各機器の発熱密度 (発熱量/有効放熱面積) に応じて、

- (a) 機器の裏面に OSR を付けず、衛星内の放射熱交換による熱制御
 (b) 機器の裏面に OSR を付け、宇宙空間へ直接放熱する熱制御

の分類を行い、高発熱密度機器に (b) の方式を適用している。

(2) 高発熱機器の熱制御方式

ETS-V のミッション機器には、高発熱機器である AMEX がある。また、将来の通信・放送ミッションに対応するために、それらの発熱

表 1. ETS-V の主要特性

項目	機能・性能	備考
形状	直方体 1.4 m × 1.67 m、高さ 1.74 m 打上げ後、太陽電池パドルを展開	・H-I ロケット 3 段式に適合
重量	打上げ時 約 1,096 kg 寿命末期 約 530 kg	
軌道	静止軌道 東経 150 度	保持精度：経度、緯度とも ±0.1 度以内
ミッション期間	1.5 年	
信頼度	打上げ 1.5 年後において、0.86 以上 但し、搭載実験機器及び打上げ環境測定装置は除き、ABM を 0.9 としたとき	要求値 0.80 以上 目標値 0.85 以上
電源パドル系 (EPS)	太陽電池パドル 構成 南北 2 翼の展開型 セミリジッドパドル パネル枚数 3 枚/翼 セル数 約 10,400 枚 発生電力 約 845 W (EOL 夏至) バッテリー 個数 2 台 使用セル 国産 NiCd セル 20 セル/台 バス電圧 日照時 29.0 ± 0.5 Vdc 日陰時 21.4 ~ 29.5 Vdc	パネル寸法 2.3 m × 1.2 m Si BSFR セル 2 cm × 4 cm 定格容量 約 13.5 AH/台 最大放電深度 60% 以内
姿勢制御系 (ACS)	コントロールバイアスモーメンタム方式による三軸姿勢安定方式 遷移軌道ではスピン姿勢安定方式 姿勢精度 ロール軸 ±0.072 度以内 (3σ) ピッチ軸 ±0.072 度以内 (3σ) ヨー軸 ±0.40 度以内 (3σ)	(バックアップ) バイアスモーメンタム方式 衛星分離後 90 ± 9 rpm センサ誤差、アライメント誤差等を含む。
テレメトリトラッキング及びコマンド系 (TTC)	S バンド USB 方式による TTC 機能 テレメトリ 2,280.721 MHz コマンド 2,100.164 MHz レンジング 上り回線 2,100.164 MHz 下り回線 2,280.721 MHz C バンドによる TTC 機能	レンジングは除く
ガスジェット系 (RCS)	モノプロベラント ヒトラジン プロードダウン方式 推進搭載重量 (制御必要量) 約 58 kg	表面張力方式タンク採用 遷移軌道投入誤差 ±3σ を考慮
構体系	CFRP モノコックシェルの構造の中央円筒及びパネルモジュール方式	第 1 次固有振動数 (PAF を含む) 横方向 17 Hz、軸方向 55 Hz
熱制御系 (TCS)	ヒートパイプ及びヒータによる能動型制御と従来の受動型の併用	
アポジモータ (ABM)	国産固体推進モータ 比推力 294.3 kgf・s/kg 最大推力 4,000 kg	
搭載実験機器 移動体通信実験機器 (AMEX)	航空海上通信実験機能 L バンドトランスポンダ 2 系統 C バンドトランスポンダ 1 系統 (フル冗長) ビーム中心 N: 37° N・161°E, S: 5° S・137°E アンテナ指向精度要求 ±0.5 度以内 (3σ) ミッションパドルの排熱能力を実証するための機器	
熱制御実証用機器 (CVT)	データチャネル 6 ch 最大測定加速度 ±20 G (4~6 ch), ±5 G (1~3 ch)	打上げ時 6 ch, AMF 時 2 ch
打上げ環境測定装置 (LEM)	測定項目 ・放射線被曝量 ・64 KBIT RAM ソフトエラー ・帯電量、放電頻度 ・IC、太陽電池セル及び熱制御材料の劣化量 ・パドル振動	
技術データ取得装置 (TEDA)		

表 2. ETS-V の電力特性表

(1986. 5)

項 目	電 力 配 分 (W)				備 考
	遷移軌道	定常(夏至)	定常(秋分)	定常(日陰)	
テレメトリ コマンド系 (TTC)	38.6	44.2	44.2	38.5(44.3)	受信器: 3.8W 送信器: 17.2W 17.0W(日陰) オペレート (平均): 9.0W 8.9W(日陰) OFF モード(平均): 3.8W オペレート: 3.2W 3.3W(日陰) スタンバイ: 1.6W 1.7W(日陰)
S バンドトランスポンダ	21.0	21.0	21.0	20.8	
S/C アップコンバータ C/S ダウンコンバータ セントラルユニット		3.7 1.9	3.7 1.9	(3.8) (2.0)	
	12.8	12.8	12.8	12.7	
リモートインタフェースユニット	4.8	4.8	4.8	5.0	日陰時: バッテリー電圧 24V ダイオードロス 0.8V
電源系 (EPS)	7.1	9.5	9.5	18.1(19.4)	
電力制御器	4.7	7.1	7.1	15.7(17.0)	
シャント回路	2.4	2.4	2.4	2.4	
姿勢制御系 (ACS)	11.9	42.3	42.3	41.3	姿勢軌道制御時: 2.2W 姿勢軌道制御時: 65.7W(最大)
スピン地球センサ	2.3	0.1	0.1	0.1	
デジタル太陽センサ バルブドライバ(スラスト非動作時)					
地球センサ レートジャイロ	0.3	3.8	3.8	3.8	
モメンタムホイール及び WDE	1.4	16.6	16.6	15.9	ランナップ時: 77W(最大) ランナップ時: 71W(最大)
スモールモメンタムホイール 及び SWDE	0.7	15.3	15.3	15.0	
姿勢制御電子回路	6.5	6.5	6.5	6.5	
スピン太陽センサ アナログ太陽センサ	0.7				
バドル系 (SPS)		15.5	15.5	15.5	両バドルノーマルトラッキング 時
バドル駆動回路		6.0	6.0	6.0	
バドル駆動機構		9.5	9.5	9.5	
ガスジェット系 (RCS)	16.2	33.9	33.9	24.4	
圧力検出器	1.1	1.1	1.1	1.1	
推進弁ヒータ	10.5	6.4	6.4	6.4	
触媒層ヒータ	4.6	26.4	26.4	16.9	
熱制御系 (TCS)	22.8	80.4	80.4	161.8(20.6)	定常(日陰)時 8.4 W (29 V 換 算) OFF
センサヒータ		2.4	2.4	1.5	
ABM ヒータ	10.0				
RCS タンクラインヒータ	12.8	18.7	18.7	7.5	
バッテリーヒータ		40.0	40.0		
ミッション部用ヒータ				141.2(0)	
ARA 用ヒータ		11.2	11.2		
ホイール用ヒータ		8.1	8.1	5.2	
CVT ヒータ				6.4	
熱制御実証用機器 (CVT)		40	40		
打上環境測定装置 (LEM)	6.9				
副搬送波変調器	3.3				
加速度センサ	3.6				
移動体通信実験機器 (AMEX)	1.7	301.4	301.4	3.4(168.2)	RIU #2 を含む。
技術データ取得装置 (TEDA)		13.5	13.5	6.5	RSM 6.5W を含む。
ハーネス損失	1.2	5.3	5.2	3.5(3.9)	日照 0.9 % 日陰 1.2 %
バッテリー充電電力		13.8	46.2		フル充電 1.54 A トリクル充電 0.46 A ~ 0.58 A
所 要 電 力	106.4	599.8	632.1	313.0(344.1)	バッテリー容量: 13.5 Ahr (公称)
バッテリー放電深度 (DOD %)	<94.9> 38 %			56.5%(62.1%)	最大日陰 1.17 Hr (半影除く)
太陽電池発生電力	130 @24V	845(EOL)	898(EOL)		
電力マージン	23.6	245.8	267.4		

注 日陰時 OFF とした AMEX 機器は、日陰後ターンオンするまでの時間に温度との関係で制限があることを前提。定常(日陰)の()内は、AMEX Lバンド1系統、Cバンド1系統運用の場合。

遷移軌道の所要電力の< >内は、触媒層ヒータ及び LBM を OFF とした電力である。

を模擬した CVT がある。これらの熱制御方式としては、実装性を考慮して高発熱機器を衛星 ミッションパネル 北面に集中的に配置した上、このハニカムパネル 内に埋め込んだヒートパイプにより、軽量かつ高効率な熱制御を行っている。

(3) トランスファ 軌道時の熱制御方式

静止軌道に投入される前のトランスファ 軌道では、太陽電池パドルは折り畳まれて衛星に固定され、静止軌道時の展開形状に比べて発生電力が少ない。このため、衛星内の発熱量も少ない。したがって、衛星南北面にある OSR を格納パドルで覆い、かつ格納パドルの端に付けたソーラアブソーバによって太陽光熱入力を衛星内に取り入れ、熱制御ヒータを極力使用せずに (ABM, RCS のみ使用) 衛星の温度低

下を防ぐ設計としている。

図 3. に ETS-V の熱制御系の設計の概要を示す。

3.2 構体設計の概要

ETS-V の構体設計は、機械的な打上げ環境に耐えるものとした上で軽量化を図ることはもちろん、静止衛星であることから十分な熱制御面をもつことが要求される。更に、アポジモータ噴射時における安定性を図るために、慣性モーメント比を向上させること、またインテグレーションを容易にすることなどの要求から、図 4. に示すようなセントラルシリンダをもつ箱型構造からなっている。すなわち、主構体はセントラルシリンダ、各種パネル 構造物、パネル 支持構造物、RCS タンク 支持構造物から構成され、アンテナパネルは L バンドアンテナを、ミッション/バスパネルは外部に太陽電池パドルを搭載する。以下に各部の概要を述べる。

(1) セントラルシリンダ

ETS-V では固体燃料のアポジモータをもっているため、セントラルシリンダ方式を採用している。アッパーシリンダ及びローアコーンは、軽量化を図るためファイラメントワインディングによる CFRP 材であり、ABM リングを介して結合されている。ローアコーン下端は、ロケットとインタフェースする PAF リングと結合している。

(2) パネル 構造物

アンテナパネル、ミッションパネル、バスパネル及びプラットフォームが Al 表皮-Al コアのサンドイッチ構造、アクセスパネルが CFRP 表皮-Al コアのサンドイッチ構造で作られ、閉じた箱構造を構成している。

(3) パネル 支持構造物

パネル 支持構造物は、CFRP 製のストラットなどから成り、パネルの荷重をセントラルシリンダに伝える。

(4) RCS タンク 支持構造物

タンクは CFRP 製の 6 本のストラットによってセントラルシリンダで支持する構造である (タンク 側 4 点支持、シリンダ 側 6 点支持)。

3.3 電源系設計

ETS-V 電源系の設計では、以下に示すような要求、制約条件があり、これに基づいて設計を行っている。

- (1) 太陽電池パドルは、衛星に搭載したとき、H-I ロケットのフェアリングに収納され得る寸法であること。
- (2) 発生電力はミッション末期で 800 W 以上であること。
- (3) 単一部品故障に対して、バス電圧の失われぬ冗長設計であること。
- (4) バッテリーの放電深度は 60 % 以下とすること。

表 3. ETS-V の重量配分表

(1986. 5)

項	目	積 上 値 (kg)
衛 星 バ ス 部	テレメトリ コマンド系 (TTC)	27.91
	姿勢軌道制御系 (ACS)	45.59
	電源バドル系 (電 源)	103.93
	(バ ド ル)	45.72
	ガスジェット系 (RCS)	58.21
	構 体 系 (STR)	30.37
	熱 制 御 系 (TCS)	79.37
	ア ボ ジ モ ー タ (ABM)	27.17
	計 装 計 (INT)	42.48
	合 計	41.65
衛 星 ベ イ ロ ー ド 部	移動体通信実験機器 (AMEX)	398.47
	熱制御実証用機器 (CVT)	67.40
	打上げ環境測定装置 (LEM)	2.51
	技術データ取得装置 (TEDA)	1.90
	ベイロードバランサ	11.49
	スロッシング推進	15.99
推 進	合 計	10.00
	A B M 推 進	109.29
	RCS推進・加圧ガス	503.54
機 器 マ ー ジ ン	合 計	66.31
	合 計	569.85
機 器 マ ー ジ ン		18.39*1
衛 星 打 上 げ 時 重 量		1,096.0
衛 星 ド ラ イ 重 量		497.76*2

注 *1 MOIR 向上に推進として使用予定。

*2 バス部とベイロード部の重量の合計から、スロッシング推進の重量を引いたもの。

ETS-V の電源系設計の特長及び設計時の留意事項を以下に述べる。電源系のブロック図を図 5. に示す。

- (1) 電力発生は、その要求容量から大型太陽電池パドルによる。パドルは CFRP 製の軽量化セミリジッドパドルである。パドルは 2 翼から成り、打上げ時、フェアリング内に畳んで収納するため、各翼は 3 枚のパネルから成る展開型となっており、静止軌道に投入し、衛星の回転を止めた後、板ばねによる保持を火工品によって解放し展開させる。
- (2) バッテリーは宇宙用角型密閉 ニッケル カドミウムセルで、13.5 AH (公称) を 2 台もっている。
- (3) 電力処理方式は、静止衛星に適合した SHUNT 方式 (Direct Energy Transfer 方式ともいう) を採用し、バス電圧は単一バスとしている。
- (4) 日陰時のバス電圧は非安定方式とし、安定化のためのスイッチ

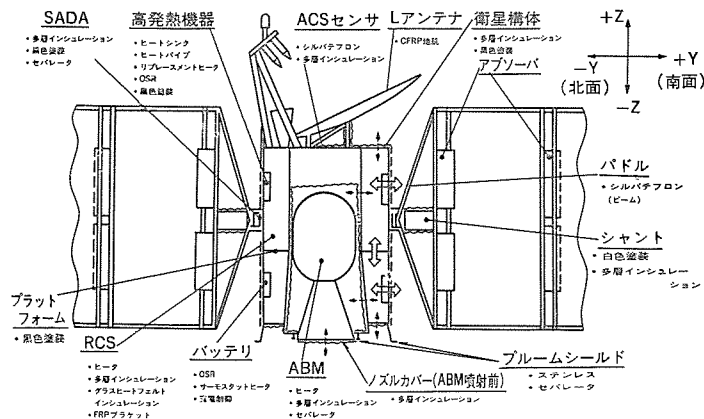


図 3. ETS-V 熱設計の概要

ング電力変換器を省略した。搭載機器に対しては、電圧変動・ハーネス損失・動特性・EMC 特性などのインタフェース条件を調整し、各機器の入力条件をバス特性と整合した。

(5) バス電圧の値は、使用部品の耐圧などの制約から日照 29.0 ± 0.5 V, 日陰 21.4 ~ 29.5 V のフローティングである。日照・日陰間の切換は自動的に行われ、電圧の遷移はスムーズである。

(6) バッテリー充電は、低率充電できる静止衛星の特長を生かし、定電流充電方式である。定電流回路として太陽電池の逆電圧特性を利用したチャージャーを用いている。

(7) トランスファ軌道上では、バッテリーをバスラインへランチモードリレーを介して直結し、発生電力を最大限にバッテリーへ充電する形態としている。

(8) 分散型 DC/DC コンバータ方式とし、各機器は DC/DC コンバータを内蔵している。

(9) シャントの発熱量を低減するため、デジタルシャント方式を採用した。

4. 移動体通信の概要

ETS-V では、主要ミッションの一つに、船舶・航空機を対象とした移動体衛星通信実験がある。以下、その実験の概要及び構成機器の特性・機能について述べる。

4.1 移動体衛星通信実験

移動体通信実験のために ETS-V に搭載される AMEX は、C バンド及び L バンド帯回線を用いて陸上の基地局と航空機・船舶など移動体間及び移動体相互間の信号の中継を行う機能を持ち、音声・データの通信実験、移動体の測距及び遭難信号の中継実験などのために使用される。通信に使用される周波数帯は、移動体・衛星間が L バンド (1.5/1.6 GHz), AMEX 運用局・衛星間が C バンド (6/5 GHz) である。これらの実験に供される L バンドアンテナは、オフセット型式のデュアルビームアンテナであり、北半球及び南半球の規定点をビーム中心として地球を照射する。L バンドアンテナ及び照射パターンを図 6. 及び図 7. にそれぞれ示す。

4.2 移動体通信実験機器の構成及び運用

ETS-V に搭載される AMEX の機能ブロック図を図 8. に示す。図に示すように、140 MHz の中間周波フィルタ部 (IF) を持つダブルコンバージョン構成である。主たる運用モードは C → L, L → C 回線であり、海上/航空地球局からの C バンド折り返し、移動局同士の L バ

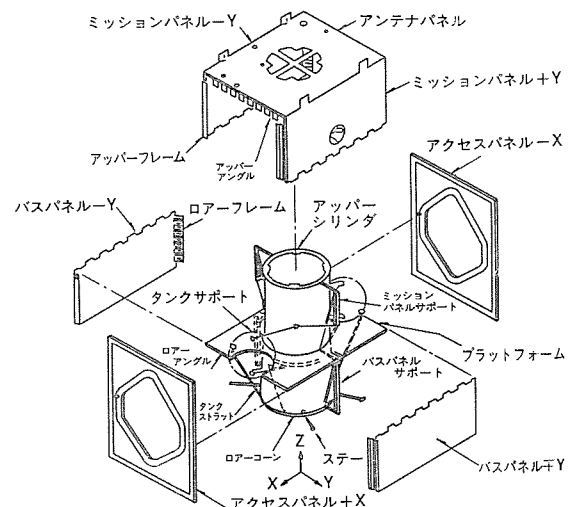


図 4. ETS-V 構体系の構成

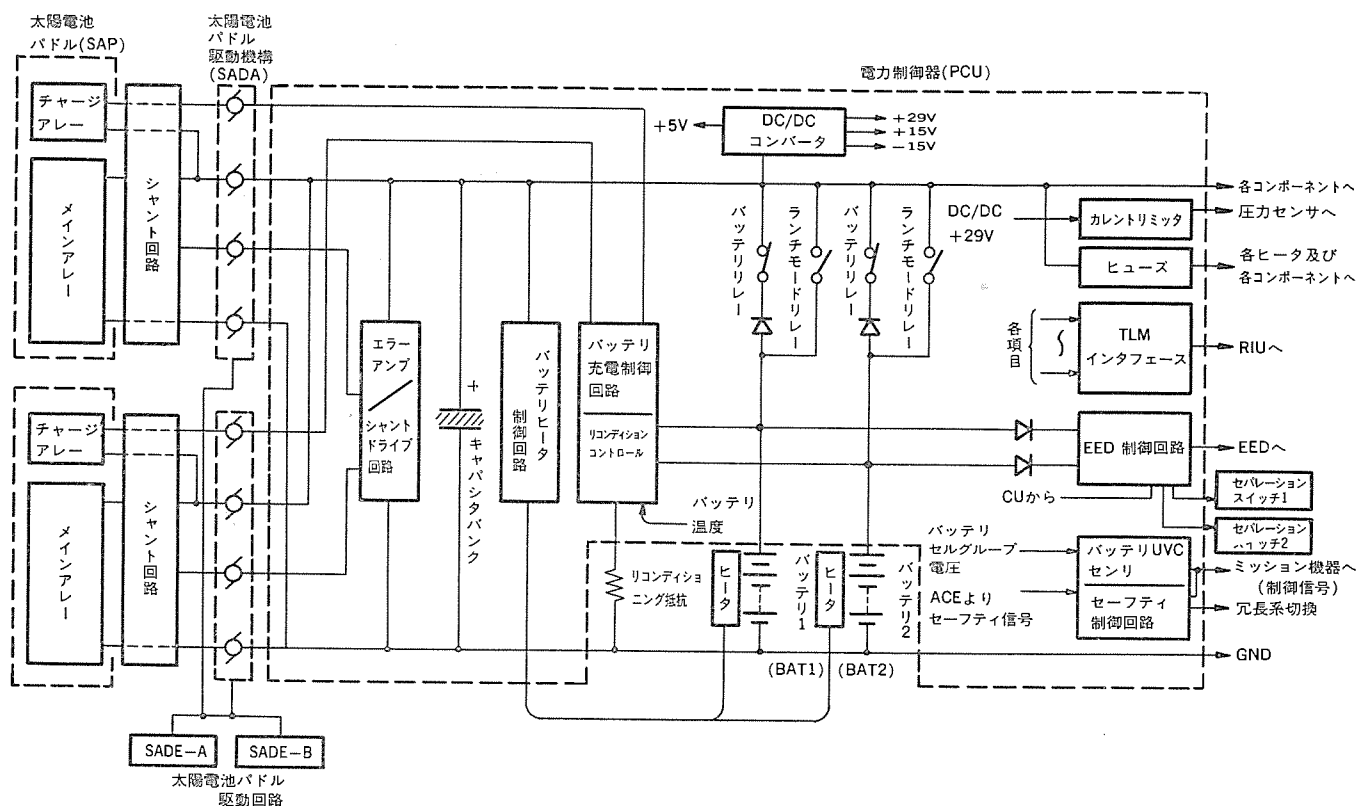


図 5. ETS-V 電源系のブロック図

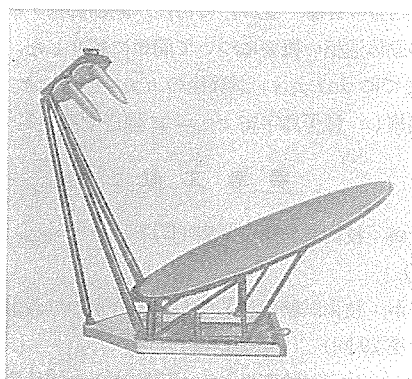


図 6. L バンドアンテナ

ンド折り返しのモードも選択できる。AMEX の C バンド系部分は現用、予備の 2 系統から成り、L バンド系部分は L バンドアンテナの 2 ビームに対応した現用の 2 系統からなっている。

L バンド系の 2 系統はスイッチの切換によって相互に予備系としても動作し、また無変調のビーコンも送信できるように考えられている。L バンドの周波数帯域は、海事用と航空用でそれぞれ 3 MHz ずつ取っており、このうち一方の帯域が選択して使われる。この選択及びビームの切換と回線接続モードの切換は、主として IF フィルタ部によって行われる。IF フィルタ部では 12 個の SAW フィルタが使用されている。このほか AMEX の電子回路部の特長として、L バンド高電力増幅部には GaAs FET を使用して飽和出力約 30 W を得ていること、局部発振器にオープン制御水晶発振器 (OCXO) を採用して、周波数の高安定化を図っていることがある。

L バンドアンテナ部は、反射鏡とビームに対応する一次放射器から構成される。反射鏡は軽量化を図るため、CFRP のメッシュでアルミハニカムコアを挟むサンドイッチ構造にしている。また、一次放射器を支持するサポートも、軽量化及び熱変形を小さくするために CFRP で製

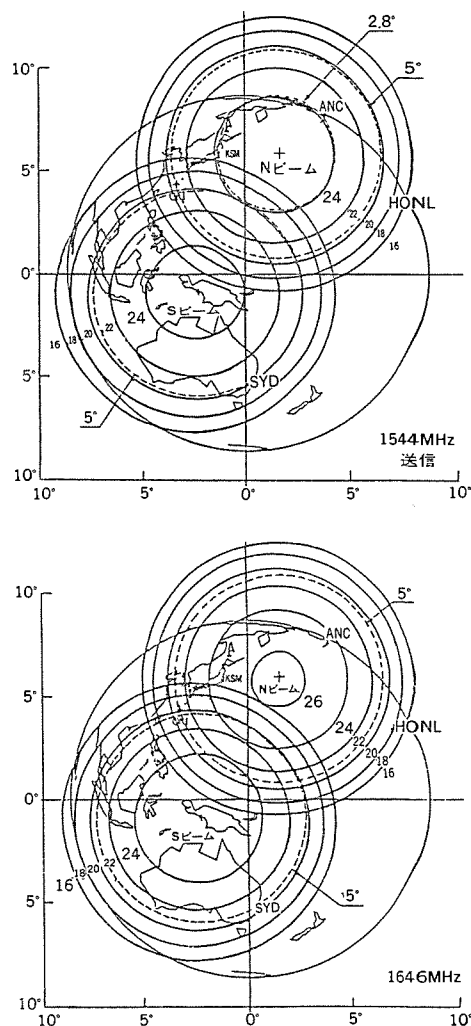


図 7. L バンドアンテナの照射パターン

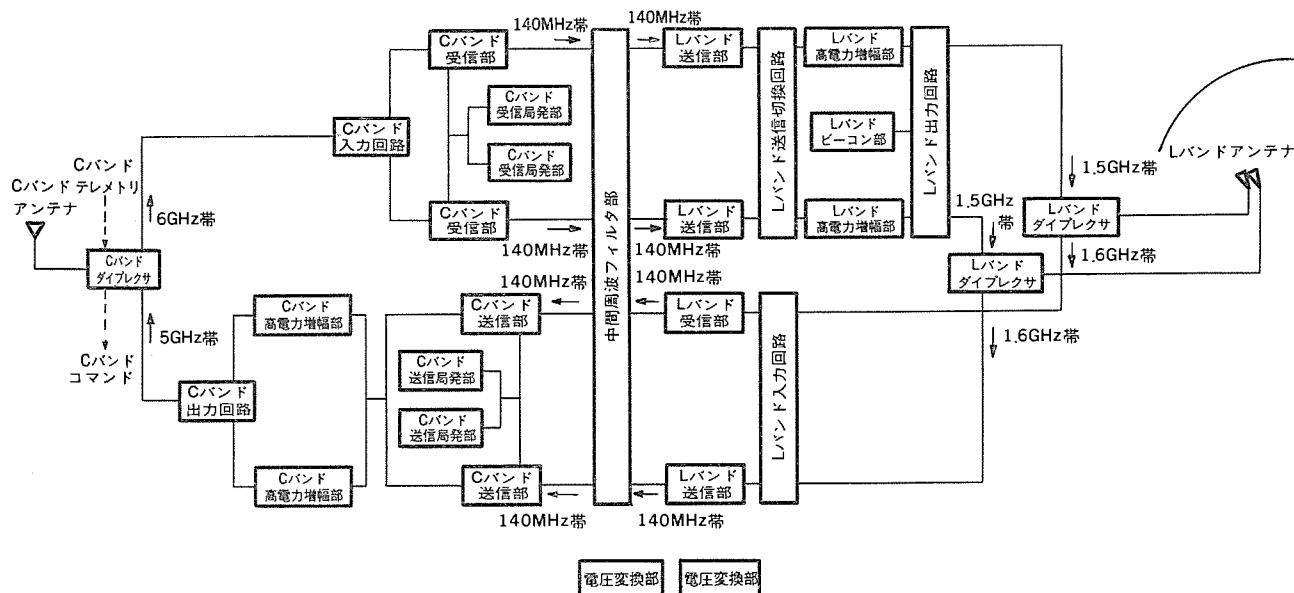


図 8. 移動体通信実験機器のブロック図

表 4. 移動体通信実験機器 (AMEX) の主要諸元

		(Lバンド系)	(Cバンド系)
周波数	送信	: 1,542.0±1.5, 1,546.5±1.5 MHz	5,230.0±11.25 MHz
	受信	: 1,644.0±1.5, 1,648.5±1.5 MHz	5,960.0±11.25 MHz
G/T		: -3 dB/K*1	-8 dB/K*2
EIRP		: 35.5 dBW*1 *4	25 dBW*2 *5
アンテナ	形式	: オフセットパラボラ 開口径 1.5 mφ	ホーン 220 mmφ
	偏波	: LHCP (送受とも)	LHCP (送受とも)
	利得	送信: 25.0 dBi*1	19.9 dBi*2
		受信: 25.7 dBi*1	21.5 dBi*2
	指向精度	: ±0.5° 以内 (3σ)	
中継器	系統数	: 2 系統 (1 系統 / 1 ビーム) 2 系統 (主系・冗長系)	
	構成	: ダブルコンバージョン IF 周波数: 140 ± 11.25 MHz	
	HPA 出力	: 25 W (44 dBm) 7 W (38.5 dBm)	
	LNANF	: NF=1.7 dB NF=2.1 dB	
	利得*3, 帯域幅	C/L 回線 123.0 dB (0, +5, +10 dB) 3 MHz	
		L/C 回線 123.0 dB (0, +5, -5 dB) 3 MHz	
		L/L 回線 139.5 dB (0, +5, -5 dB) 300 kHz	
		C/C 回線 106.5 dB (0, +5, +10 dB) 3 MHz	
	不要波	: スプリアス発射 -40 dB 以下	
		: 3 次相互変調積 -30 dB 以下	
	周波数安定度	初期設定誤差 ±1×10 ⁻⁶ 以内	
		長期安定度 ±2×10 ⁻⁶ /年以内	
		温度安定度 ±1×10 ⁻⁶ / -20° ~ +40°C 以内	
ビーコン	周波数, 出力: 1,545.0 MHz 3 W		
重量	中継器 約 60.4kg, アンテナ 約 7.6kg, 合計 約 68kg		
	消費電力: 約 300 W (2 系統運用時) (RIU 2 約 4kg を含む)		

注 *1 N ビーム中心値, 給電線損失 1.2 dB 含まず

*2 ビーム中心値 (鹿島), 給電線損失 0.7 dB 含まず

*3 C, L 両ダイプレクサのアンテナ側端子間の利得

*4 2 dB 圧縮点

*5 1 dB 圧縮点

作しており, この結果, 重量は 6.2 kg になっている。鏡面精度は 0.5 mm rms で製作されている。一次放射器には, アンテナ 効率を高

く保ち, かつ 2 ビームのクロスオーバーレベルを高くするため, 近接して配置できるヘリカルアンテナを採用している。これらの運用と特長をもつ AMEX の主要特性を表 4. に示す。

5. む す び

ETS-V の開発の目標, システムの特性, 熱制御系・構体系・電源系設計及び移動体通信の概要について簡単に紹介した。ETS-V は 1987 年 5 月までにプロトタイプ試験後のリファ・ビッシュとリファ・ビッシュ後の試験を実施し, 種子島宇宙センターに輸送する予定である。

参 考 文 献

- (1) 村山ほか: 技術試験衛星 V 型 (ETS-V) システム, 信学会大会 (昭 61)
- (2) 北田ほか: 技術試験衛星 V 型 (ETS-V) の熱設計, 宇科連講演会 (第 29 回)
- (3) 広瀬ほか: 技術試験衛星 V 型 (ETS-V) の構体開発, 宇科連講演会 (第 29 回)
- (4) 山田ほか: 技術試験衛星 V 型 (ETS-V) の電源系, 信学会電子通信用電源技術研究会 (PE 85-39)
- (5) 小坂ほか: ETS-V 搭載用中継器 (AMEX) の構成, 信学会大会, 2375 (昭 61)
- (6) 近藤ほか: 技術試験衛星 V 型搭載用 L バンドアンテナの開発, 信学会大会, 688 (昭 61)

1. ま え が き

通信衛星 3 号 (CS-3) は、通信衛星 2 号 (CS-2) によるサービスを引き継ぎ、将来の増大かつ多様化する通信需要に対処するとともに、通信性能、経済性、信頼性の向上及び国産技術の向上を図ることを目的とする衛星である。

CS-3 は、H-I ロケットによって昭和62年度冬期に1号機 (CS-3 a), 昭和63年度夏期に2号機 (CS-3 b) が打ち上げられ、それぞれ東経132度、東経136度の静止衛星軌道に配置される軌道上550 kg 級で寿命7年の通信衛星である。衛星は30/20 GHz 帯及び

表 1. CS-3 の開発スケジュール

項目	年度		58					59					60					61					62					63				
	月		9	12	3	6	9	12	3	6	9	12	3	6	9	12	3	6	9	12	3	6	9	12	3	6	9	12				
● 主要イベント									開発 ▲スタート																							

注 PDR：基本設計審査会, CDR：詳細設計審査会

6/4 GHz 帯の周波数を用いて、国内公衆通信業務、公共業務などに利用される予定である。

CS-3 は、衛星・放送衛星機構 (TSCJ) との間の委託契約に基づき、宇宙開発事業団 (NASDA) によって開発される衛星で、三菱電機(株)が主契約者として製作している。一部のコンポーネントを除き、自主国産品である。なお、通信用アンテナ及び通信用中継器は、日本電信電話(株) (NTT) の開発成果に基づき、それぞれ三菱電機(株) 及び日本電気(株) が製作している。

CS-3 は、H-I ロケットによって NASDA 種子島宇宙センターから打ち上げられ、衛星が遷移軌道に投入されるまでのロケットの誘導制

御, ドリフト 軌道への投入及び静止後の衛星 チェックアウト は NASDA によって行われ, それ以降の静止衛星軌道上における運用は, TSCJ 及び利用機関によって行われる (図 1. 参照)。表 1. に示すように, CS-3 は昭和 58 年 10 月に開発に着手し, 基本設計, 詳細設計を経て製作, 試験の後, 射場から打ち上げる。以下, CS-3 の構成, システムの特長及び主要 サブシステムの概要について, 三菱電機(株)が製作を担当している バス 機器を中心に述べる。

2. CS-3 の構成

CS-3 は、機械的 デスパンテナ を搭載した スピン安定型の衛星であり、その構成は、通信サービス区域・寿命・打上げ ロケット などの基本的要求・制約事項と、重量・熱制御・宇宙実績のあるハードウェアの利用などの諸要求を考慮の上、決定されている。衛星本体は、直径約 218 cm、高さ約 243 cm の円筒形で (図 2. 参照)、底部のアポジーモータ (AKM) ノズルからデスパンテナ上端までの全高は約 356 cm である。

この形状は、H-I ロケットのフェアリングに適合しており、展開機構は持っていない。日照中に電力を発生するソーラレーは、衛星の円筒外周に取り付けられている。衛星搭載機器の大部分は、上下2枚の機器プラットフォーム上に配置されている。中央部円筒は、その上端でドライブモータアセンブリ(DMA)を支持し、下端はアタッチフィッティングを介して打上げロケットに結合される。Kバンド/Cバンド 共用のアンテナ給電部は、DMAハウジングの回転部に取り付けられている。Sバンドアンテナは、下部機器プラットフォームに環状に配列されている。CS-3は、次のサブシステムから構成される。

- ・通信系 (COMM)……通信用 アンテナ, 中継

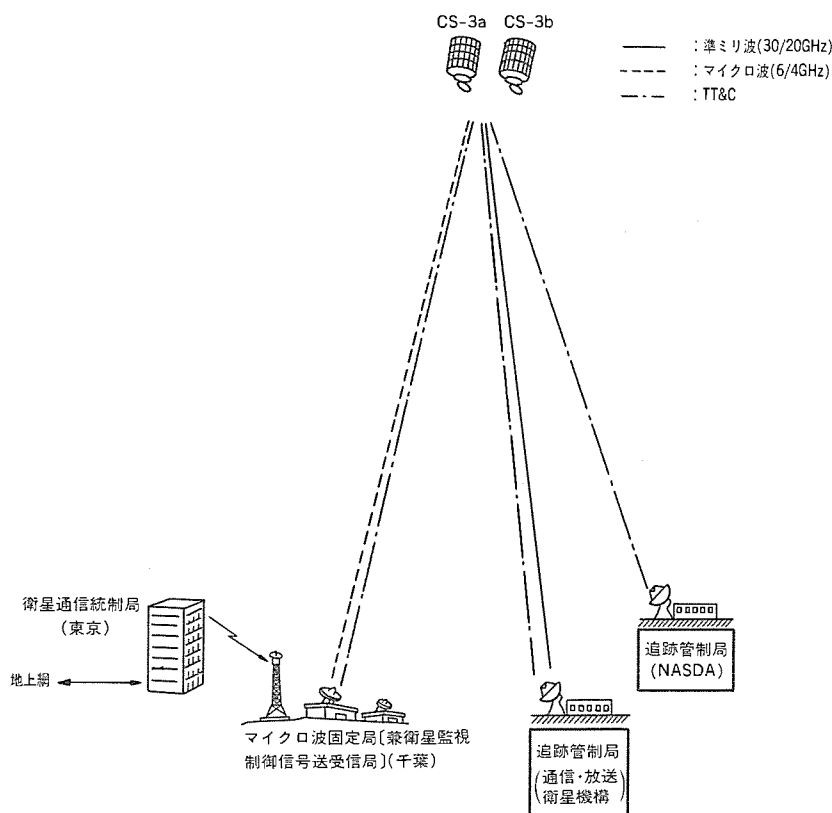


図 1. CS-3 の管制システム

*前 宇宙開発事業団(現富士通(株)) ** 宇宙開発事業団
*** 三菱電機(株)鎌倉製作所

器

- ・テレメトリ・コマンド系 (TT&C)
- ・姿勢及びアンテナ制御系 (AACS)
- ・電源系 (EPS)
- ・熱制御系 (TCS)
- ・構体 (STR)
- ・二次推進系 (RCS)
- ・アポジモータ (AKM)

CS-3 システム 系統図を図 3. に、バス 機器機能・性能の主要諸元を表 2. に示す。

3. CS-3 の 特 長

CS-3 は、我が国がデザインオーソリティを持って製作する国産実用衛星であり、寿命要求 7 年に見合う信頼性設計に加え、限られた寸法、限られた重量の範囲内で、発生電力を始めとする与えられた要求条件を満足させるために、システム、ハードウェアの両面でいろいろな特長をもっている。以下、CS-3 の主な特長について述べる。

3.1 衛星システムの特長

(1) 衛星の運用が簡単である。

スピン安定型衛星であり、三軸衛星やプラットフォームデスパン衛星に比べて、運用が簡単で、しかも実験用中容量静止通信衛星 (CS) 及び CS-2 の運用設備や運用実績が有効活用できることなどから、経済的かつ信頼性の高いオペレーションが可能である。

(2) ペイロード搭載能力が高い。

通信用中継器を 18 台 (うち予備 6 台) 搭載でき、このクラスのスピン衛星としては世界水準にある (ちなみに CS-2 は 9 台搭載)。

(3) GaAs 太陽電池セルを初使用している。

限られた寸法範囲内で発生電力要求を満足させるため、世界に先駆けて GaAs 太陽電池セルを採用している⁽¹⁾⁽²⁾。

(4) 構体の軽量化を図っている。

CFRP などの複合材料を駆使した軽量構造体技術を採用している。

(5) 信頼性の高いアンテナデスパン方式を採用している。

静止衛星のアンテナ姿勢制御方式の中で最もシンプルで、これまでの実績からも最も信頼性の高い方式といえる。

(6) 我が国の将来の通信衛星への技術継承を展望し得る。

我が国の自主技術で開発する国産衛星であり、将来の実用通信衛星開発に必要な国産技術がかん(涵)養される。

(7) 信頼度向上のための冗長構成をより一層進めている。

7 年の寿命を考慮して、CS-2 よりも更に DMA 巻線の冗長化、SC コンバータの冗長構成などを図っている。

(8) 既存技術の効果的活用、発展がなされて

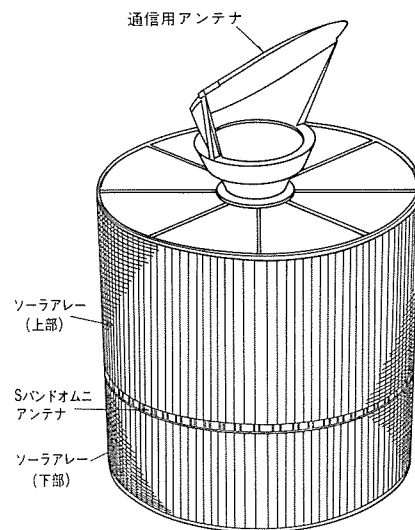


図 2. 衛星概観図

いる。

衛星システム上、技術試験衛星 IV 型 (ETS-IV) の自主技術及び技術試験衛星 II 型 (ETS-II)、実験用静止通信衛星 (ECS), CS, CS-

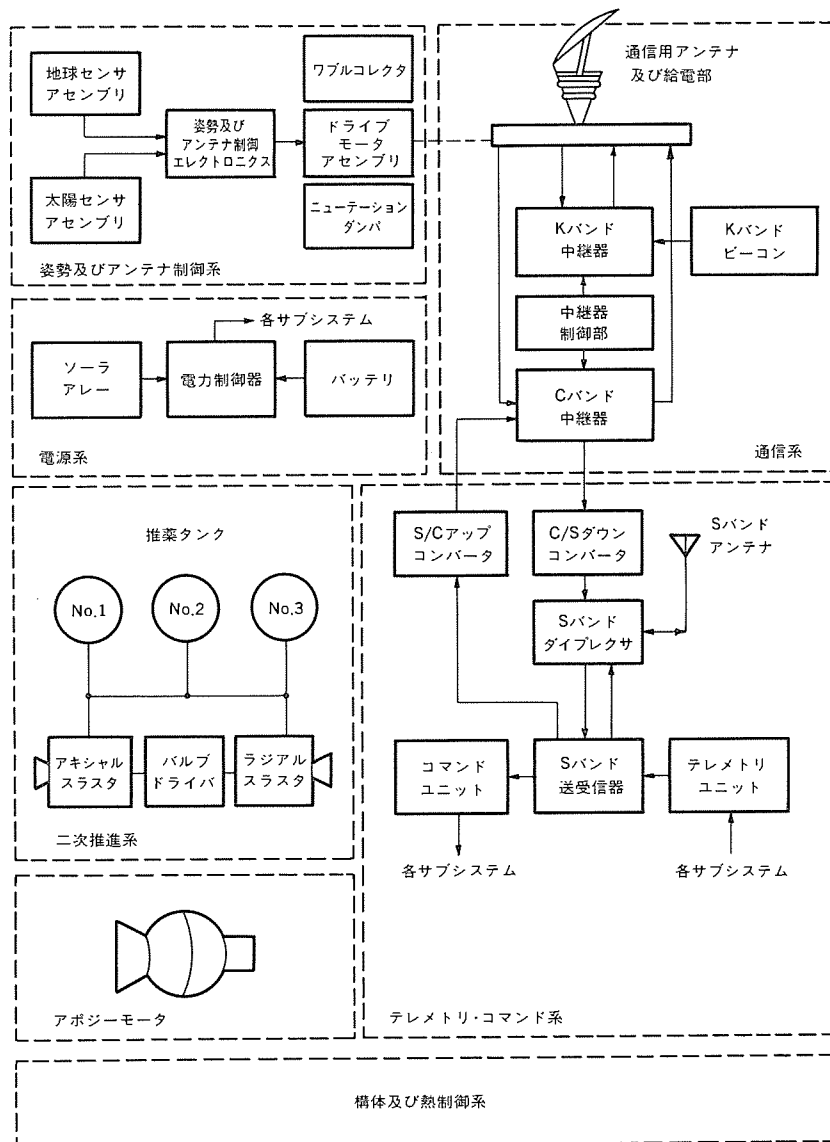


図 3. CS-3 のシステム系統図

表 2. CS-3 の主要諸元

項 目	機 能	性 能
形 状	・H-I ロケットのフェアリングに適合	・直径約 218 cm, 高さ約 243 cm の円筒形通信用の機械的デスペンアンテナを含む高さは約 356 cm
重 量	・H-I ロケットの打上げ能力	・打上げ時約 1,080 kg ・静止軌道上初期重量 550 kg
姿勢安定	・スピン安定方式	・スピン率 90±9 rpm (打上げ時) ・慣性モーメント比 1.05 以上
テレメトリ コマンド系 (TT&C)	・Deep Space Network (DSN) に適合する S バンド送受信機及び S バンドオムニアンテナ ・C バンド信号を S バンド信号に変換 (コマンド及び測距) ・S バンド信号を C バンド信号に変換 (テレメトリ及び測距) ・測距方式 ・テレメトリデータ ・コマンドデータ	・送信出力 1~3 W ・受信周波数 2 GHz 帯 ・送信周波数 2 GHz 帯 ・受信周波数 6 GHz 帯 ・送信周波数 4 GHz 帯 ・トーンレンジング方式 ・64 ワード/マイナフレーム ・125 bps
姿勢及び アンテナ 制御系 (AACS)	・地球幅, スピン率及び太陽角による姿勢決定情報。2 台の地球センサ及び太陽センサ使用 ・ワブルコレクタによる慣性主軸調整 ・ドライブモータ及び制御エレクトロニクスによるアンテナ指向主軸の制御 ・受動形ニューテーションダンパ	太陽角 ±87° 地球幅測定精度 ±0.26° (静止軌道) 調整範囲 0.12° (OBM 2 個使用) アンテナバイアス ±4° (東西方向) ステップ角度 ±0.03° 減衰時定数 15 分 以下
電 源 系 (EPS)	・上下 2 分割された円筒形ソーラレー ・独立したバッテリー充電制御アレー ・NiCd バッテリー (35AH 公称) 2 個 ・シャントセットにより安定化された主バス電圧	秋分 夏至 寿命初期 835W(943W)/756W(855W) 7 年後 833W 750W 放電深度 55% 以下 バス電圧 29.4±0.2 V _{DC} ・太陽電池を一部切り離した状態
二次推進系 (RCS)	・ヒドラジンモノプロペラント方式 ・姿勢制御及びステーションキーピング用スラスター (公称推力 20 ニュートン)	推進タンク容量 118.5 kg 90 ms パルスモード又は連続モード噴射 (30 s)
アポジー モータ (AKM)	・STAR-30 B 固体燃料モータ	全推力 約 1,449, 626 N-sec (最大能力)
構 体 (STR)	・上下 2 枚の機器プラットフォーム ・モノコックシェール構造 ・DMA にケーシング機構採用	
熱制御系 (TCS)	・受動型, 一部ヒータ使用	
アンテナ 指向精度		0.2° (3σ) (半頂角) 以内
軌道保持		緯度方向 ±0.05° 以内 経度方向 ±0.05° 以内
寿 命		7 年以上

2 などでの導入蓄積技術等を大いに活用, 展開している。

3.2 ハードウェア上の特長

7 年の要求寿命を達成するために, それなりの保証データ又は試験などで信頼度が確認された部品・材料の選定に加え, 信頼性設計・製造プロセス・ワークマンシップ・試験条件など, 既存技術, 自主開発技術を大いに駆使している。

3.2.1 既存技術の活用

(1) 通信用アンテナ

NTT によって開発され, 確立された CS-2 用アンテナの技術を活用している。

(2) 電源系, テレメトリコマンド系, 姿勢及びアンテナ制御系

ETS-II 及び ECS で導入技術を基に製作・試験を行い, 更に ETS-IV などでも自主開発によって蓄積した技術を活用, 発展させている。

(3) 熱制御系

ETS-IV で開発した技術及び CS, CS-2 などでも蓄積した技術の活用に加え, 熱制御材の一部に オプティカルソーラリフレクタ (OSR) を採用するなど新たな展開を図っている。

3.2.2 自主開発技術の適用

NASDA で実施した下記ハードウェアの研究開発に基づく試験と成果を大いに活用している。

(1) 円筒形ソーラパネル

高変換効率と優れた耐放射線性をもつ GaAs 太陽電池セルを実用衛星として世界に先駆けて使用したこと, また大型軽量サブストレートを使用したことにより, 単位面積当たりの発生電力比が高くて軽い円筒形ソーラパネルを実現した⁽¹⁾⁽²⁾。

(2) 構体系

CFRP 製モノコック構造体から成る軽量高強度の衛星構体を実現した。

4. 主要サブシステムの概要

CS-3 の主要サブシステムである テレメトリ・コマンド系, 姿勢及びアンテナ制御系, 電源系, 熱制御系及び構体系の概要を述べる。

4.1 テレメトリ・コマンド系 (TT&C)

TT&C は, 静止化までは S バンド回線によって運用するが, 静止化後は S バンド回線のほか, 通信用アンテナを介して C バンド回線によっても運用できる。TT&C は, S バンドアンテナアセンブリ, S バンドダイプレクサアセンブリ, S バンドトランスポンダ, テレメトリユニット, コマンドユニット, リレーボックス及び C/S ダウン並びに S/C アップコンバータで構成される (図 4. 参照)。

アップリンク (上り回線) は, コマンド又は測距信号を含み, ダウンリンク (下り回線) はテレメトリ及び測距信号を含む。コマンド信号は, S バンドトランスポンダの受信部で受信後, コマンドユニットで復号され (一部はリレーボックスを経由して), 各サブシステムに送られる。衛星各部のデータは, テレメトリユニットでデジタル化され, PCM テレメトリ信号として S バンド送信部から送信される。S バンドトランスポンダは, 受信部及び送信部で構成され, それぞれ冗長構成になっている。受信部は, S バンドコマンド信号又は冗長構成の C/S コンバータを経由した C バンドコマンド信号及び測距信号を受信, 復調し, コマンドユニットにコマンド信号を, 送信部に測距信号をそれぞれ供給する。送信部は, テレメトリユニットからの PCM テレメトリ信号で 256 kHz の副搬送波を PSK 変調し, 受信部からの測距信号とともに搬送波を PM 変調する。この出力は, S バンドダイプレクサアセンブリ及び冗長構成の S/C コンバータに接続される。TT&C の主要性能を表 3. に示す。

4.2 姿勢及びアンテナ制御系 (AACS)

AACS は, 通信用アンテナの方位角制御を行うとともに, 衛星の姿勢制御を行うために必要な情報を供給する。AACS は, 姿勢及びアンテナ制御エレクトロニクス (AACE), ドライブモータアセンブリ (DMA), 地球センサアセンブリ, 太陽センサアセンブリ, ワブルコレクタ (OBM) 及びニューテーションダンパから構成される (図 5. 参照)。

AACE は, 地球センサ及び太陽センサの信号処理, 通信用アンテナの指向制御, デスピンなどの制御を行う。DMA は, 巻線冗長構成のブラシレストルクモータ及びブラシレスレゾルバ, 各 2 個ずつの速度及び位置検出用磁気ピックアップ並びにハウジングシャフト間の接地用スリッパリングから成る。DMA モータとレゾルバの駆動及び制御は AACE によって行われる。地球センサアセンブリは, 直径 1 度の円形視野を持つ赤外線セ

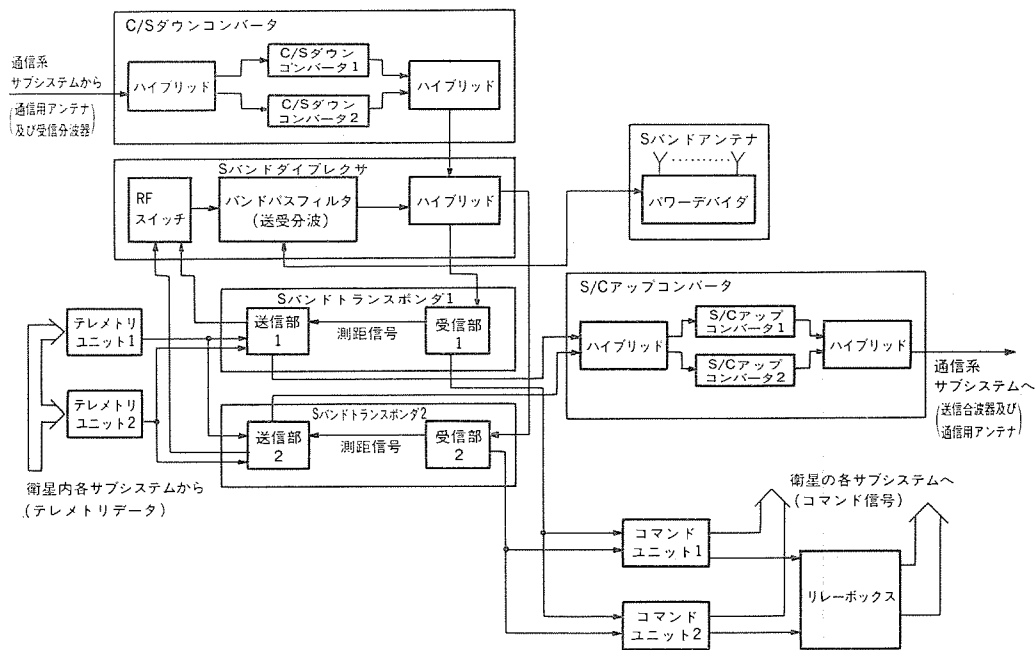


図 4. TT&C サブシステムのブロック図

ンサ 2 個から構成され、衛星の スピン 面に対してそれぞれ +5 度及び -5 度の視準方向で取り付けられており、アンテナ 方位角制御の基準信号を発生するほか、衛星の姿勢決定、日陰期間の スピンレート 測定、太陽 センサ のバックアップとしてのスラスタ同期などに使用される。太陽 センサ センブリ は、スピン 軸に垂直な面に対して +87 度から -30 度の視野を持つセンサ と、 +30 度から -87 度の視野を持つセンサ から構成され、衛星の スピン ごと にパルス を発生し、パルス 幅 データによって太陽角を測定する。太陽 センサ センブリ は、太陽角及び スピンレート

表 3. TT&C サブシステムの主要性能

項 目	テレメトリ	コマンド	測 距
搬送波周波数 (ノンコヒーレント)			
S バンド	2 GHz 帯	2 GHz 帯	2 GHz 帯/2 GHz 帯
C バンド	4 GHz 帯	6 GHz 帯	6 GHz 帯/4 GHz 帯
変調方式	PCM-PSK/PM	PCM-PSK/PM	トーン/PM
変調指数	0.8 rad(O-P)	0.4 rad(O-P)	0.4 rad(O-P)
ビットレート	512 bps	125 bps	
容 量	64 ワード/ フレーム	253 コマンド	トーン周波数 100 kHz (最大)

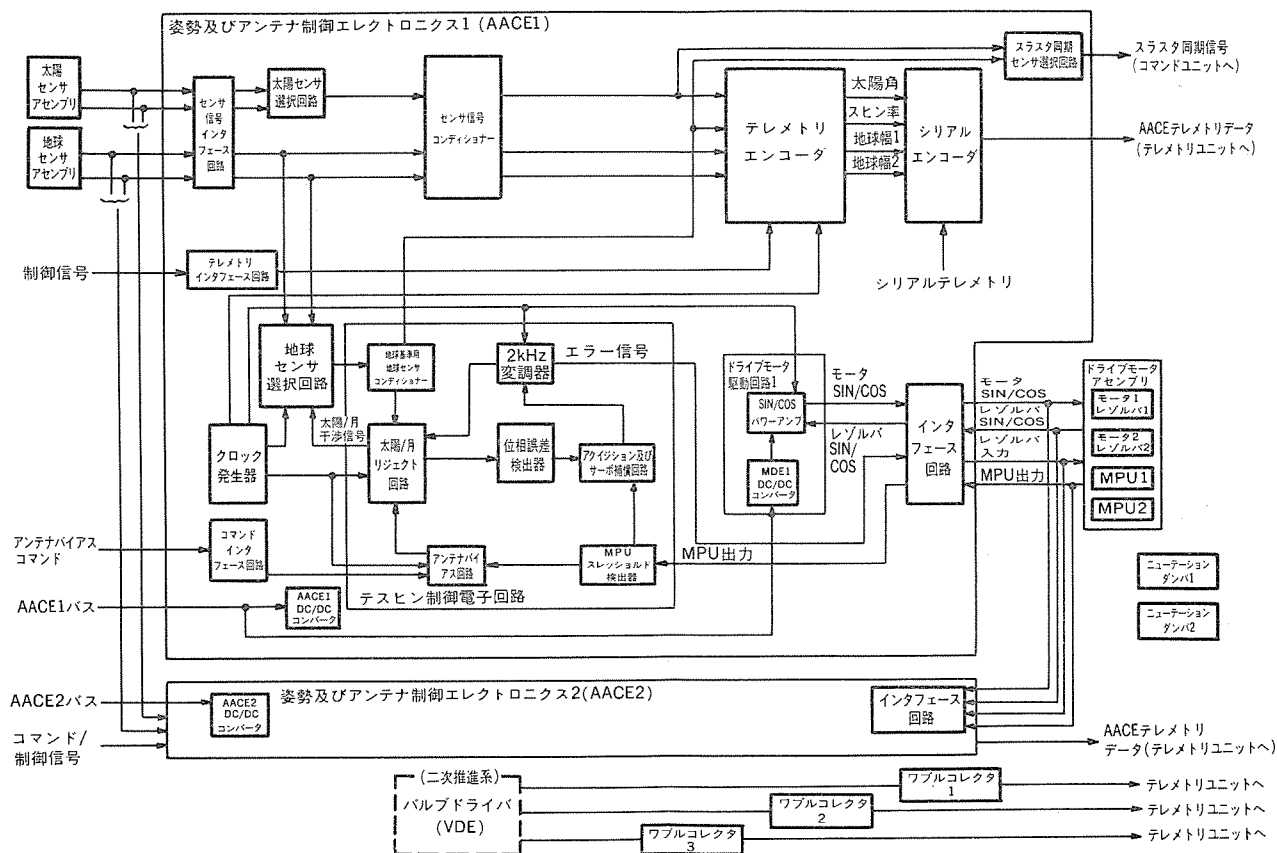


図 5. AACS サブシステムのブロック図

D

Figure 1 is a detailed block diagram of the power supply system for the 'Shikoku' satellite. The system is organized into several functional blocks:

- Solar Array (ソーラアレー):** The primary power source, connected to the main bus line.
- Power Control Unit (電力制御器(PCU)):** The central hub for power distribution and control. It includes:
 - Battery Charging Solar Array Input (バッテリー充電ソーラアレー入力):** A dedicated line for charging the batteries.
 - Main Bus Line (主バスライン):** The central distribution line for the entire system.
 - Current Sensors (電流センサ):** Four sensors (1A, 1B, 2A, 2B) monitoring current flow.
 - Command Lines (コマンド):** Multiple lines for controlling various components.
 - Emergency Alarm (エラーアンプ):** For system monitoring.
 - Shunt Driver (シャントドライバ):** For precise current measurement.
 - Control Bus (コントロールバス):** A secondary distribution line for control signals.
- Battery System:** Two batteries (バッテリー1, バッテリー2) are shown, each with its own:
 - Charging Control Circuit (充電制御回路):** Manages the charging process.
 - Under-voltage Protection Circuit (下電圧制御回路):** Prevents over-discharge.
 - Reconditioning Control Circuit (リコンデシニング制御回路):** Maintains battery health.
 - Thermal Protection (HTR):** Heat-resistant components.
- Other Components:**
 - Condenser Bank (コンデンサバンク):** For energy storage and smoothing.
 - Pressure Sensor (圧力センサ):** Monitors system pressure.
 - Telemetry Unit (テレメトリユニット):** For data transmission.
 - 30-second Timer (30秒タイマ):** For timed operations.
 - EED Control Circuit (EED制御回路):** Controls the Explosive Decomposition Device.
 - Reconditioning Load (リコンデシニングロード):**
 - Return Bus (リターンバス):**
 - Shunt Switch (シャントスイッチ):**

通信衛星 3 号 (CS-3)・高比良・松本・向井・鈴木・安坂

衛星内の総発熱量は CS-2 の約 2 倍に達し、高発熱密度化されている上に、7 年という長いミッション期間の要求があるため、新たな熱制御手段を講じている。そのうち特長的なことは、2 段機器プラットフォームの採用により、機器の実装能力及び機器配置の自由度を向上させて、搭載機器を適切な温度レベルに保つ熱設計を実現していることである。また、上部サーマルシールドに OSR を採用することにより、宇宙環境（電子線、熱サイクルストレスなど）における機械的耐性を向上させるとともに、ミッション期間内における衛星温度の経年上昇を小さく抑えることが可能となった。なお、OSR の採用に当たっては、CFRP 表皮への実装の開発を行った。熱制御系の構成

を図 7. に示す。

4. 5 構体系 (STR)

構体は、地上での取扱い、打上げ、軌道投入及び静止衛星軌道上の運用の各段階における環境条件に耐える強度と剛性をもつ必要がある。一次構体は、セントラルスラストチューブ及びこれに取り付けられた 2 枚の機器プラットフォームから成る。下部機器プラットフォームには バス 機器、上部プラットフォームには ミッション機器が搭載される。セントラルスラストチューブは、フィラメントワインディング法で成形した CFRP の円すいシェルであり、軽量化を追求した構造となっている⁽²⁾。機器プラットフォームの内周部はスラストチューブに支持され、外縁部は各 8 本の上部及び下部 ストラットによって支持される。

通信用アンテナは、スラストチューブ上端にケーシング機構及びデスパンモータアセンブリ (DMA) を介して取り付けられている。アポジーモータ (AKM) は、スラストチューブの内側に取り付けられる。円筒形のソーラレーは、上下二つに分割され、下部機器プラットフォーム外縁部の 8 個のブラケットによって支持される。セントラルスラストチューブの上端のケーシング機構は、打上げ時の荷重から DMA を保護すべく、スピンドル部とデスピンドル部に設けたリングを V バンドクランプで固定する構造である (解放は爆管ボルトの破断コマンドによる)。セントラルスラストチューブの下端部は、V バンドクランプによって打上げロケットのアタッチフィッティングに固定され、爆管ボルト動作時に分離スプリングによって

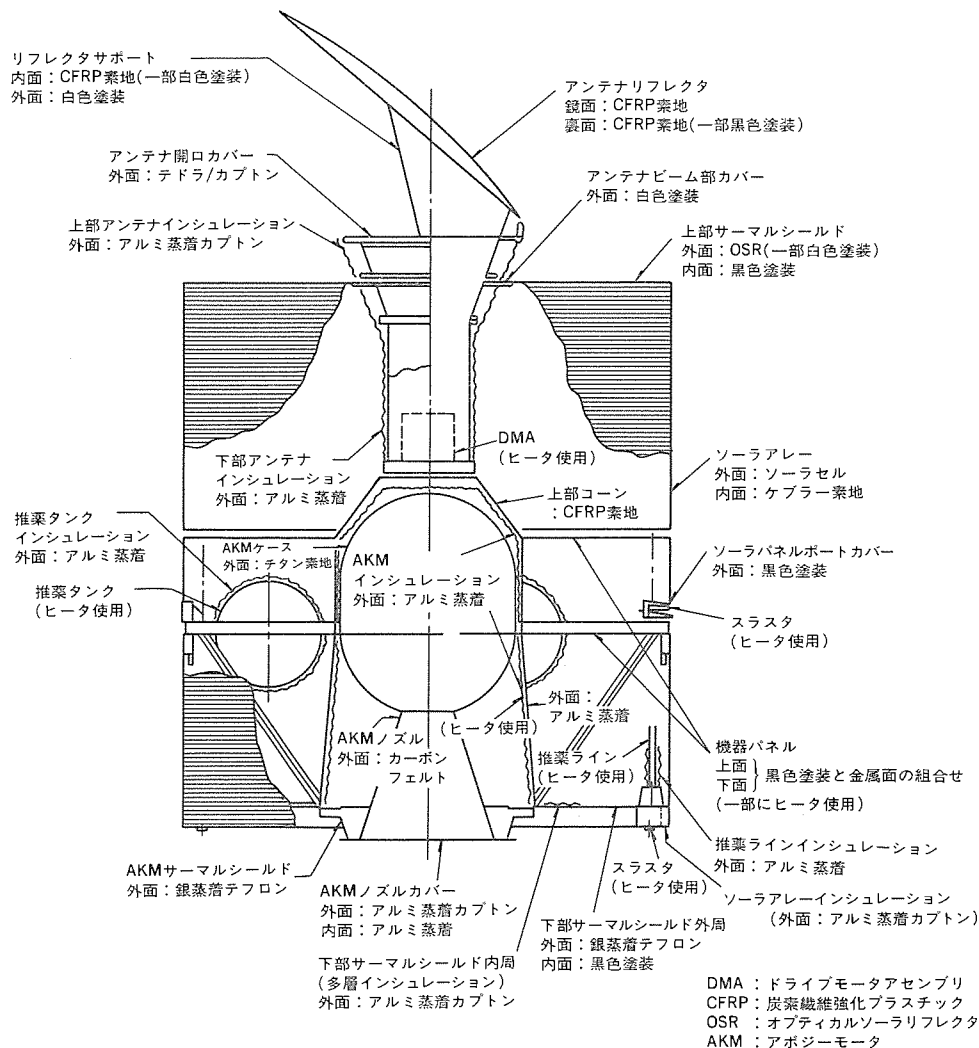


図 7. 熱制御系の構成図

分離される。構体外観図を図 8. に示す。

5. む す び

以上、CS-3 の開発目的、システム要求、設計などについて概要を述べた。CS-3 a は、現在、システム認定試験中で、一連の環境試験を実施中である。なお、CS-3 b も並行して製作を進めている。今後、ますます増大かつ多様化するであろう国内通信需要に対し、この衛星が最大限に利用されるよう、ミッション成功を達成すべく引き続き努力していく所存である。最後に、これまで CS-3 衛星開発に当たり、御指導、御支援いただいた関係機関及び御協力いただいた関係メーカーの各位に深く感謝する次第である。

参 考 文 献

- (1) T. Miyoshi et al: An Antenna Despun Spacecraft with GaAs Solar Cells, Proc, 35th IAF, General, Switzerland.
- (2) T. Kawashima, N. Takata, T. Mukai: Graphite Epoxy Structure and GaAs Solar Array for CS-3 Domestic Communication Satellite, 11th AIAA Communication Satellite Systems Conference. AIAA-86-0715

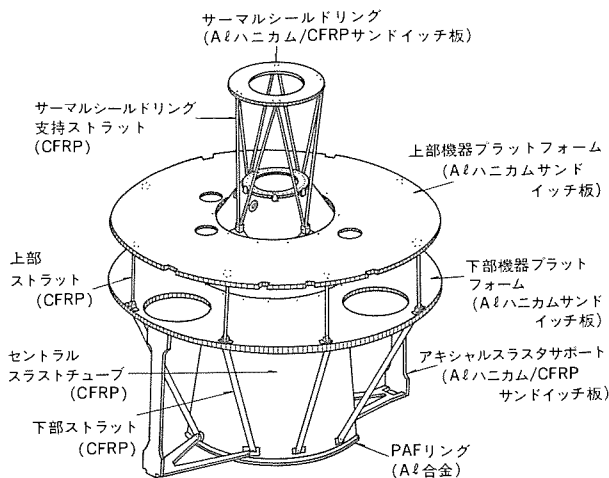


図 8. 構体の外観図

リモートセンシングと画像処理

小野 誠*
田中宏和*
松井保憲**

1. ま え が き

リモートセンシングデータは、石油・金属などの地下資源探査、天気予報、国土利用調査、環境監視、農作物の収獲量予測、漁場予測、地図作成など多岐にわたって利用されている。ここでは、電波センサによる衛星からのリモートセンシングを中心に、衛星搭載用電波センサの開発動向や当社における開発例について述べる。また、リモートセンシングにおける画像処理技術の開発動向や、当社における画像処理システムの開発例についても併せて述べる。

2. 衛星搭載用電波センサの開発動向^{注1}

電波センサは受動型電波センサと能動型電波センサとに大別することができる。

受動型電波センサの代表的なものにマイクロ波放射計がある。マイクロ波放射計は、1946年ディッケによってその原理が明らかにされるや否や、多くの観測実験が開始された。衛星に搭載されたマイクロ波放射計としては、1962年に米国が打ち上げた金星探査衛星マリナー2号に搭載されたものが初めてである。一方、マイクロ波放射計を用いて地球の観測を最初に行った衛星は、1968年にソ連が打ち上げたコスモス243号である。1972年以降、米国ではコンパス衛星シリーズ

にマイクロ波放射計を搭載して地球の観測を行っている⁽¹⁾。

我が国では、1987年に打ち上げる海洋観測衛星1号(MOS-1)に搭載する2周波マイクロ波放射計が初めてである⁽²⁾。また、現在我が国では、1990年代に打上げ予定の極軌道プラットフォームに搭載する高性能マイクロ波放射計の開発が計画されており、多周波化・電子走査化・低雑音化などが技術的課題となっている。

能動型電波センサは、一般にマイクロ波レーダとして知られているものであり、半世紀前に米国及び英国で研究が開始された。その後、

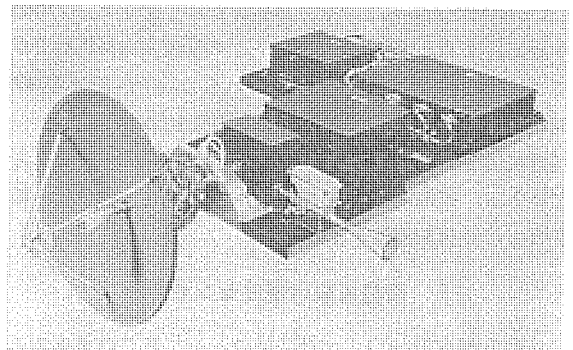


図1. MOS-1搭載マイクロ波放射計(宇宙開発事業団納め)

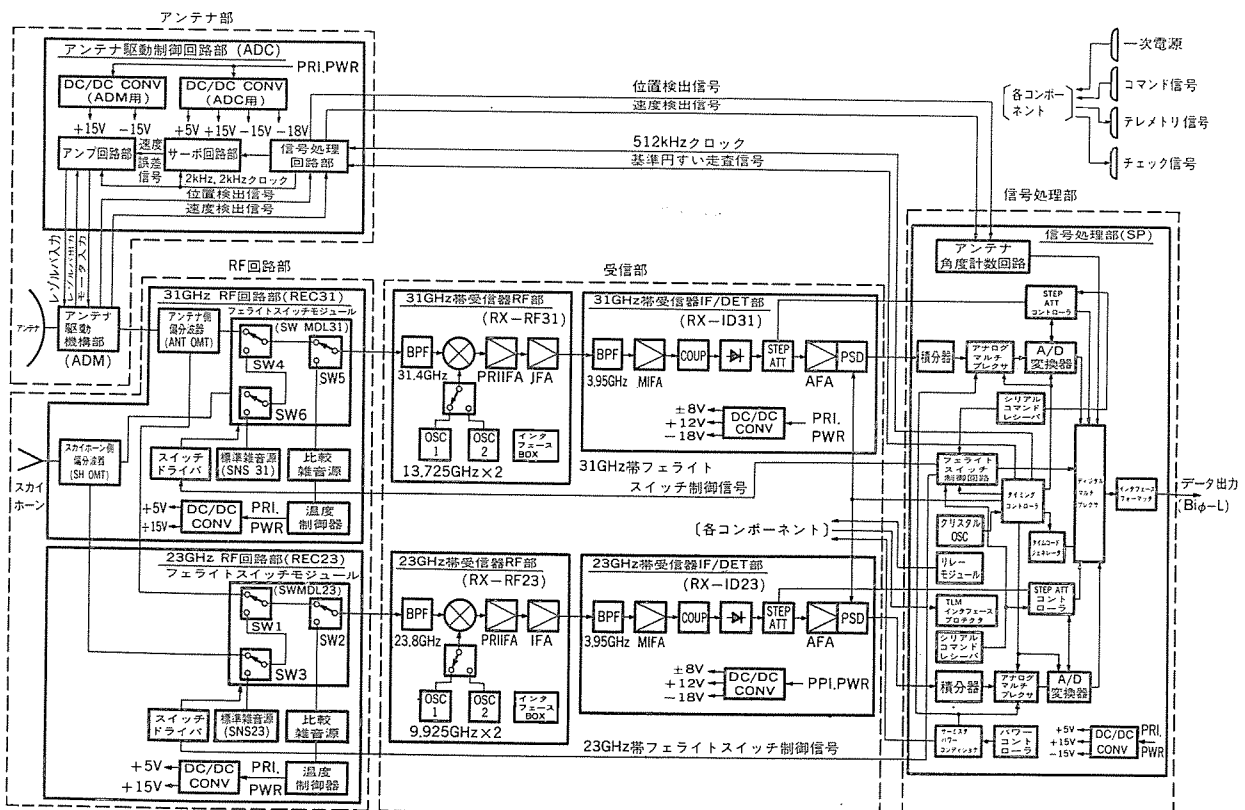


図2. MOS-1搭載MSRの系統図

第2次世界大戦を契機として加速度的に研究が促進され、今日までに様々なタイプのマイクロ波レーダが開発されている。

マイクロ波レーダ技術の進歩とともにリモートセンシングへの応用の道が開かれ、1970年代に入ると衛星搭載用能動型電波センサが登場するようになった。衛星搭載用能動型電波センサは、その利用目的に応じてマイクロ波散乱計・マイクロ波高度計・合成開口レーダなどに分類される。マイクロ波散乱計及びマイクロ波高度計を最初に搭載した衛星は、1973年に米国が打ち上げたスカイラブである。マイクロ波散乱計は海洋風の観測に、マイクロ波高度計は地球表面のジオイドの観測に使用された⁽¹⁾。合成開口レーダを搭載した最初の衛星は1978年に米国が打ち上げたシーサットであり、25mの分解能で地球表面の映像を取得した⁽³⁾。

我が国では1979年から衛星搭載用マイクロ波散乱計の研究開発が推進されてきた。当社はこの開発計画に参画し、直交ビームのほか他方位ビームをもつKuバンドのマイクロ波散乱計の試作機を開発した。現在、我が国では、地球資源衛星1号(ERS-1)搭載用合成開口レーダの開発が行われており、当社はシステム及びアンテナの開発を担っている。また、ERS-1には4バンドの短波長赤外放射計が搭載されるが、当社はこの放射計に使用されるショットキーバリア型4096素子短波長赤外CCD(電荷結合素子)の開発を行っている。

衛星搭載用能動型電波センサは、各国特有の開発が今後とも計画されているが、高精度化・高分解能化・多周波化・軽量化・低消費電力化などが技術的課題となっている。

3. 衛星搭載用電波センサの例^{注1}

衛星搭載用電波センサとしては上述のように多くの例があるが、ここでは、我が国の衛星搭載用電波センサであるMOS-1搭載マイクロ波放射計とERS-1搭載合成開口レーダとについて述べる。

3.1 MOS-1 搭載マイクロ波放射計

MOS-1には、当社が開発したマイクロ波放射計(Microwave Scanning Radiometer: MSR)が搭載されている。マイクロ波放射計は、観測対象物からプランクの熱放射則に従って放射される雑音電波をとらえ、その受信電力から観測対象物の物理的性質を解明する目的で使用される。MOS-1搭載のMSRは、海洋上における大気中の水蒸気量、水量、海水及び雪の分布状況などの観測を主要ミッションとしている。

図1.はMOS-1搭載用に開発したMSRの外観を示したものである。各コンポーネントは、アルミニウム構造のベースプレートに両面に取り付けられており、MOS-1本体にはベースプレートを介して固定されている。RF損失を小さくするために、アンテナはオフセットカセグレン方式を採用しており、RF回路部は導電性をもつ低損失断熱導波管の新規開発など、回路設計及び実装設計に種々の工夫をこらしている。また、観測面の走査方式は一定の入射角を得るため、及び衛星姿勢への影響を小さくするためにコンカスキャン方式を採用している。図2.はMSRの系統図を示したものである。マイクロ波放射計にはトータルパワー放射計、ディック比較型放射計など、幾つかの方式があるが⁽¹⁾、このMSRは受信部の利得変動の影響を受けにくいディック比較型放射計である。

図3.はMSRの観測概念を示したものである。MSRはアンテナが地球表面を、校正用雑音源であるスカイホーンが宇宙空間をそれぞれ

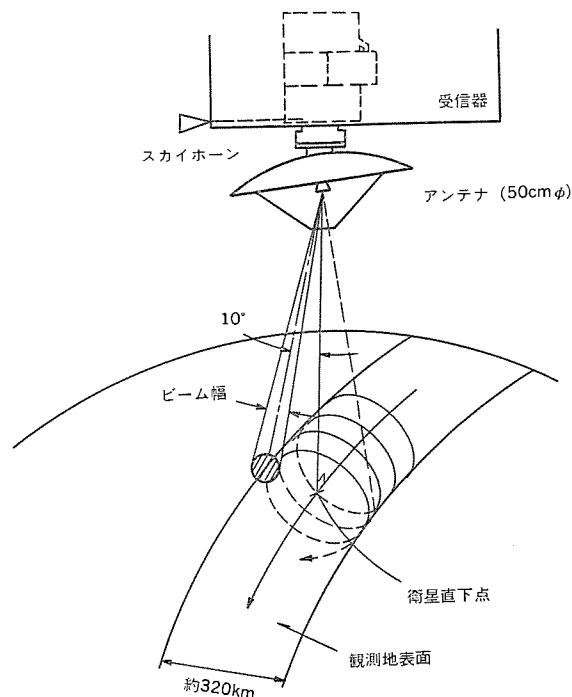


図3. MOS-1 搭載 MSR の観測概念図

向くように MOS-1 本体に取り付けられている。アンテナビームは衛星直下方向から10°オフセットしており、地球表面上を図3.に示すように走査して観測を行う。観測は衛星進行方向に対して各走査周期ごとに後半で行い、前半で校正データの取得を行うようになっている。なお、このMSRの主要性能は以下に示すとおりである。

- | | |
|--------------|--------------------------------|
| (1) 観測周波数帯 | 23 GHz 帯 : 23.8 ± 0.2 GHz |
| | 31 GHz 帯 : 31.4 ± 0.25 GHz |
| (2) 温度分解能 | 23 GHz 帯及び31 GHz 帯ともに1 K 以下 |
| (3) 距離分解能 | 23 GHz 帯 : 31 km |
| | 31 GHz 帯 : 21 km |
| (4) 観測輝度温度範囲 | 30~330 K |

3.2 ERS-1 搭載合成開口レーダ

現在、当社では、1990年度打上げ予定のERS-1に搭載する合成開口レーダ(Synthetic Aperture Radar: SAR)の開発を進めている。SARはマイクロ波のコヒーレンシ及び衛星の運動を利用して、天候・昼夜とは無関係に高い距離分解能で、地球表面の映像を得ることが出来る能動型のリモートセンサであり、ERS-1搭載のSARは資源探査を主要ミッションとしている。

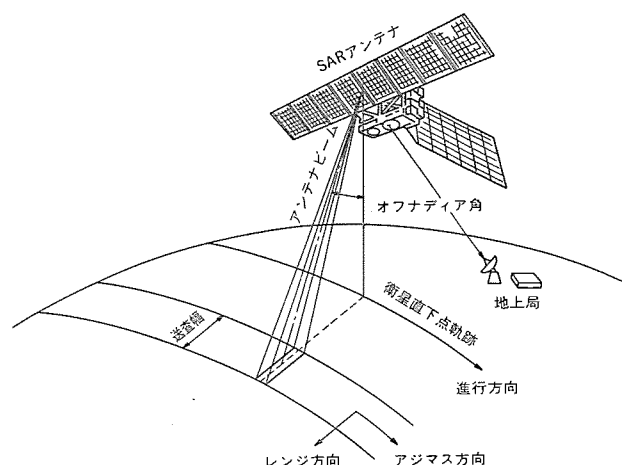


図4. ERS-1 搭載 SAR の観測概念図

注1 2章及び3章の内容は、通商産業省工業技術院の大型プロジェクト“資源探査用観測システム研究開発”の一環として行われたものである。

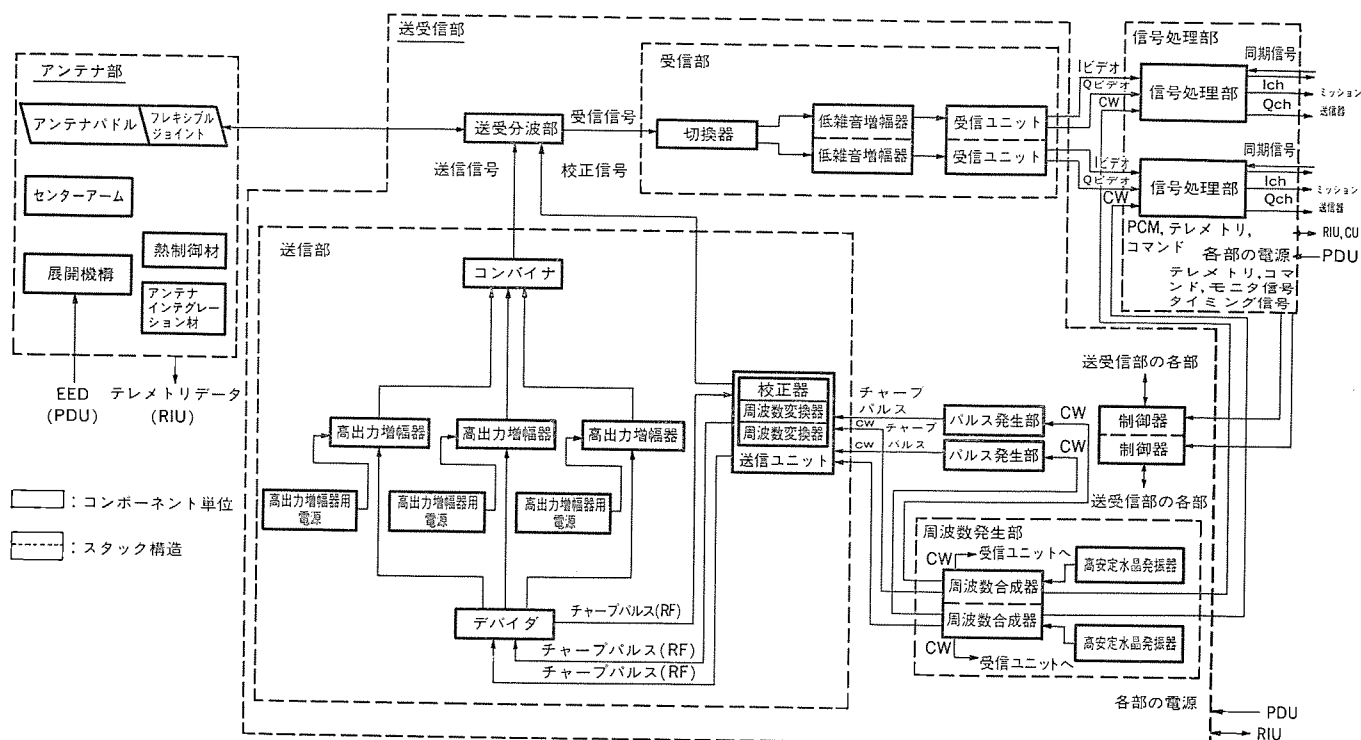


図 5. ERS-1 搭載 SAR のシステムブロック図

図 4. は SAR の観測概念を示したものであり、衛星の進行方向をアジマス方向、それと直交する方向をレンジ方向と呼んでいる。レンジ方向の分解能は送信パルスのパルス幅で決まるが、実際の SAR システムではレンジ方向の分解能をあげるため、及び実用的な送信ピーク電力を得るためにパルス圧縮手法を用いている。この手法は、送信パルス内の送信周波数が時間とともに線形に変化するチャープパルス電波をアンテナから放射し、地球表面からの反射信号に対して、送信時とは逆の遅延特性をもつマッチドフィルタを通すことによってせん鋭なパルス幅を得、分解能をあげる手法である。アジマス方向も同様の考え方で分解能を向上させている。地球表面からの反射信号は、衛星の進行につれてドップラシフトを受けることになる。そのため、アジマス方向のドップラ周波数の変化とは逆特性をもつマッチドフィルタを通せば、レンジ方向の場合と同様にアジマス方向での圧縮を行うことができる。この場合、アジマス方向の分解能は、理論上、アンテナの開口径の半分まで高めることができる。

図 5. は現在開発中の SAR のシステムブロック図を示したものであ

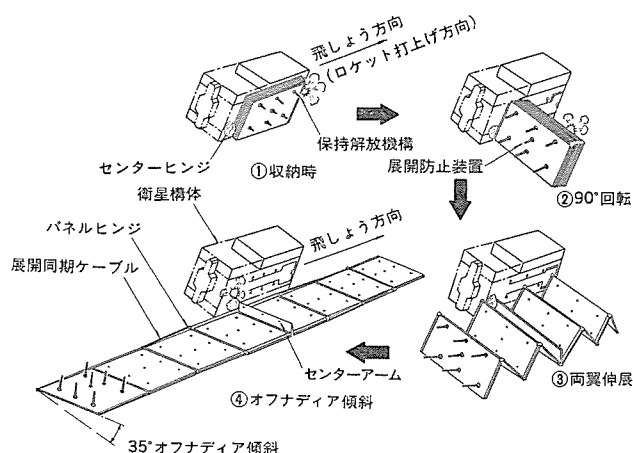


図 6. SAR 用アンテナの展開シーケンス

る。アンテナは、衛星打上げ時、衛星の側壁に折り畳まれており、軌道投入後に展開する展開型マイクロストリップアレーアンテナである。このアンテナは、2.2m×1.5mのアンテナパネル8枚から構成され、展開後は2.2m×12mの大きさとなる。図6.にアンテナの展開シーケンスを示す。アンテナは1パネル当たり128個、アンテナ全体で1,024個の放射素子をもっている。給電系はパネル内に組み込んでアンテナの薄形化を図っており、パネル間の給電にはフレキシブルジョイントと呼ばれる可とう同軸管を用いている。一方、送信部には3台の固体化高出力増幅器が組み込まれる。これらは冗長系を構成しており、観測時には指定の2台の増幅器からの出力がコンバイナによって合成され、1.1kW以上の送信ピーク電力が得られるようになっている。表1.にERS

表 1. ERS-1 搭載 SAR の観測基本性能

項 目	観測基本性能	備 考
観測周波数		
中心周波数	1,275 MHz	
帯域幅	15 MHz	
偏波	H-H	水平偏波送受信
オフナディア角	35度	
地表面分解能		
レンジ方向	18 m	走査幅中心の値
アジマス方向	18 m	マルチルック数 3
走査幅	75 km	
雑音等価後方散乱係数	-20.5 dB 以下	
S/A	14 dB 以上	
量子化ビット数	3	
出力データレート	60 Mbps	30 Mbps×2 ch

- 注 (1) 雑音等価後方散乱係数、S/A の値には、アンテナ展開の再現性、衛星のアライメント、姿勢誤差、軌道高度変動による影響は含まれていない。
 (2) 雑音等価後方散乱係数：観測域からの散乱・反射波の受信電力が受信器の雑音電力と等しくなる観測域の後方散乱係数
 (3) S/A (Signal to Ambiguity Ratio)：観測域からの散乱・反射波の受信電力 (信号電力) と非観測域から観測域へもれこむ電力比

-1 搭載 SAR の観測基本性能を示す。

4. 画像処理技術の開発動向

コンピュータを利用したデジタル画像処理技術の研究開発は、1960年代から行われている。半導体技術が急速に進歩するにつれ、コンピュータの性能は大幅に向上してきたが、デジタル画像処理技術もコンピュータの処理能力向上とともに発達してきた。デジタル画像処理技術が地球観測用衛星搭載リモートセンサのデータ処理に応用され、世界各国でそのデータ利用が進められた最初の衛星は、1972年に米国が打ち上げたアーツ1号（後にランドサット1号と改名）である⁽⁴⁾。この衛星には4バンドのマルチスペクトルスキャナが搭載され、この光学センサによって取得された画像データのひずみ補正処理は地上のコンピュータによって行われた。現在、ランドサット衛星は5号まで打ち上げられており、最近ではセマティックマップと呼ばれる、より高分解能の光学センサが搭載されている。

我が国では、1979年からランドサット2号及び3号の直接受信が開始されたが、当社はこの受信設備の開発を行った。最近、我が国ではMOS-1から送られてくる画像データなどを地上で処理するための地球観測情報処理設備の開発が行われた。この処理設備には当社のコンピュータが使用されている。

ERS-1搭載のSARや光学センサに見られるように、今後、衛星から送られてくる画像データはますます増加の一途をたどる。こうした大量の画像データを資源探査などの目的で利用するためには、画像処理を高速かつ効率的に実行することが必要である。しかし、従来の逐次型処理方式に基づいた処理装置では、実用的に満足し得る時間内で処理することは困難な状況にある。例えば、シーサットに搭載されたSARの画像再生処理の場合、75km四方の画像を25m分解能で得るには 10^{11} FLOPSもの演算量となる⁽⁵⁾。そのため、汎用大型コンピュータでも数十時間の計算時間が必要となるほどである。現在、我が国をはじめ、各国で衛星画像処理に適した処理方式の研究が行われており、高速で使いやすい専用処理装置の開発が進められている。当社もこの開発に参加しており、CAP（セルラレープロセッサ）と呼ばれる大規模並列処理プロセッサの開発を行っている⁽⁶⁾。図7は現在、当社が独自に開発を進めているパイプライン方式によるSAR専用処理装置の外観を示したものである⁽⁷⁾。

衛星画像処理の分野以外にも、画像処理技術が用いられている分

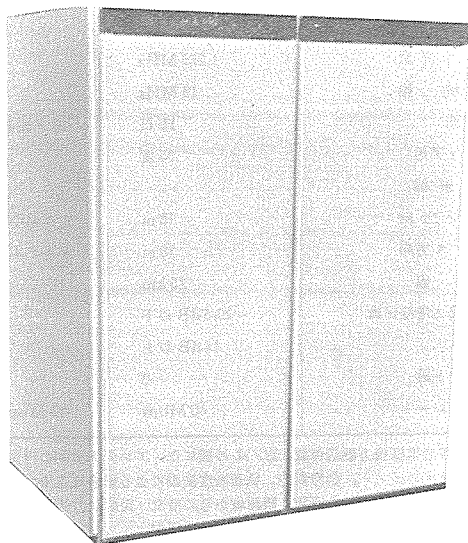


図7. 当社開発のSAR専用処理装置

野は多い。例えば、医療分野ではX線を利用して人体の断層撮影を行うCT（コンピュータトモグラフィ）スキャナが実用化され、映像診断が行われるようになってきた。特に最近では人体への影響がX線に比べて格段に少ない核磁気共鳴を利用したCTスキャナの実用化が進められている。

5. 画像処理技術の応用例

画像処理技術の応用例として、ここでは当社が開発したMOS-1用地球観測情報処理設備及び三菱画像処理システム《MELISSA》について述べる。

5.1 MOS-1用地球観測情報処理設備

MOS-1用地球観測情報処理設備は、MOS-1に搭載された可視近赤外放射計（MESSR）、可視熱赤外放射計（VTIR）、マイクロ波放射計（MSR）及びデータ収集システム（DCS）の各センサデータを地上で処理するための設備であり、当社が開発したものである。この地球観測情報処理設備は、MESSR、VTIR、MSR及びDCSの各センサデータが並行に処理できるよう、システムの中核部にはデュアルCPUをもつ《MELCOM 800Ⅲ/MP》を用いている。また、オペレータの操作を容易にするためにインタラクティブなソフトウェアを開発しており、広範囲な処理メニューの中からのメニュー選択や、各センサの処理組合せの指定などが簡易に行える。更に、MESSR、VTIR及びMSRの生画像並びにひずみ補正処理後の処理済み画像は、R、G、B各8ビットのイメージレーン及び $1,024 \times 1,024$ の画素表示能力をもつインテリジェントタイプノンインタレスカラーディスプレイ装置を用いて表示することができる。図8はMOS-1用地球観測情報処理設備の外観を示したものである。



図8. MOS-1用地球観測情報処理設備（宇宙開発事業団地球観測センター 納め）

5.2 三菱画像処理システム《MELISSA》

三菱画像処理システム《MELISSA》は、スーパーミニコン《MELCO M70 MXシリーズ》をホスト計算機とし、インテリジェントタイプカラーディスプレイ装置を高速DMAで接続した多目的画像処理システムである。《MELISSA》はMXシリーズのオペレーティングシステムであるOS60/UMXの下で動作し、会話型で各種画像処理が行えるようになっている。この《MELISSA》の特長は以下に示すとおりである。

- (1) 幅広いユーザーに対応可能なよう、操作性に優れた画像処理システムを提供している。
- (2) 濃淡及びカラー画像に対する各種画像処理及び2値画像に対する各種画像処理が可能である。

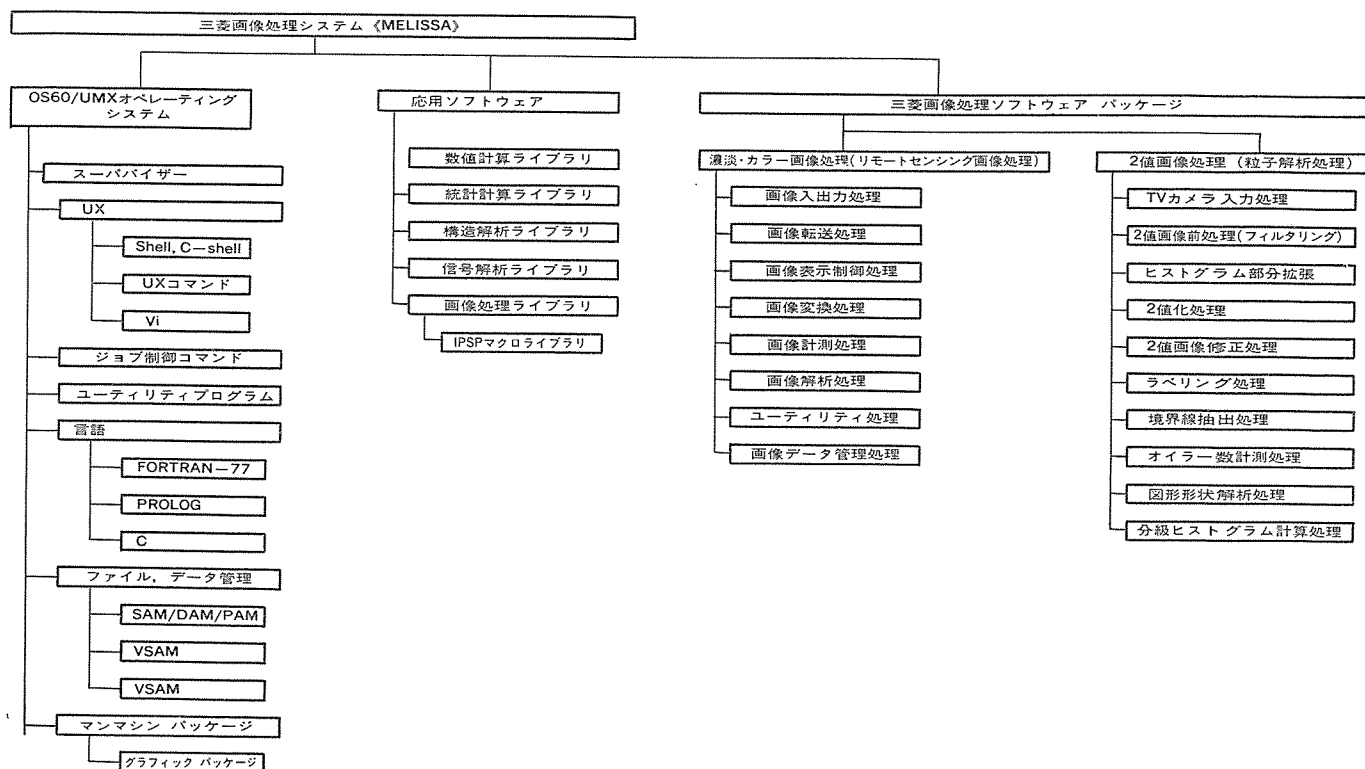


図 9. 三菱画像処理 システム の ソフトウェア 構成



図 10. 三菱画像処理 システム の例 (岩手大学納め)

- (3) リアルタイム性の要求される画像処理システムにも対応可能である。
- (4) 各種画像入力装置を接続できるインタフェース機能を提供している。
- (5) 数値計算や統計計算など、科学技術計算ライブラリが充実している。

図 9. に《MELISSA》のソフトウェア構成を示す。図 10. はランドサット衛星のマルチスペクトルスキャナやセマティックマップなどの画像処理に使用されている《MELISSA》のシステム例を示したものである。

6. む す び

電波による衛星からのリモートセンシングを中心に、衛星搭載用電波

センサの開発動向や開発例を述べた。また、リモートセンシングにおける画像処理技術の開発動向や画像処理技術の応用例も併せて述べた。我が国の衛星搭載用リモートセンサや画像処理装置のハードウェア開発技術力は、急速に世界のトップレベルに近づきつつある。ハードウェアの有効活用の点からも、今後、利用技術の一層の進展を図る必要がある。

参 考 文 献

- (1) R. G. Reeves: Manual of Remote Sensing, 1, American Society of Photogrammetry.
- (2) 石澤, 今谷: 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 (昭 58)
- (3) R. L. Jordan: The Seasat-A Synthetic Aperture Radar System, IEEE Journal of Oceanic Engineering, OE-5, No. 2 (1980-4)
- (4) 中島: 宇宙から地球を探る, 同文書院
- (5) 小野ほか: 合成開口レーダの画像再生信号処理, 三菱電機技報, 56, No. 8 (昭 57)
- (6) T. Kan et al: Parallel Processing on the CAP, Cellular Array Processor, Proc. IEEE Compcon '84 Fall Conference on the Small Computer (R) Evolution.
- (7) M. Ono et al: High Speed Image Processing System for SAR, Proc. IEEE IGARSS '85.

オーストラリア主要都市間衛星通信システム

鈴木善之* 大場達博*
今井健雄* 田村節夫*
柴田秀樹*

1. ま え が き

オーストラリアは、1985年に2基の通信衛星(AUSSAT)を打ち上げ、パプアニューギニアを含む国内通信用に独自の衛星通信システムを構築している。この衛星通信システムの基幹をなすシステムとして、当社は1982年11月に、オーストラリア全土に展開する合計8局から成る主要都市衛星通信地球局(MCES: Major City Earth Station)システムを受注した。同システムは1986年3月に納入を完了し、現在稼働中である。MCESシステムは、主としてTV番組中継、Hi-Fi音楽放送番組中継、デジタル通信、アナログ通信など、オーストラリアの国内通信をまかなう機能を有するもので、全土に点在するMCESの無人運転化を行うために本格的な計算機制御を用いた遠隔監視制御システム(SMSS)を導入している。このシステムで納入した地球局の代表例として、シドニーMCESを図1.に、パースMCESを図2.に示す。

本稿ではAUSSATシステム及びMCESの概要を述べ、MCES設備の構成及びそのシステムを特長づけている降雨減衰自動補償装置を含むKu帯電力増幅器システム及びSMSSについて述べる。

2. AUSSAT システム

AUSSATシステムは、オーストラリア政府、ABC放送、テレコムなどが主体となって、1982年11月に設立したAUSSAT Pty. Ltd. によ

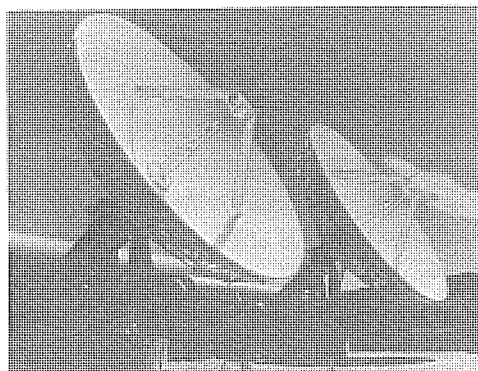


図 1. シドニー MCES



図 2. パース MCES

って運用されており、その衛星もAUSSATと命名されている。

このシステムの目的は、人口の大半が海岸地帯に集中したオーストラリアの内陸に広がる広大な砂漠地帯、及び北部亜熱帯地域に散在する過疎地域の住民に、テレビ放送やHi-Fiラジオ放送のサービスを提供するほか、これらの地域が依然として十分な通信手段を提供されていない状態を飛躍的に改善することである。

このためAUSSATシステムは、他国における衛星通信システムを参考にしながら、

- (1) TV及びHi-Fi放送の都市間番組中継
- (2) 小型受信専用局への直接衛星放送
- (3) データ・音声(電話)通信ネットワーク
- (4) 航空管制
- (5) 衛星放送学校・医療サービス通信

など多目的衛星通信システムを構築している。

AUSSAT衛星は、これらの目的達成のため、図3.に示すように、四つに分割した地域ごとに高い電力で照射するスポットビームと、全土をカバーするビームとを組み合わせた方式をとっている。図4.にAUSSAT衛星を利用したネットワークイメージを示す。2機のAUSSAT衛星は、それぞれ東経160°、156°の静止衛星軌道に位置し、上り回線14GHz帯、下り回線12GHz帯を用いている。また直線直交二偏波方式で選別し、12W出力及び30W出力のトランスポンダを合わせて15台搭載している。表1.に衛星(通信系)の主要諸元を、また、図5.にトランスポンダの周波数配列を示す。

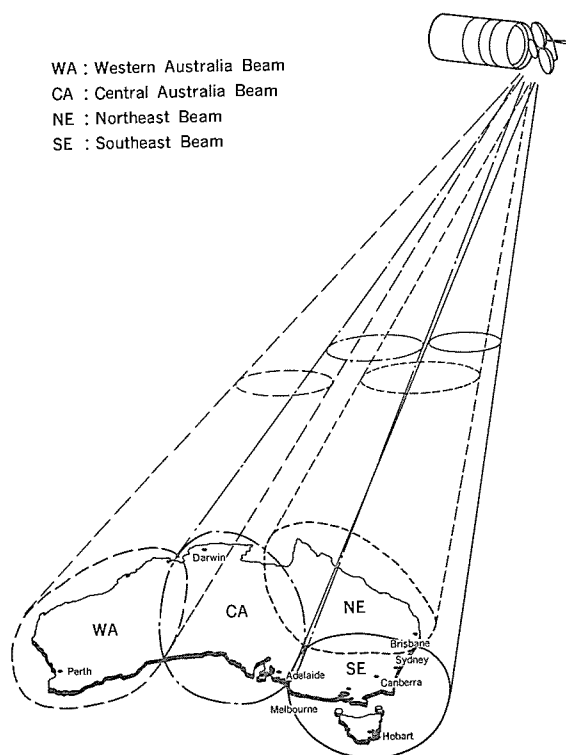
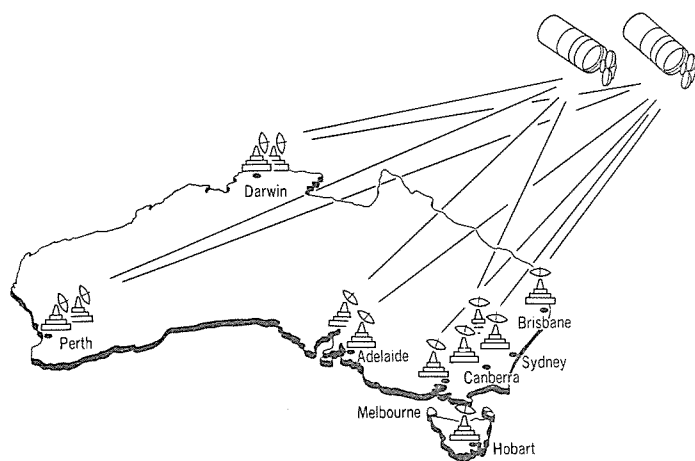
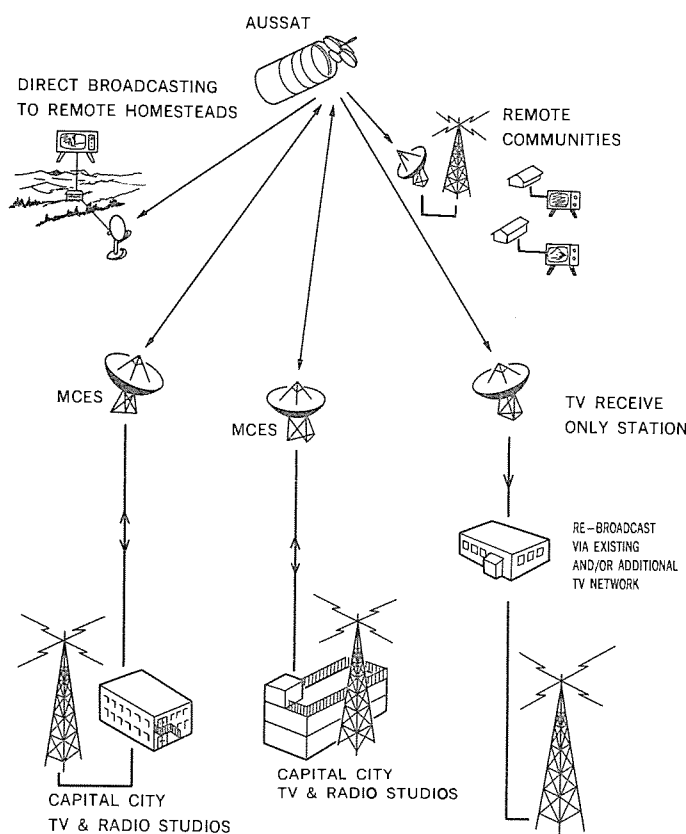


図 3. 衛星スポットビーム配置



(a) MCES ネットワーク



(b) TV 放送 ネットワーク

図 4. AUSSAT 衛星を利用した ネットワークイメージ

表 1. AUSSAT 衛星の主要性能諸元

姿勢安定	: スピン安定方式
軌道(静止位置)	: 東経 160° (AUSSAT-1) 155° (AUSSAT-2) (164° (AUSSAT-3))
トランスポンダ	: 45 MHz 帯域 (図 3. 参照) 12 W 出力 11 台 30 W 出力 4 台
通信系	
使用周波数	: 上り回線 14.0~14.5 GHz 下り回線 12.25~12.75 GHz
変換周波数	: 1,748 MHz
EIRP	: ナショナルビーム 34 dBW 以上 (12 W トランスポンダ) 38 dBW 以上 (30 W トランスポンダ) スポットビーム 40 dBW 以上 (12 W トランスポンダ) 44 dBW 以上 (30 W トランスポンダ)
G/T	: -5 dBW/K 以上
飽和電束密度	: -80 dBW/m ² , -85 dBW/m ² , -90 dBW/m ² (利得設定 3 段階)

3. MCES (Major City Earth Station)

3.1 MCES の機能

MCES は, AUSSAT システムにおいて主要都市間を結ぶ基幹回線をまかなう地球局であり, オーストラリア 全土に散らばる 8 大都市に設定されている。その設備の果たす主要機能は以下のとおりである。

- (1) 8 都市間での TV 及び Hi-Fi 放送番組を交換する ネットワーク 機能
- (2) 家庭用・地域用小型受信専用局への TV 番組の直接衛星放送
- (3) デジタル SCPC (Single Channel Per Carrier) 方式による 56 Kbps 中速 データ・電話通信
- (4) アナログ SCPC 方式による 9,600 bps 低速 データ・電話通信
- (5) 衛星管制及び通信 システム 監視
- (6) シドニー 局からの全 MCES 局の遠隔監視制御
- (7) 全 MCES 局間の打合せ回線

TV・Hi-Fi 放送番組の交換 ネットワーク は, トランスポンダを 2 台使用し, 全 8 都市の ABC 放送局 (オーストラリア放送会社) 間で中継を行って随時番組を交換し, 各地域の放送網を通じて一般家庭に全国の番組を流す目的で使われている。

TV 番組の直接衛星放送は, 4 台の大出力 (30 W) トランスポンダを使用し, 各トランスポンダのスポットビームのカバー範囲内に設置される受信専用局を対象に直接放送を行う。これには, B-MAC 方式 (Multiplexed Analogue Component-B 方式) の TV 方式を採用し, TV 番組放送以外に最大 6 チャンネルまでのデータを多重化して伝送することができる。中速データ・音声, 低速データ・電話通信は, 回線単位でのリースを目的とし, 今後, 企業向け自営通信などに用いることをねらったものである。

AUSSAT 衛星の追跡管制はすべて AUSSAT 社が行っており, この目的のため, シドニー 及び パース に MCES 設備と併せて追跡管制監視設備を設置している。シドニー 及び パース の MCES は, MCES としての機能のほかに衛星の姿勢保持のためのグラウンドビーコンを常時送信するなどの追跡管制監視設備のバックアップ機能をもっている。このため, これらの MCES にはアンテナをそれぞれ 2 基設置して 2 機の衛星にアクセスしている。シドニー 及び パース を除く 6 局は無人運転を行うため, 各 MCES 設備の運用状態・障害情報を, シドニー 局に設置された遠隔監視制御センターに衛星を経由して転送し, このセンターで集中監視制御を行っている。

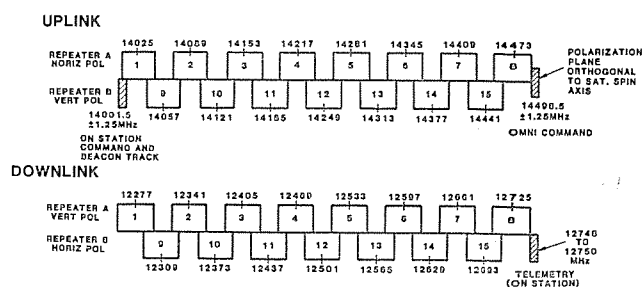


図 5. AUSSAT トランスポンダ周波数配列

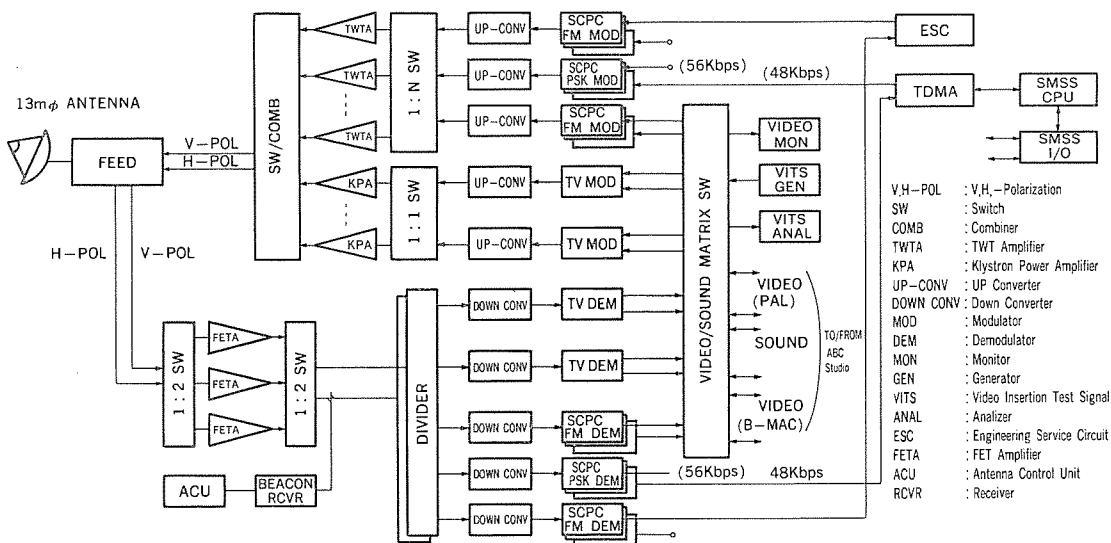


図 6. MCES 総合系統図

各 MCES 間の打合せ用電話回線は、SCPC-FM 2 チャンネルを用い、ダイヤル信号にて交換接続を行っている。Ku 帯を用いる場合、オーストラリアの特に北部亜熱帯・熱帯地域では降雨による伝搬損失が問題となるため、これらの地域の MCES ではアンテナ口径を大きくすることで通信回線の品質劣化を防ぎ、更に、降雨減衰量に応じて送信電力を制御し、自動補償するシステムも併用している。

3.2 MCES 概要

図 6 に MCES 構成の代表例を示す。各 MCES は、降雨条件に合わせて選択された直径 13 m 又は 18 m のアンテナ、2 kW クライストロン電力増幅器及び 600 W 進行波管 (TWT) 電力増幅器で構成される電力増幅器システム、低雑音増幅器、TV 変復調装置、アナログ SCPC 変復調装置、ディジタル SCPC 変復調装置、打合せ回線用交換機、放送プログラム監視装置並びに局監視制御装置から構成されている。以下、各機器の構成及び主要性能について述べる。

(1) アンテナ装置

アンテナは限定駆動のカセグレン型で、主反射鏡の直径は、高降雨域の 2 都市 (ダーウィン及びブリスベン) では 18 m、その他の局では 13 m としている。これらのアンテナは直線直交二偏波用給電部を装備し、直交二偏波運用を行っている。アンテナの自動追尾には、13 mφ のアンテナについてはステップ追尾方式、18 mφ のアンテナについてはモノパルス追尾方式をそれぞれ採用し、更に、メモリ追尾方式をバックアップとして採用して、信頼性の向上を図っている。

(2) 低雑音増幅器

低雑音増幅器は非冷却 FET 増幅器である。直交二偏波受信のために共通予備構成とし、雑音温度 250 K 以下、利得 57 dB 以上としている。

(3) 電力増幅器システム

電力増幅器システムは、TV 5 波及び 2 グループの SCPC 波を別個のトランスポンダに送信するため、2 kW クライストロン電力増幅器及び 600 W TWT 電力増幅器をそれぞれ共通予備方式で構成し、出力送信電力の合成にはフィルタコンパナを使用している。また、局ごとに電力増幅器システムの予備構成、切換制御方式が異なるため、システムの切換・状態監視制御にはマイコン制御による CRT ディスプレイを採用して、柔軟性をもたせている。これはまた、将来の増設改造に対して柔軟性をもたせていることにもなっている。Ku 帯での降雨減衰

を補償するための送信電力制御は、衛星ビーコン波の受信レベル変化すなわち、受信周波数帯での減衰量を検出し、周波数換算の演算を行って送信電力を自動補償する方式を採用している。

(4) TV 変復調装置

都市間の TV 番組交換システムには PAL 方式、また、直接衛星放送には B-MAC 方式と、目的に応じて TV 方式を使い分けている。これらのシステムに用いる変復調装置は、いずれも EBU 規格 (ヨーロッパ放送規格) 同等の非常に厳しい規格のものであり、更に、降雨マージンを稼ぐためにスレシールドエクステンション復調器を用いている。B-MAC は、従来の PAL 方式で TV を伝送する際に色信号が回線雑音によって劣化するのを最小限に防ぐため、色信号、輝度信号を時間分離し、音声信号も併せて時分割多重化して伝送する方式である。

(5) SCPC 装置

SCPC 装置は、Hi-Fi 放送番組中継交換用及び電話用の FM 方式並びに 56 Kbps データ通信用の PCM-PSK 方式の 2 種類を用いている。Hi-Fi 放送番組交換用には 450 kHz の広帯域を使用し、高い S/N 比を実現している。また、帯域幅 45 MHz の衛星トランスポンダ全帯域をカバーするため、中間周波数は 140 MHz として広帯域化を図っている。

(6) 放送プログラム監視装置

ABC 放送を始めとする放送局の TV 番組及び Hi-Fi 音楽番組の中継時に中継番組の衛星回線両端での品質監視を行うため、自動監視制御装置を MCES に設置している。特に無人運用化のために、TV 挿入信号 (VITS) によって 17 項目のパラメータを自動測定し、SMSS ネットワークを通じてシドニー局に転送して集中監視を行っている。

3.3 SMSS (Station Management Subsystem)

3.3.1 ネットワーク構成

広大なオーストラリア大陸に散在する 8 都市の各 MCES を、それぞれの局内で、かつ、中央局 (シドニー局) で集中的に監視制御するために SMSS を導入している。このシステムでは、各局の SMSS が他の局の SMSS の影響を受けぬようにそれぞれに計算機を持ち、かつ、シドニー局を中心としたスターネットワークを構築している。図 7 にこのネットワークを示す。RMCC (Remote Monitoring and Control Centre) はシドニー局に在って、これがネットワークの中心機能を果た

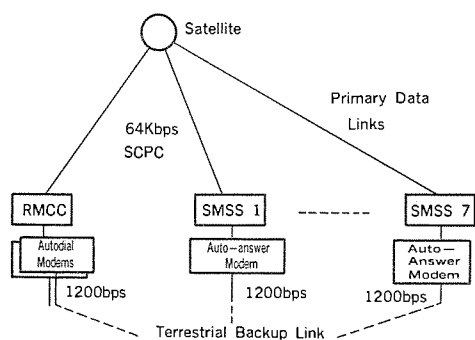


図 7. SMSS ネットワーク

す。SMSS 1～7 は パース、アデレードなど他の 7 局の SMSS である。RMCC-SMSS 間の監視、制御に関するデータは、衛星回線 (64 Kbps SCPC 固定割当 TDMA) でリンクされている。衛星回線障害時のバックアップとして、地上電話回線でもデータの送受が可能になっている。これにより、パース以下の各 MCES の機器がシドニー局から集中的に一括して遠隔監視・制御でき、局運用省力化の強力な武器になっている。

3. 3. 2 SMSS

SMSS は、シドニー局以外の 7 局に設置され、局内各装置と平均 2,000 点の監視・制御項目についてのインタフェースを持つ入出力装置、監視、制御データを処理するミニコン、マンマシンインタフェース用制御卓などから構成され、シドニー局の RMCC と衛星回線でリンクされている。SMSS の主な機能は次のとおりである。

- (1) MCES 構成各機器の監視と制御
- (2) 機器運用状況のレポート
- (3) シドニー局の RMCC とのデータ通信

3. 3. 3 RMCC

RMCC は、シドニー中央局に設置され、SMSS (各局) 同様の構成装置のほか、二重化中央処理装置、カラーミミックディスプレイ、シミュレータなどから成っている。主な機能は次のとおりである。

- (1) シドニー自局内 SMSS 機能及び他の 7 局の SMSS の遠隔集中監視・制御

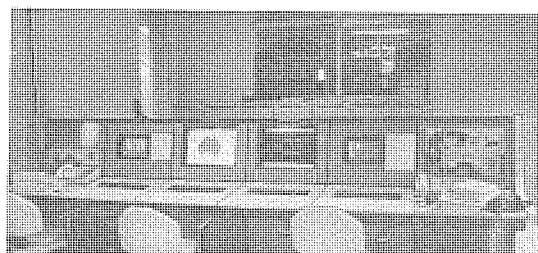


図 8. シドニー RMCC 制御卓

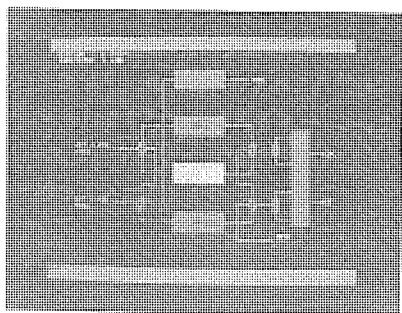


図 9. ミミックディスプレイパターン

- (2) 各局の機器状態のカラーミミック表示 (約 180 画面)

- (3) 衛星回線経由による他局の SMSS へのソフトウェア転送

二重化中央処理装置は、稼働率向上のために冗長構成を採っているが、その予備側の装置を使用して新しいソフトウェアの開発にも供することができるようになっている。

なお、オペレータの誤操作を防ぐため、通信機器に関する制御命令は、実行までに 2 段階のアクションが必要となるように工夫されている。図 8. に制御卓の外観図、図 9. にミミック画面の一例を示す。

3. 3. 4 TDMA

RMCC と各 SMSS 間の監視・制御情報データの送受は、衛星回線の場合、TDMA 方式を用いている。伝送される情報量、拡張性などの観点から、このシステムでは固定タイムスロット TDMA 方式を採用している。TDMA フレーム内の基準バーストにシドニー局から各局 SMSS への制御命令情報を乗せ、その他の TDMA バーストスロットは固定割当で各局の SMSS に割り当てて、シドニー局への監視情報を転送するために用いている。この TDMA 方式によるデータ伝送には、Rate 3/4 畳み込み符号を用いた誤り訂正器を使用して、衛星回線区間で生じる符号誤りに対してデータをガードし、系のビット誤り率、データスループット率の改善を行っている。

3. 4 電力増幅器 (HPA) システム

(1) 構成

MCES で用いられる HPA は、主として下記の装置から構成されている。

- (a) 600 W TWT HPA
- (b) 2 kW クライストロン HPA
- (c) 送信出力合成回路
- (d) システム監視制御装置
- (e) 送信電力制御装置

図 10. にシドニー局 HPA の例を示す。

(2) 600 W TWT HPA

MCES 8 局に合計 54 台の 600 W TWT HPA を設置している。この HPA は、RF 部と電源部の 2 分割構成で、1 架に HPA を 2 台実装している。RF 部は、600 W 出力高能率 TWT、FET 増幅器、出力サーキュレータ、受信帯域カットオフフィルタなどから構成され、セットとして出力 500 W、利得 75 dB を得ている。電源部は、スイッチングレギュレータ及び DC-DC コンバータを使用して小型軽量化を図り、更に、各部のモジュール化を行って保守性の向上をねらった。

(3) 2 kW クライストロン HPA

クライストロン HPA は、1 dB 帯域幅 85 MHz、2 kW 出力のクライストロン管を使用し、TV 送信用に合計 33 台が使用されている。

(4) 送信出力合成回路

出力合成に用いる電力合成器として、45 MHz 帯域幅、低損失、2 kW 耐電力のフィルタコンバイナを開発し、合計約 60 台を使用している。このフィルタコンバイナは、TE₀₁₁ モードを使用した 4 段結合形フィルタを使用し、高電力時の周波数ドリフトを抑える工夫をこらしている。フィルタコンバイナ入出力端にはバイパス用の導波管切換器を設け、他送信波に関係なくフィルタコンバイナの交換を行えるように配慮している。

(5) システム監視制御装置

システム監視制御装置は、HPA システムの系統表示、現用/予備切換の制御・表示などを行う。HPA システムでは共通予備構成を多用しているが、論理回路の標準化により、1 種類の回路で各種の予備方

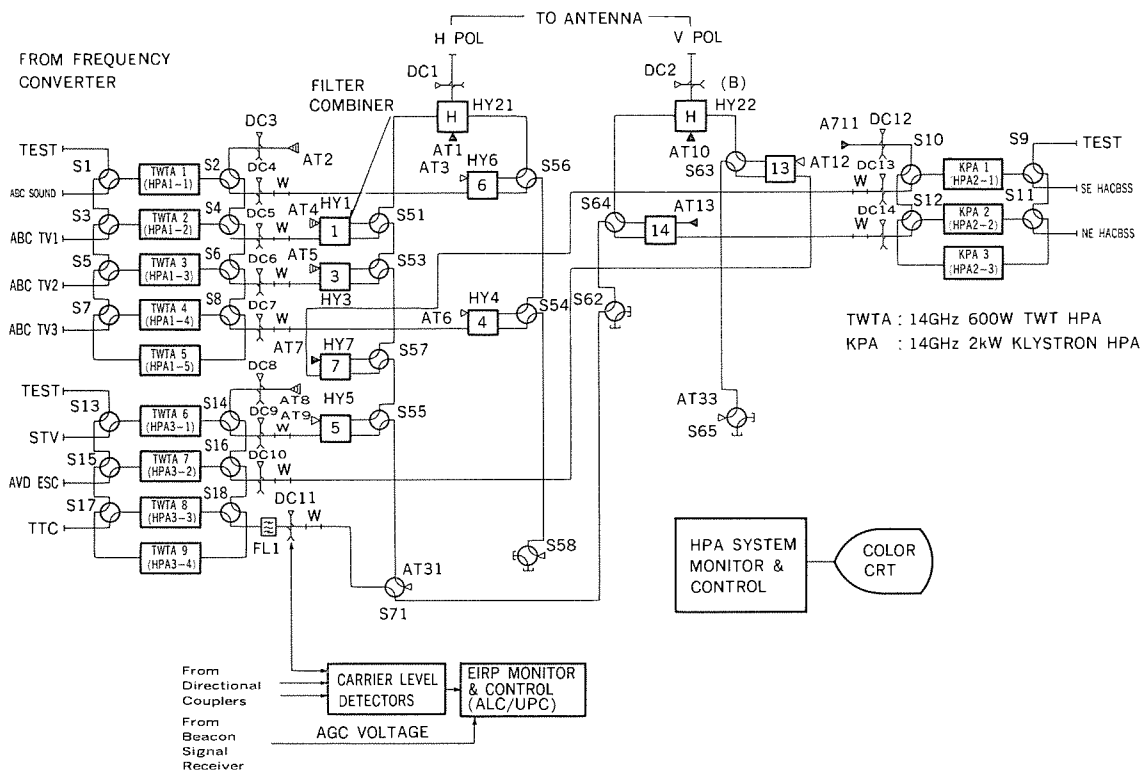


図 10. シドニー局 HPA システムの構成図

式切換が行えるようにしている。系統表示にはマイコンとカラー CRT を使用した装置を開発し、プログラムの交換により、多様な冗長系構成又は将来の拡張、構成変更に対して柔軟に対応できるようにしている。

(6) 送信電力制御装置

送信電力制御装置は、TV 波及び SCPC 波に対して ALC (自動電力制御) をかけるとともに、降雨減衰量の大きな地域での局では降雨補償を行っている。ハードウェアは TV 波/SCPC 波兼用とし、ソフトウェアによって動作モードを切り換えている。ALC のフィードバック演算もソフトウェアで行い、TV 波/SCPC 波用の ALC 回路時定数はそれぞれ個別に設定して使用している。SCPC の EIRP (実効放射電力) 値は、RF 総電力をアクティブチャンネル数で割算して平均値を求め、チャンネル当たりの EIRP として表示している。同一トランスポンダに異なる EIRP の SCPC 波 2 グループを送信する場合には、EIRP の差をチャンネル数に置換して、チャンネル当たりの EIRP を各々算出している。SCPC 波の中には継続する TDMA 波も含まれる。この場合、EIRP 検出誤差を小さくするために、TDMA 波のフレーム周期に合わせて RF 総電力の検出を行い、更にアクティブチャンネル数で割算して平均化することによって安定した EIRP 検出力を得、これを基準に ALC 制御を行っている。

上り回線の降雨減衰量は、晴天時と降雨時の受信ビームレベルの差を検出して下り回線の降雨減衰量を割り出し、これに周波数の補正値を掛けて算出している。スレシールドを超える降雨減衰時には、ALC 基準値にこの上り回線降雨減衰量を加算して送信電力を補償する。通常 3 ~ 4 dB、降雨の激しい地区の局では 8 dB までの補償を行っている。

ALC 付加により、EIRP 安定度は通常 ± 0.1 dB 以下が実現され、

また、降雨減衰補償も簡便な方式ながら実用上十分な精度と速応性を得ている。なお、シドニー局 RMCC から SMSS 衛星回線を介して ALC 基準値の変更が可能であり、シドニー局を除く MCES 局の無人化に寄与している。

4. む す び

本稿で紹介した MCES システムは、AUSSAT システムの基幹をなすネットワークであり、放送、通信両用に対応した多目的システムであること、世界的に導入されつつある Ku 帯を利用した本格的な衛星通信システムであること、更に、降雨減衰補償の実用化、計算機を用いた遠隔監視制御システムの採用など、これからの国内衛星通信システムの技術動向をリードするシステムであると言える。また、当社にとっては、数多くの新規技術開発を行いながら、衛星通信機器の本格的な海外現地生産を行って完成させたことに意義があった。今後、これらの開発技術、経験が、我が国を始めとする民間の衛星通信の発展に十分寄与するものと考えている。

AUSSAT システムは、MCES による大都市間通信ネットワークのほか、MCES を親局とするスター通信網、小型局のみによる小容量通信網、へき地の児童生徒を対象とした衛星通信学校、医療サービスネットワーク、民間の軽飛行機を対象とした航空管制ネットワークなど、多岐多様にわたっており、今後更に企業内通信、大容量データ通信など、需要の増大が見込まれている。また、7 年後に計画される次世代衛星では、ニュージーランドを含む南太平洋全域をサービス範囲としており、AUSSAT システムは更に発展するものと期待される。

最後に、この MCES システムの完成に当たって御協力いただいた AUSSAT 社の関係各位に深く感謝する。

衛星搭載用アンテナ

片木孝至*
赤石 明**
小林右治**

1. ま え が き

宇宙に浮かぶ人工衛星にとってアンテナは不可欠の構成品である。人工衛星の発展段階、用途に応じて、これまで種々の型式のアンテナが開発されてきた。本稿では、衛星搭載用アンテナの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、放送衛星として TV-SAT、観測衛星として SEASAT-A 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、限られた資源である周波数を有効に利用し、通信容量を増大するとともに、数の多い地球局の小型化を実現してシステム全体の費用を軽減するために、多数の鋭いビームをもつマルチビームアンテナが必要となる。また、観測衛星の分野でも、分解能を上げるために鋭いビームをもつアンテナが必要である。

このため、世の中の電子機器が小型化されていく中で、アンテナは大型化していく傾向にある。しかし、打上げロケットによって大きさ、重量が制限されるので、アンテナ展開技術、軽量化技術が重要となる。用途としては各種の民間衛星、宇宙基地などが計画されているので、アンテナの大型軽量化技術、測定技術、設計ソフトウェアの開発といっ

た技術的課題のほかに、コストの低減も重要な課題である。

当社は、我が国において人工衛星が計画された初期から、従来地上マイクロ波回線用アンテナ、衛星通信地球局用アンテナで培った技術を基にして、関係機関に協力して衛星搭載用アンテナの開発を進めてきた。通信衛星搭載用成形ビームアンテナ、INTELSAT-V (I-V) 用グローバルビームアンテナ等は、他に例を見ないユニークなアンテナである。海洋観測衛星 1 号 (MOS-1) 用マイクロ波放射計アンテナ、地球資源衛星 1 号 (ERS-1) 用合成開口レーダアンテナ等も近い将来打上げが予定されている。更に、マルチビームアンテナについては、アレーアンテナ型式の技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) 用衛星間データ中継アンテナ、INTELSAT の研究開発プロジェクトで開発した画期的な特性をもつフロントフィードオフセットカセグレンアンテナ等の BBM も開発しており、今後の発展が期待される。

2. 衛星搭載用アンテナ技術の現状と将来動向

2.1 搭載用アンテナ技術の現状

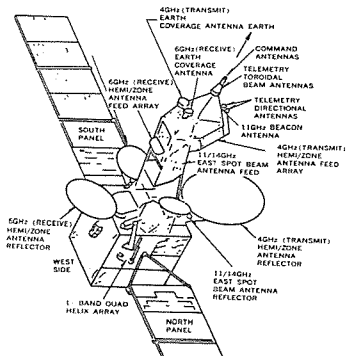
衛星搭載用アンテナは、通信用、放送用及び観測用の三つに大きく分類される。その他テレメトリ・コマンド用アンテナがあるが、アンテナ技術としては特記する事項が少ないので、本稿では省略する。上記分

表 1. INTELSAT-V・VI のアンテナパラメータ

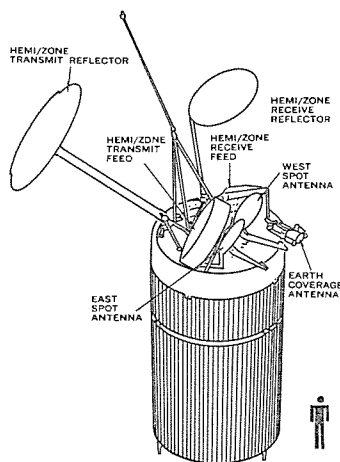
パラメータ	INTELSAT-V	INTELSAT-VI
衛星打上げ年	1980	1987(*1)
アンテナ総重量 (kg)	69	313
アンテナ数	7	11
4GHz HEMI/ZONE アンテナ開口径 及び F/D 比(*2)	2.44 m F/D=1.02	3.2 m F/D=1.3
4GHz フィードサイズ	1.03 m	1.9 m
ホーン数	90...Rx 88...Tx	142...Rx 146...Tx
ホーン材料	CFRP	アルミニウム
B F N	サスペンデッドストリップ ライン 2 Hemi-Networks(固定) 2 Zone-Networks (3 大洋カバレージ再成形)	方形同軸 TEM ライン 2 Hemi-Networks (固定) 12 Zone-Networks (4×3 大洋スイッチ切換)
B F N 損失	1~1.3 dB	0.5~0.9 dB
周波数多重度	4	6

注 *1 予定

*2 焦点距離と開口径との比



(a) INTELSAT-V



(b) INTELSAT-VI

図 1. INTELSAT-V・VI のアンテナシステム (文献(2)から引用)

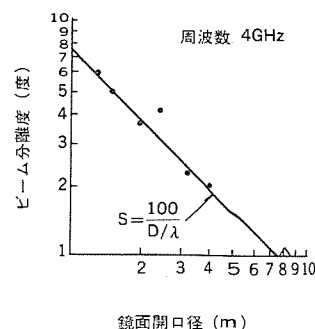


図 2. 鏡面開口径とビーム分離度 (文献(2)から引用)

類に従って搭載用アンテナ技術の現状を紹介する。

2. 1. 1 通信用アンテナ

衛星搭載用アンテナとして、目覚ましい発達を遂げているのが通信用アンテナである。日本、アメリカ、ヨーロッパ等、それぞれ特有の仕様に基づく通信衛星を開発しており、アンテナも独自の技術で開発されている。例えば、日本の通信衛星2号(CS-2)に搭載されている成形成形ビームホーンフレクタアンテナは、日本のように小さな単一のカバレッジを効率良く照射するのに適しており、一方、アメリカのように大陸で都市が散在するカバレッジに対しては、トラフィックに対する重み付けの可能なマルチビームアンテナの研究が主流となっている⁽¹⁾。

通信用アンテナとして特記すべきは、INTELSATシリーズに搭載されているアンテナであり、本項では、現用のI-V及び1987年打上げ予定のINTELSAT-VI(I-VI)用アンテナについて述べる。

図1.にI-V及びI-VIのアンテナシステムを示す。また、表1.には両衛星用アンテナシステムのパラメータをまとめて示す。この表から、I-VとI-VIとの顕著な差として重量の増加及び周波数利用の多重度が挙げられる。重量増加の主な原因はフィードシステムの大形化によるものであるが、このフィードシステムの大形化が6重の周波数再利用をもたらしめている。すなわち、多重度を上げるにはカバレッジを細分化し、各カバレッジ間のアイソレーションをとればよいが、このようにすると隣接ビーム間隔が小さくなり、したがってコンポーネントビーム幅の縮小、鏡面開口径の増大、一次ホーン数の増大が必然的に起こる。図2.にビーム間分離度27 dBのときの隣接ビーム間隔とアンテナ開口径の関係を示す⁽²⁾。黒丸はI-IVからI-VIの実績、△印はINTELSATの研究による8重の周波数再利用時の予測値である。このときは、一次ホーンとしてI-VIの約5倍の数が必要と予想される。

2. 1. 2 放送用アンテナ

放送衛星としては、日本の放送衛星(BS)シリーズ、ドイツ/フランスのTV-SAT/TDF-1などが直接放送を行っているが、カナダのANIKシリーズでも衛星放送の開発が進められている。米国では、放送衛星プロジェクトは余り活発でなく、アンテナとしても特記すべきものはない。ここでは、一例としてTV-SATについて述べる。この衛星はKuバンド(17/12 GHz帯)を用い、だ円開口のオフセットパラボラと、だ円開口コルゲートホーンによって左右両円偏波共用のだ円ビームを実現している。また、アンテナ指向制御機構として高次モード型のRFセンサを備え、 $\pm 0.1^\circ$ の指向精度を得ている。放送衛星は送信出力の大きなことが特徴である。例えば、TV-SATでは出力260 WのTWTを搭載しており⁽³⁾、隣接国への干渉を避けるために世界無線主幹会議(WARC)によって厳しいパターンエンベロップが規定されており、アンテナ技術としては低サイドロープ化を考慮する必要がある。

2. 1. 3 観測用アンテナ

観測衛星としては、米国で打ち上げられたLANDSATや、SEASATがその代表といえるので、1978年に打ち上げられたSEASATに搭載されているマイクロ波放射計(MSR)及び合成開口レーダ(SAR)について述べる。MSRは受動センサであり、周波数は6.6 GHzから37 GHzまで5波使用していて、37 GHzでの地表面解像度は16 km $\times$ 25 kmである。アンテナは開口径79 cmのオフセットパラボラ型式で、鏡面にはグラファイトエポキシにアルミニウム皮膜を形成している。多周波共用給電回路は図3.に示すように単一ホーン構造であり、リング装荷形コルゲートホーンを使用している⁽⁴⁾。合成開口レーダアンテナは、10.74 m $\times$ 2.16 mのマイクロストリップアレーアンテナで、8枚パネル

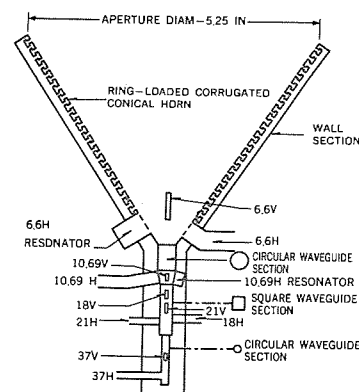


図3. MSR用多周波共用フィードホーン(文献(4)から引用)

で構成されている。各パネル間は可とう同軸管で接続されており⁽⁴⁾、重量128 kgである。使用周波数は1,275 MHz、アンテナビーム幅は $1.1^\circ \times 6.2^\circ$ で、解像度は25 mである。

2. 2 搭載用アンテナ技術の将来動向

衛星搭載用アンテナ技術の今後の焦点は次の4点にまとめられよう。

- (1) 大型軽量化アンテナ技術
- (2) アクティブアレー技術
- (3) 測定技術
- (4) 設計ソフトウェア

大型軽量化アンテナ技術については、前節で述べたようにI-VIの4 GHzアンテナは既に開口径3.2 m、一次放射器系のサイズも1.9 mとなって衛星全体の容積、重量に占める割合が極めて大きくなっており、INTELSATでも将来の通信衛星用アンテナとして軽量化アンテナ及びDirect Radiating Arrayの開発に着手している⁽⁵⁾⁽⁶⁾。また、移動体通信では地上の移動体アンテナが小さいために衛星用大型アンテナが必要であり、米国ではジェット推進研究所が中心となってLand Mobile Satellite System(LMSS)の研究を行っている⁽⁷⁾。アンテナ開口径は55 mである。大型アンテナは、展開方法など機械的問題点と同時に鏡面の周期的な変形による放射パターンの劣化など、電気的な問題も含んでいる。また、ビーム幅が小さくなるので、 ± 0.01 度程度の精度をもつ指向制御技術及び評価方法の開発が必要となろう。宇宙基地用大型組立アンテナの研究も始められているが、組立アンテナではコンピュータによる効率的な高精度組立技術、アンテナ特性の試験法等が焦点となる。

アクティブアレー技術については、マルチビームアンテナの発達とともに給電回路が複雑になり、特にカバレッジを再成形する場合には可変電力分配器や移相器が多数必要となるために挿入損失の増加が著しい。この点から、アクティブ素子を用いたビーム形成回路(BFN)やアレーアンテナが将来のキー技術の一つと考えられる。搭載用導波管形アクティブアレーの研究は米国でも進められているが、将来的には、前記

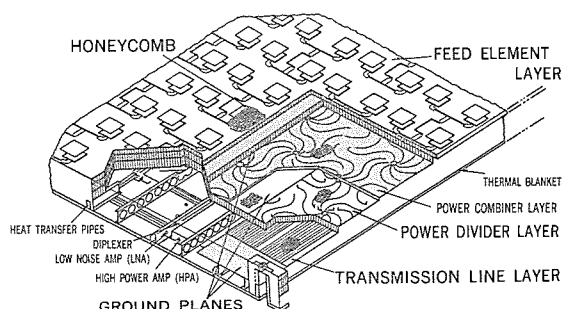


図4. 軽量化アクティブネットワーク(文献(4)から引用)

LMSS 用として提案されている図 4. に示す軽量化 アクティブネットワークが有力となろう。アクティブアンテナでは熱制御技術も重要となる。

測定技術については、アンテナの大型化に伴い、従来の屋外遠方界測定方法の見直しが迫られている。測定距離及び環境条件の制約などから、屋内での近傍界測定 (NFAM) が主流となろう。大型アンテナでは従来の XY 走査や球面走査が適用できない場合も予想され、供試アンテナの軸回りの回転を利用する平面一回転併用型が有効となろう。また、大型アンテナでは、重力による変形をどのように処理するか、検討を要する問題であろう。鏡面変形の測定法も、従来の機械測定にかわるホログラフィなどが必ず(須)となろう。展開アンテナとマルチホーンフィードとの組合せアンテナでは、地上での受信パターンの異常からアンテナシステムの異常箇所を診断する技術も必要となろう。INTELSAT では、1986 年からこの診断ソフトウェアの開発に着手している⁽⁸⁾。

設計プログラムの重要性は言うまでもないが、将来は、メッシュ鏡面・グリッド鏡面・相互結合を考慮したマルチホーンフィードと BFN、衛星上の多数のアンテナ間干渉及び構体の影響などパラメータが増加するため、これらが組み合わされたシステムに対する最適化設計ソフトウェアの開発は大きな技術的ポイントとなろう。

3. 通信・観測衛星搭載用アンテナの当社技術

3.1 CS-2 用通信アンテナ

日本の国内通信衛星 CS シリーズは、CS-1、CS-2 とともに円筒形のスピン安定方式の衛星であり、通信用アンテナとしては、マイクロ波帯と準ミリ波帯とを共用する成形ビームホーンリフレクタ型式の機械的デスパンアンテナが採用されている⁽⁹⁾。成形ビームホーンリフレクタアンテナは、日本電信電話(株) (NTT) 殿の御指導により開発したアンテナであり、準ミリ波帯 (30/20 GHz 帯) では日本列島を効率良く照射する成形ビーム、マイクロ波帯 (6/4 GHz 帯) では日本の領土全体を覆うペンシルビームを持っている。

成形ビームアンテナの設計は、開口面上の波面の形状に着目し、波面の中央部を球面波としてその外形を照射領域の形状に合わせ、波面の周辺部は中央部に滑らかに接続する織織面で構成するというアイデアに基づいている。こうした波面を実現する鏡面は、光路差一定の原理によって決定される。マイクロ波帯では、波長に比べて鏡面の放物面からのずれが小さいので、開口形状で決まるビーム幅を持つペンシルビームとなる。図 5. は通信用アンテナの外観であり、開口径 950 mm の修整された反射鏡、円すいホーン及び多周波共用分波装置から構成されている。円すいホーンの開き角は 40° で、直径 200 mm のところで上部と下部に分割され、上部が反射鏡部とともにデスパン機構部によって保持されて回転する。表 2. 及び図 6. はそれぞれ通信用アンテナの主要諸元及び放射パターンを示す。当社では、現在、更に通信衛星 3 号 (CS-3) 用アンテナの開発を行っている。

3.2 I-V 用グローバルビームアンテナ

I-V 用グローバルビームアンテナ⁽¹⁰⁾は、地球全域をカバーする 6/4 GHz 帯の中利得アンテナであり、通信用に用いられる。このアンテナは、地球局の低円偏波率評価用にも用いられるため、特に低い低円偏波率を要求された。このため、当社は、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、また測定方法も開発し、22° のカバレッジ内で低円偏波率 0.4 dB 以下を実現した。

図 7. はグローバルビームアンテナの外観図で、上が 4 GHz 用、下が 6 GHz 用である。アンテナは、円すいホーン、TM₁₁ モードコンバータ、円偏

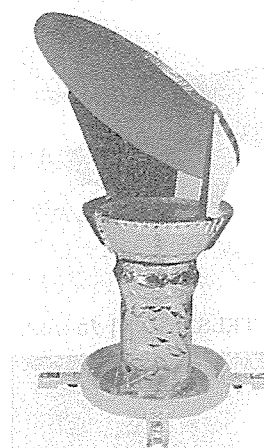


図 5. CS-2 通信用アンテナ

表 2. CS-3 通信用アンテナの主要諸元

項 目	諸 元	
	C-バンド	Ka-バンド
ア ン テ ナ 型 式	ホーンリフレクタアンテナ	
周 波 数 (送信)	3.7—4.2 GHz	17.7—19.45 GHz
周 波 数 (受信)	5.925—6.425 GHz	27.5—29.25 GHz
利 得	25 dBi 以上	33 dBi 以上
ア ン テ ナ 開 口 径	950 mm	
重 量	14.7 kg	

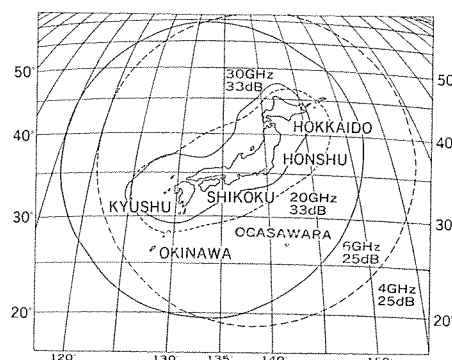


図 6. CS-2 通信用アンテナの放射パターン

波発生器、偏分波器及び円形一く形導波管変換器から構成され、円すいホーンは CFRP、TM₁₁ モードコンバータと円偏波発生器はチタン、その他はアルミニウムで作られていて、軽量で熱変形の小さい設計となっている。アンテナ利得はカバレッジ内で、6 GHz が 14.8 dBi 以上、4 GHz が 16.5 dBi 以上である。

3.3 MOS-1 用マイクロ波放射計アンテナ

MOS-1 用マイクロ波放射計は、海面又は海洋上の大気中から放射されるマイクロ波雑音電波を衛星上で受信することにより、海洋上の大気中の水蒸気量、水量及び海水又は雪の分布状況などの観測を行うものである。このアンテナとしては、地表面を広く掃引するために図 8. に示すようなコニカルスキャン方式のアンテナ⁽¹¹⁾が採用されており、アンテナのビーム軸は、回転軸に対して 10° オフセットしている。回転軸に対して軸対称なホーンを持つオフセットカセグレンアンテナを採用し、ホーン部以降は衛星に固定し、主及び副反射鏡を回転することによってビームを走査する。表 3. にアンテナの主要諸元を示す。

3.4 ERS-1 用合成開口レーダ (SAR) アンテナ

ERS-1 用 SAR は、570 km の高度から、周波数 1,275 MHz、スウオース幅 (映像を取得する横幅) 75 km、オフディア角 (衛星直下点方

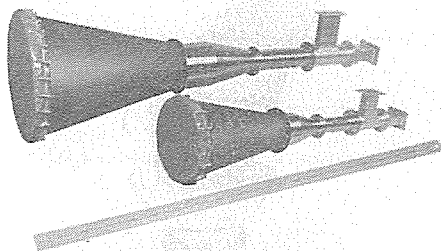


図 7. INTELSAT-V 用 グローバルビームアンテナ

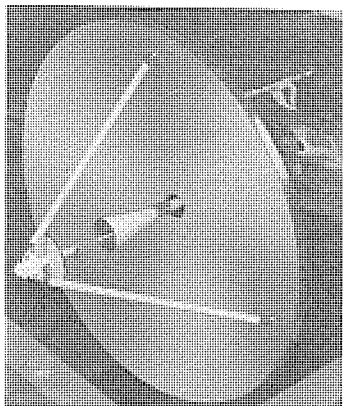


図 8. MOS-1 用マイクロ波放射計アンテナ

表 3. MOS-1 用マイクロ波放射計アンテナの主要諸元

項 目	諸 元	
	23 GHz 帯	31 GHz 帯
アンテナ型式	オフセットカセグレンアンテナ	
走査方式	コンカルスキャン方式(走査角 $\pm 10^\circ$)	
アンテナ開口径	$\phi 500$ mm	
観測周波数	23.8 ± 0.20 GHz	31.4 ± 0.25 GHz
偏 波	水 平	垂 直
利 得	36.7 dBi 以上	39.1 dBi 以上
ビーム幅	$1.89 \pm 0.19^\circ$	$1.31 \pm 0.13^\circ$
ビーム走査角	$20 \pm 1^\circ$	$20 \pm 1^\circ$
サイドロープレベル	-12 dB 以下	-12 dB 以下
交差偏波識別度	25 dB 以上	25 dB 以上
VSWR	1.4 以下	1.4 以下

向とアンテナビーム方向のなす角) 35° で、分解能が $18 \text{ m} \times 18 \text{ m}$ の映像を取得することを目的としている。SAR アンテナは、図 9. に示すように、電氣的に同一設計の 8 枚のパネルで構成される展開アンテナである⁽¹²⁾。アンテナの型式は薄型軽量化の観点から、SEASAT-A と同じマイクロストリップアレーを用いている。しかし、アンテナの構造は SEASAT-A のトラス構造と異なり、構造が簡単で、太陽電池パドルで先行技術をもつパネル構造を採用している。すなわち、アルミハニカム構造のサポートパネル上にマイクロストリップアンテナを構成する誘電体ハニカム放射パネルをはり合わせ、このパネルのみで必要な強度と剛性を確保している。アンテナの展開はパネル間のヒンジに内蔵されたばねによって行われ、展開後はラッチ機構により固定される。アンテナの給電方法は同軸線路を主体としたコーポレート給電回路であり、素子の励振分布は均一分布である。表 4. は ERS-1 用 SAR アンテナの主要諸元をまとめたものである。

3.5 ETS-VI 用衛星間データ中継アンテナ

ETS-VI 用衛星間データ中継アンテナは、電波研究所殿の御指導により開発した S バンドの衛星間データ中継システム多元接続回線への

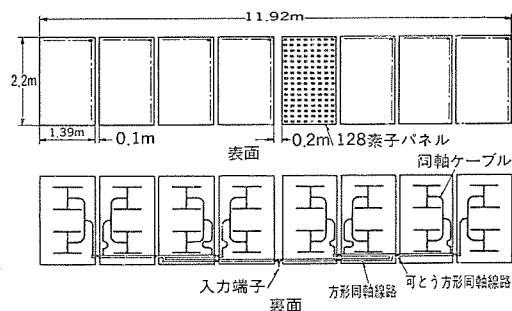


図 9. ERS-1 用 SAR アンテナ

表 4. ERS-1 用 SAR アンテナの主要諸元

項 目	諸 元	備 考
1. 中心周波数	1,275 MHz	
2. 帯 域 幅	15 MHz 以上	
3. 偏 波	直 線	H-H
4. 利 得	33.8 dBi 以上	
5. ビーム幅	5.60° 以下 (レンジ) 1.05° 以下 (アジマス)	
6. サイドロープ	-11.5 dB 以下 (レンジ) -11.0 dB 以下 (アジマス)	
7. VSWR	1.5 以下	
8. 耐 電 力	1.5 kW 以上	
9. オフナディア	$35 \pm 0.5^\circ$	
10. 開口寸法	$2.20 \text{ m} \times 11.92 \text{ m}$	電気寸法
11. 重 量	140 kg 以下	

適用を目指した 19 固定マルチビーム/1 走査ビームのアレーアンテナである⁽¹³⁾。アンテナは図 10. に示すように放射部が 19 素子のアレーアンテナで、うち 12 個が送受信共用、他の 7 個が受信専用である。受信は、2.3 GHz 帯で地球から高度 1,000 km までの視野 20° の空間を 19 個の固定ビームで覆い、送信は 2.1 GHz 帯の 1 走査ビームで複数のユーザー衛星に対して時分割で使用する。

素子アンテナは、薄型・軽量で広帯域の 7 素子円偏波マイクロストリップサファレーを使用している。各素子には RF モジュールと呼ばれる送受信回路と受信専用回路とが接続されている。送受信モジュールは、サーキュレータ、ミキサー、IF アンプ及び 4 ビット PIN ダイオード移相器で構成されている。マルチビーム形成回路は IF 帯で行う方式であり、抵抗マトリクス回路を採用している。

マイクロストリップサファレーは、広帯域化のために厚さ 10 mm の厚い誘電体基板を使用し、2 点給電している。このため、高次モードの発生による軸比の劣化が生ずるが、サファレー内の円形素子にノッチを設けることによって軸比を改善し、サファレー視野内の軸比を 1.5 dB 以下に抑えている。また、隣接ビーム中間の利得低下を補償するため、抵抗マトリクスの出力端で隣接する 2 ビーム又は 3 ビームを合成して実効的に新しいビームを作るビーム合成法⁽¹³⁾を採用し、25 dBi 以上の利得を実現している。

3.6 フロントフィード オフセットカセグレンアンテナ

周波数利用の多重度を高め、地球局を小型化するためには、高利得で高い交差偏波識別度をもつマルチビームアンテナが望まれる。一般にビーム偏向角とビーム幅との比率が増大するにつれて、開口面上の収差が増大し、利得低下、サイドロープレベルの上昇が生じ、交差偏波識別度も劣化する。パラボラアンテナでは収差を小さくするためには焦点距離を長くする必要があり、全体の構造が大きくなる。また、交差偏波識別度にも限界がある。

INTELSAT では、研究開発プロジェクトとして 2 枚の反射鏡をも

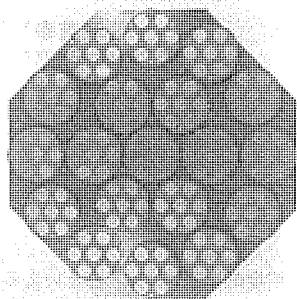


図 10. ETS-VI 用衛星間データ中継マルチビームアンテナ

つマルチビームアンテナを取り上げ、静止軌道から地球全体を見る視野角 20° のサービスエリアを 0.5° のビームで覆うマルチビームアンテナを開発の目標とした。当社では、これにこたえてフロントフィードオフセットカセグレンアンテナ⁽¹⁴⁾ (FFOC)を開発し、優れた特性を持つことを証明した。開発したアンテナは、図 11. に示すように主反射鏡がパラボラ、副反射鏡が双曲面で構成され、オフセットカセグレンアンテナと異なって一次放射器がビーム放射方向に配置される。特長として、アンテナの収納、展開が容易であり、給電ホーンの最適位置の軌跡が平面に近いことから平面アレー時の特性の劣化が極めて小さいことが挙げられる。図 12. は、開口径 120 波長のときの視野端(地球エッジ)における利得特性を示す図で、正面方向利得は 50.2 dBi、視野内の利得低下の最大値は 2.2 dB である。また、交差偏波レベルの最悪値は -37 dB である。

4. む す び

衛星搭載用アンテナ技術の現状と将来動向、及び当社の技術について紹介した。現在実用されている大型アンテナはほとんど反射鏡アンテナであり、展開・組立技術・軽量化技術・ビーム方向制御技術などが開発の焦点となっている。しかし、半導体の進歩に伴い、アクティブ素子及びそれを用いたアレーアンテナの発達は著しく、衛星搭載用アンテナへの応用が考えられている。大電力を必要とする放送衛星用アンテナ⁽¹⁵⁾、又はフェーズドアレーを用いて鋭いビームを高速で異なる地域へ照射するスキャンングスポットビームアンテナ⁽¹⁶⁾などが提案されており、今後発展していくものと思われる。

参 考 文 献

- (1) C. C. CHEN et al: Advanced 30/20 GHz Multiple Beam Antenna for Future Communication Satellites, IEEE, Eascon 16th, pp. 95 (1983)
- (2) P. NEYRET: Antenna Technology in INTELSAT, Antenna and Telecommunication, 40, No. 7-8 (1985)
- (3) R. Arnim: The Franco-German DBS Program TV-SAT/TDF-1, AIAA-84-0667 (1984)
- (4) E. G. NJOKU, et al: The Seasat Scanning Multichannel Microwave Radiometer (SMMR)-Instrument Description and Performance, IEEE Journal of Oceanic Eng., OE-5, No. 2 (1980)
- (5) Request for Proposal INTEL-480: Compact Lightweight Dual Circularly Polarized 6 and 4 GHz Array Radiator

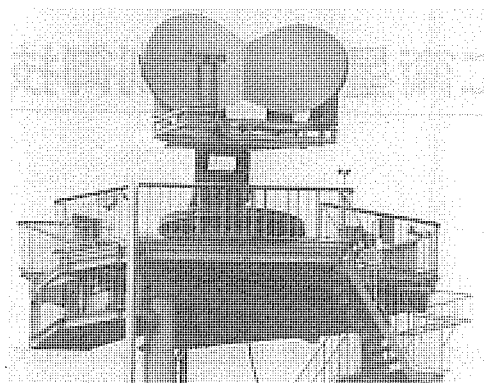
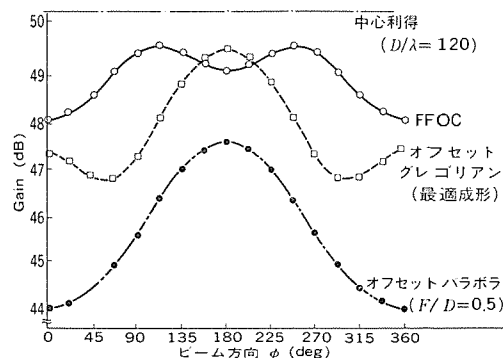


図 11. FFOC アンテナ

図 12. ビーム偏向時の利得 (ビーム偏向角 10°)

Technology for Multibeam Spacecraft Antenna System (1985-11)

- (6) Request for Proposal INTEL-428: 11 GHz Multi-Beam Direct Radiating Array Antenna Technology (1984-2)
- (7) K. E. Woo et al: Large Space Antenna Communication Systems-Integrated LaRC/JPL Technology Development Activities, III JPL Activities, Large Space Antenna Systems Tech. pp. 833 NOV. (1982-11)
- (8) Request for Proposal, INTEL-477: RF Determination of Reflector Surface Distortion and Antenna System Anomalies (1985-6)
- (9) 進士ほか: 国内通信衛星用多周波数帯共用成形ビームホーンリフレクタアンテナ, 信学 AP 研, AP 72-67 (昭 47)
- (10) 川端ほか: インテルサット V 6/4 GHz 帯直交偏波共用ホーンアンテナ, 信学 AP 研, AP 81-116 (昭 56)
- (11) 石沢ほか: 三菱電機技報, 57, No. 5, p. 53 (昭 58)
- (12) 赤石ほか: 合成開口レーダ用アンテナ, 日本リモートセンシング学会, 第 4 回学術講演会論文集 (昭 59)
- (13) 手代木ほか: データ中継衛星用マルチビームアレーアンテナの開発, 信学技報, SAT 84-57 (昭 60)
- (14) 牧野ほか: フロントフィードオフセットカセグレン形式マルチビームアンテナ, 信学 AP 研, AP 83-138 (昭 59)
- (15) 後藤: アレイアンテナの利用による放送衛星の固体化, 信学 AP 研, AP 84-122 (昭 60)
- (16) Y. S. YEH: Scanning Spot Beam Satellite for Domestic Service, AIAA, 80-0492 (1980)

人工衛星の姿勢制御技術

名取直幸* 中川信雄*
山口哲郎*
吉田憲正*

1. ま え が き

人工衛星の姿勢制御技術は、地球観測 ミッション が中心である中低高度衛星と通信・放送 ミッション が中心である静止衛星とに分類して現状を論じるのが適当である。表 1. 及び表 2. は、両 ミッション について、欧米及び日本の衛星を制御技術の主要性能である精度の点から分類したものである。衛星 システム が スピン 衛星から三軸衛星に移り変わっており、三軸姿勢制御技術が主流となっていることが分かる。

当社は、通信衛星 3 号 (CS-3) などのスピン 衛星、国産初の三軸衛星である海洋観測衛星 1 号 (MOS-1)、静止衛星の衛星本体の姿

表 1. 静止通信・放送衛星の姿勢制御系の現状

指向精度 (3σ)	0.2°	0.1°	0.05°
日 本	CS-3** (三菱電機) BS (東芝/GE)	ETS-V (三菱電機) BS-2 (東芝/GE)	—
米 国	INSAT (FACC) RCA-SATCOM (RCA) DSCS-III (GE)		GSTAR(RCA) SBS (HAC)
例	ECS (British Aerospace)	TV-SAT* (MBB) OLYMPUS* (British Aerospace)	ITALSAT*
方 式	衛星本体の姿勢制御系		
制 御 回 路	衛星本体の姿勢制御系又は誤差補正機能 アナログ又はデジタル		

- 注 (1) *: アンテナ指向制御系をもっている。
(2) **: スピン衛星を示す。
(3) () 内は姿勢制御系のメーカー名を示す。また、指向精度の分類は公称値によっているので必ずしも実力値と対応していない場合がある。

勢制御系として、精度的に世界的レベルといえる技術試験衛星 V 型 (ETS-V) の各姿勢制御系の開発を、国内では先駆的に進めてきた。現在開発中の地球資源衛星 1 号 (ERS-1) は、欧州を代表する中高高度衛星である SPOT と制御性能がほぼ同等である。更に、ERS-1 は、搭載計算機のインテリジェンス 機能を活用して運用の自動化を図るとともに、構成コンポーネントの故障に対してオンボードで自動的に系を再構成する フォールトトレラント 機能を保有している。

将来的には宇宙利用の多様化に伴い、現在の技術に加えて種々の技術が必要となる。日本の長期的な宇宙開発構想は図 1. に示しておりである。図 1. の各宇宙機に対する制御系の基盤技術を表 3. にまとめた。表から明らかなように、柔軟構造物の制御技術及び フォールトトレラント 技術は、従来の衛星でも技術的課題とされてきたが、

表 2. 中低高度観測衛星の姿勢制御系の現状

精度	姿勢誤差 (3σ)	1~0.3°	0.3~0.1°	0.03°
	姿勢変動率 (3σ)	$5 \times 10^{-2} \sim 1 \times 10^{-2} (^{\circ}/s)$	$3 \times 10^{-3} \sim 3 \times 10^{-4} (^{\circ}/s)$	$3 \times 10^{-5} (^{\circ}/s)$
日 本	MOS-1 (三菱電機) ETS-III (東芝/GE)	—	ERS-1 (三菱電機)	—
米 国	LANDSAT 1~3 (GE)	TIROS-N (RCA)	—	LANDSAT-4 (GE)
例	—	—	SPOT (MATRA)	—
姿勢決定方式	非ストラップダウン	一軸ストラップダウン	三軸ストラップダウン	
姿勢センサ	ロール/ピッチ	地球センサ	慣性センサ + 地球センサ	慣性センサ + スターセンサ
制 御 回 路	アナログ又はデジタル	デジタル	デジタル	デジタル

- 注 () 内は姿勢制御系のメーカー名を示す。また、精度の分類は公称値によっているので必ずしも実力値と対応していない場合がある。

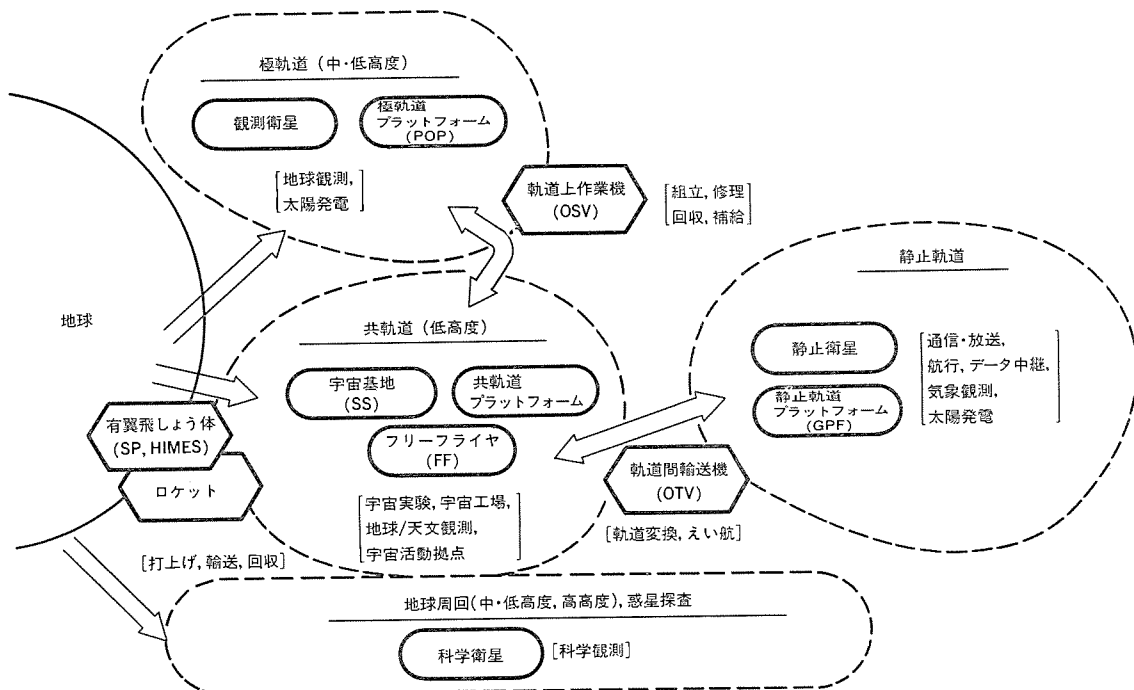


図 1. 我が国の今世紀末までの宇宙利用計画（構想）

表 3. 将来の宇宙機システムにおける制御関連の基盤技術

基盤技術 将来の宇宙機	柔軟構造物 制御	フォールト トレラント	航法、誘導	ロボティク クス	人工知能
人工衛星(従来型)	○	○			
プラットフォーム	○	○			
フリーフライヤ	○	○	○	○	○
宇宙基地	○	○		○	○
軌道上作業機	○	○	○	○	○
軌道間輸送機	○	○	○		
有翼飛行体	○	○	○		○

注 ○印は基盤技術の主要な適用分野を示す。

将来においてもあらゆる種類の宇宙機に対して必ず(須)の共通基盤技術であるといえる。

本稿では、これらの二つの技術について、各々における技術的問題点とその解決法、当社におけるこれまでの実績、今後の課題について述べる。

2. 柔軟構造物をもつ衛星の姿勢制御技術

2.1 概要

柔軟構造物をもつ衛星の姿勢制御の問題は、衛星の制御技術にとって宿命的な技術課題である。衛星は今後、大型プラットフォーム(静止軌道、極軌道)や宇宙ステーションなどへ発展し、大型化が図られる一方で、軌道への運搬の効率から軽量構造への追求が続けられる。このため、衛星の固有周波数は低下する一方であるのに対して、この構造物を高精度に姿勢制御するためには、制御系の周波数帯域を高くする必要があり、その結果、両周波数が接近し、相互に非常に干渉しやすくなる。従来の衛星においても程度の差こそあれ、この問題でトラブルが発生した例もあったが、柔軟構造物をもつ衛星の制御においては、更に重要な問題となる。表 4. にこの問題も含めた技術的課題をまとめて示す。以下、この分野の技術を衛星の構造上の特徴によって分類し、それぞれに対して技術上の問題点とその解決方法、当社の実績の概要を述べる。

2.2 従来の課題と当社の実績

図 2. の ERS-1 の外観図に示すように、太陽電池パドル、合成開口レーダ用アンテナなどの柔軟構造物が付属した衛星本体の姿勢を制

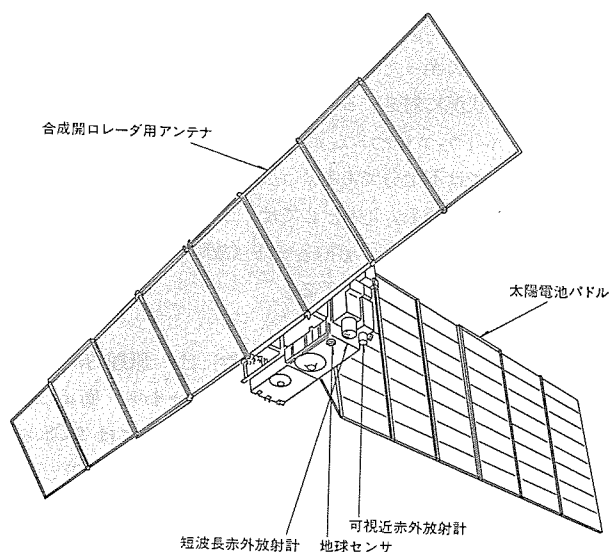


図 2. 地球資源衛星 1 号 (ERS-1) の概観図

表 4. 技術的問題点

技術的問題点	内 容
制御系の帯域と構造振動周波数の接近	構造物の大型化・軽量化による固有振動数の低下と高精度姿勢制御要求による制御帯域の広帯域化がもたらす両者の接近。それに基づく系の不安定化、精度劣化、構造破壊など。
モデルの不確定性の増大	構造パラメータを地上で精度良く測定することが困難になり、制御系パラメータとの整合が取れなくなる。その結果、系の不安定化などを招くことになる。
ダンピング係数の減少	軌道上のダンピング係数は小さい。太陽電池パドルの場合 0.001~0.005 程度。
センサ・アクチュエータの分散配置による多変数制御系化	多入力多出力系のシステムとなり、実用的な制御系設計手法が、まだ十分確立されていない。

御する問題が従来の技術課題であった。このシステムは、基本的には 1 入力 1 出力のシステムであり、制御トルクから姿勢角への周波数伝達特性は図 3. のように、周波数の低い方から順に反共振→共振→反共振→…のパターンを繰り返す。この場合、共振点での位相遅れがないのが特徴である。一般に、センサとアクチュエータが回転に関して同じ位置にあれば、制御対象はこの型の伝達特性になり、co-located system と呼ばれる。このシステムに対する問題解決には、低次モードの共振点での位相遅れを 180° 以下となるようにして安定化を図る位相安定型とする方法と、位相遅れは許し、共振点でのゲインを 0 dB 以下となるようにして安定化を図る振幅安定型とする方法とがある⁽¹⁾。

ところで、高次モードは、センサ及びアクチュエータの帯域の限界のために振幅安定型とする以外に方法がない。このとき、制御系の帯域を上げるには、低次モードを位相安定化する必要が生じる。すなわち、高次モードの周波数領域に制御特性をいかにスムーズに移行させるかが問題解決のキーポイントとなる。そのために、位相安定化するモードの固有周波数を故意に下げ、振幅安定化するモードとの周波数の差を広げるのも一つの有力な解決方法である⁽²⁾。また、制御系としては、真鍋らにより提案されている非整数階型積分フィルタが有効な手法の一つであり⁽³⁾、MOS-1 制御系の一部で実際に適用している。一方、制御系の帯域が低く、構造物の共振周波数と十分離れている場合には、両周波数の間に折点を持つローパスフィルタによって全モード振幅安定型が可能であり、MOS-1、ETS-V などに多く用いられている。いずれにしても、周波数領域での設計がよい見通しと確実な結果を保証しており、確立した技術となっている。

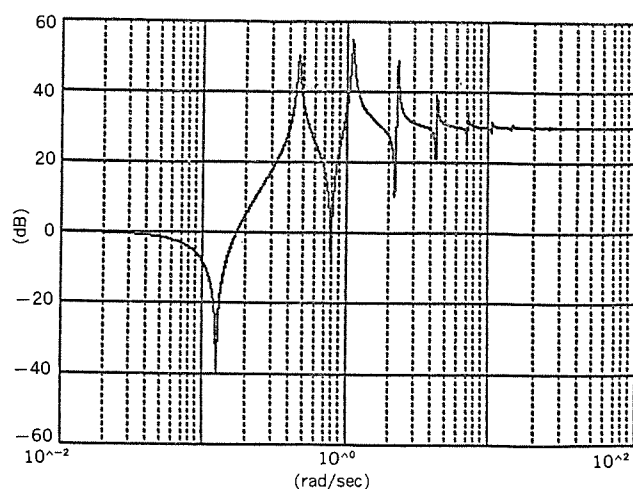


図 3. 機械共振系の周波数伝達関数(剛体 ダイナミクス は除く)

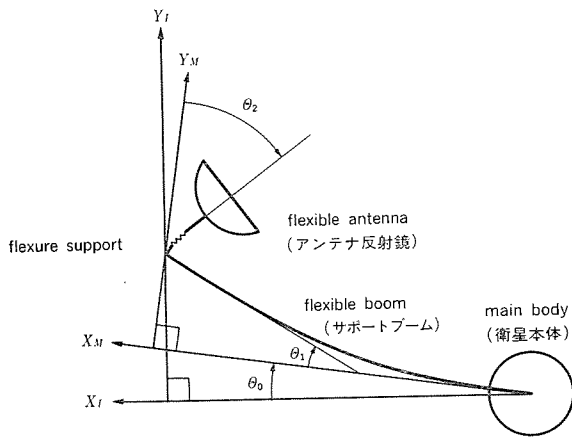


図 4. 柔軟構造物上のアンテナ制御モデル⁽⁴⁾

2.3 現在の技術課題と当社の取組

現在は、上記設計手法を基本としながらも、次のクラスの制御系の開発に技術的主眼が移行している。次のクラスとは、例えば、アンテナサポートなどの柔軟な構造物が付属し、更にその先端にアンテナ反射鏡とその駆動制御器が取り付けられた衛星に対して、姿勢制御とアンテナの指向制御を一對のものとして行うシステムである(図4.)。このシステムは、柔軟構造物の振動そのものをも制御する必要があること、制御精度要求が高いこと、制御対象のモデル化が複雑なことなどのために難しいシステムとなる。サポート先端のアクチュエータの駆動角と、同じ位置に搭載されたセンサの検出角の内容との関係次第では、2.2節の場合とは逆に周波数伝達特性が共振→反共振の順番に現れる場合がある。この場合、共振点での位相遅れが大きい

めに位相安定化は難しく、制御系帯域を上げることができなくなり、高精度化が不可能になる。したがって、センサ、アクチュエータの配置の再検討が必要となる。なお、センサ及びアクチュエータの配置の問題については、文献⁽⁹⁾等で報告されている。

2.4 将来の課題と研究活動

将来は、更に複雑化したシステム、すなわち、柔軟構造物が幾重にも周波数上で重なり合い、かつ、それらの各々が制御対象とされる“大型柔軟構造物”の制御の領域に研究が進んで行くものと思われる(図5.)。大型プラットフォームなどがそのシステムの代表であろう。このような“大型柔軟構造物”では、柔軟構造物をもつ衛星の本質的問題が表面化してくる。その第1の問題は、トポロジー構造としてとらえた衛星の正確なモデリングの技術である。シミュレーションの効率などの観点から手法が幾つか研究され、提案されている⁽⁷⁾。表5.にこのようなシステムの制御に関する技術課題をまとめて示す。1990年代後半から打上げが予定されている大型プラットフォームなどの制御にとってはいずれも必要な技術であり、当社においても中央研究所を中心に研究を活発に進めている。2.2節及び2.3節では、周波数特性を基本にした設計手法がもっぱら実用化されていることを述べたが、たとえシステムが複雑化して多入力多出力系になっても、この手法は有効な一つの方法になり得ると思われる。

以上、概説した大型構造物の制御は、制御のみならず構造、力学、計算機などの多くの技術分野にまたがり、相互の結び付きの度合いの強いシステム的な技術であって、総合技術力が発揮される技術分野である。

3. フォールトトレラント技術

3.1 技術的問題点

人工衛星は、我が国においても今や完全な実用化の時代を迎え、通信衛星のようにミッション期間中の一瞬のサービス中断も許されない高い信頼性と、稼働性の要求が課せられるようになってきた。しかも、衛星の長寿命化と高精度化の要求(例えば、次世代の静止衛星では寿命10年、指向精度0.01°が典型値である)は、搭載機器及び搭載ソフトウェア(OBS)の高精度化と多機能化、したがって複雑化を招き、その結果、むしろミッション期間中に遭遇する故障発生確率が増大するというジレンマに陥る。更に、宇宙用搭載計算機(OBC)の普及とあいまっての小型軽量化のためのLSIの採用は、新たに宇宙環境の強い放射線によるハードウェアの故障及び誤動作という深刻な問題を提起するに至った。

以上のような状況に対処するためには、姿勢制御系(ACS)を構成する個々のハードウェア・ソフトウェアコンポーネントの信頼性をこれまで以上に高めるだけでは不十分である。コンポーネントに万一故障や誤動作が発生してもACSシステム全体としては、完全に正常な機能が続行できるように、いわゆるフォールトトレラント(故障耐性)システムを構築することが非常に重要になってくる。

3.2 問題へのアプローチ

ACSシステムのフォールトトレランス(故障耐性)は、原理的には図6.に示すような階層構造によって実現される。すなわち、衛星の姿勢誤差はACSによって常時修正されるが、そのためにはACSを構成するセンサ、アクチュエータ、OBCを含む姿勢制御電子回路及び搭載ソフトウェア(OBS)中の制御論理が正常に動作することが前提条件である。そこで、もしもACSの構成コンポーネントが故障したり、誤動作を起こしたりした場合には、OBC中に置かれたACSフォールトトレ

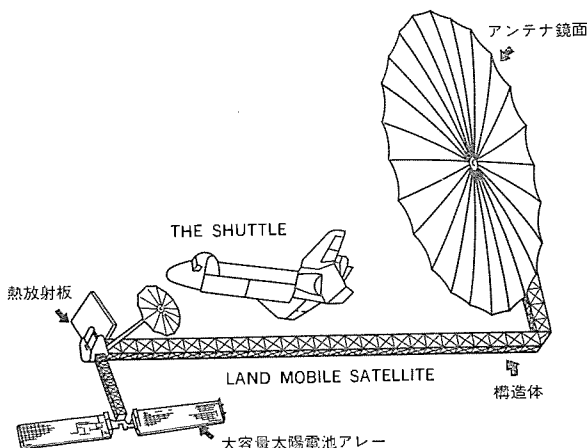


図 5. 大型柔軟構造物例⁽⁶⁾

表 5. 大型柔軟構造物の制御に関する技術課題

技術課題	内 容
モデリング技術 ⁽⁸⁾	剛体と柔軟構造物が複雑につながり合った衛星の運動方程式を得る技術、シミュレーションプログラム化する技術。
大型柔軟構造物の地上試験技術 ⁽⁹⁾	大型柔軟構造物の柔軟構造パラメータを地上試験により得る技術。例えば、部分構造単位ごとの試験結果から構造物全体のパラメータを推定する技術。
柔軟構造パラメータの軌道上での同定技術 ⁽¹⁰⁾	軌道上での加振などによる取得データをオンライン/オフラインにより処理し、柔軟構造パラメータを同定する技術。同定結果は制御パラメータのチューニングや適応制御系への入力情報となる。
制御系設計用低次元モデル作成技術 ⁽¹¹⁾	制御系設計に用いることのできる程度の低次元モデルを作成する技術。低次元化による悪影響を少なくするために種種の規範が提案されている。
制御系設計技術 ⁽¹²⁾	パラメータ変動に対してロバストな制御系、高精度な制御系の設計技術。

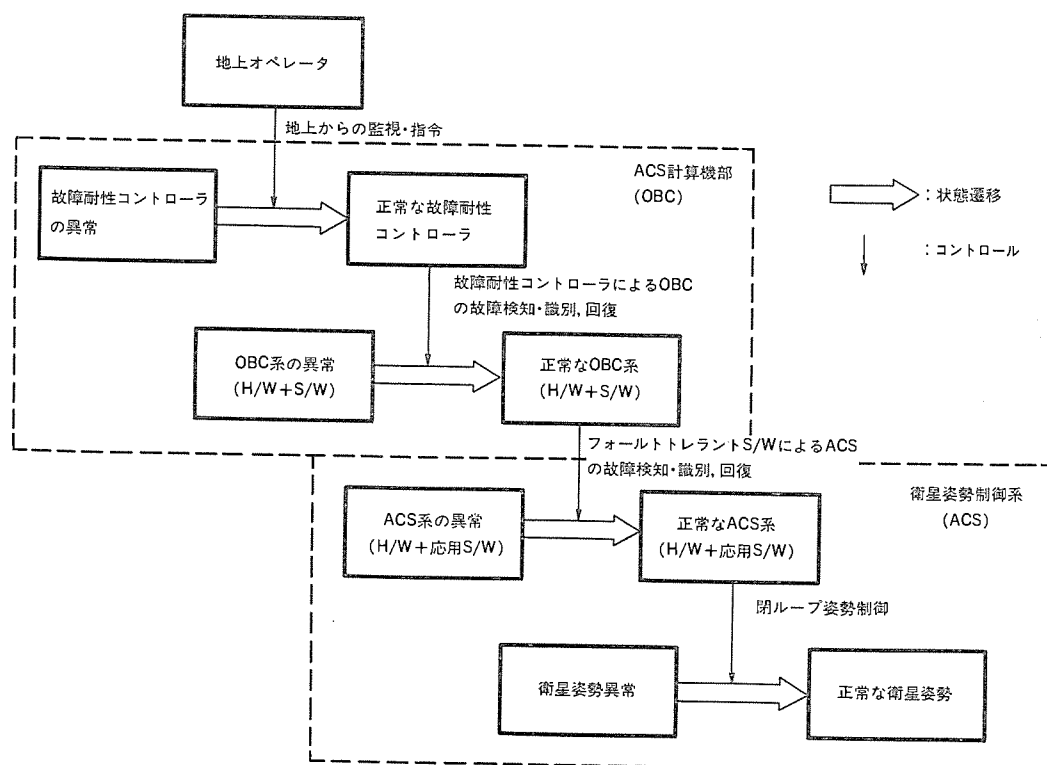


図 6. ACS 系のフォールトトレラント構造

ラントソフトウェアが直ちに故障検知・識別、故障回復の処置をとって ACS システムの誤動作を防ぐ（フェールオペレーショナル機能）。しかし、このようなソフトウェア動作は OBC の正常な動作が前提であるので、OBC 自身にも故障耐性を持たせる必要がある。

OBC の故障耐性は、OS と特別なハードウェアから成る“OBC 故障耐性コントローラ”によって実現される。更に、OBC 故障耐性コントローラ自身の故障に対しては、ACS に緊急用のフェールセーフ機能を

組み込んだ上で、最終的には地上オペレータの判断を仰ぐ。確率的には極めて小さいが、ACS 内の同時二重故障に対しても同様なフェールセーフ機能が必要である。図 7. は、以上述べたような ACS 全体のフォールトトレラント動作を表したものである。

結局、ACS レベルの故障耐性を実現するためには、次のようなフォールトトレラント技術が必要である。

- (1) ACS システムのフォールトトレラント技術（故障検知・診断、故障分離、故障回復、自動再構成など）
- (2) フォールトトレラント OBC
- (3) ACS 及び OBC のフェールセーフ設計技術

また、当然のことながら、上記の技術は、宇宙用としての小型・軽量という厳しい要求を満足するものでなければならない。

3.3 当社における開発実績と今後の課題

当社でこれまで担当してきた衛星の ACS 系におけるフォールトトレラント技術の発展を表 6. に示す。これまでは、フォールトトレラント技術

表 6. 当社担当衛星における姿勢軌道制御系のフォールトトレラント技術の発展

タイプ	衛星名	適用されたフォールトトレラント技術
スピン安定型衛星	ISS, ETS-II, CS, ECS, ETS-IV, CS-2, CS-3	・単一故障点の排除 ・地上コマンドによる冗長系への切換
三軸制御衛星（アナログ型）	MOS-1, ETS-V	・セーフティ回路（故障検知＋セーフティメモリ） ・異常時のセーフティモードへの自動退避 ・一部制御パラメータの地上からの変更機能
三軸制御衛星（デジタル型）	ERS-1	・搭載計算機（OBC）のインテリジェンスを利用したオンボード故障検知・診断、冗長管理、運転モード管理 ・故障時の自動再構成（機器の自動切換など） ・軌道上再プログラム（異常発生時のプログラム変更） ・自律冗長系（4 スキューホイール）の採用 ・フェールセーフ、フェールソフトの概念に基づく、ハードウェア及びソフトウェアによる階層的フォールトトレラント設計

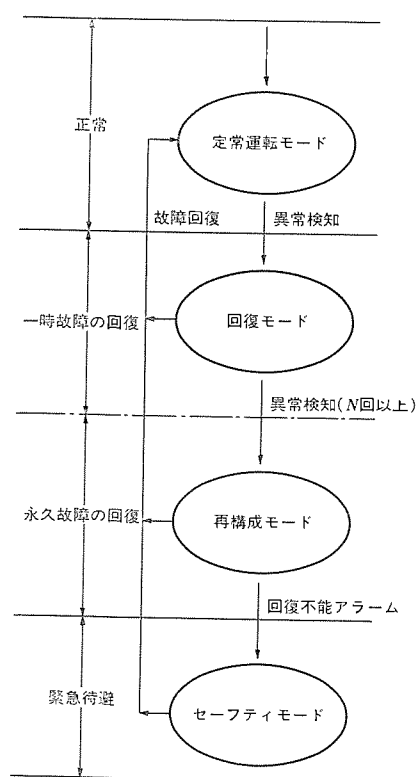


図 7. ACS 系のフォールトトレラント動作フロー

というよりも単に高信頼性設計、安全性設計といった観点から ACS 系の設計を行ってきたが、国産初の ACS 用 OBC を搭載する地球資源衛星 1 号 (ERS-1, 1991 年 2 月打上げ予定。図 2. 参照) では、1980 年にスタートした先行研究の段階から、“フェールオペレーショナル (フェールソフト)” の思想を盛り込んだ フォールトトレラント ACS の設計を実施してきた^{(13)~(15)}。

ACS システムの フォールトトレラント 技術と並んで、OBC の フォールトトレラント 技術も重要である。当社では 1978 年度から OBC の開発に着手し、耐放射線対策命令、故障の自己検知機能・セーフティ 機能の充実した OBC を完成させて⁽¹⁰⁾、これをベースに ERS-1 用 OBC の製作を開始している。更に、最近、宇宙開発事業団の御指導の下に、ミッション 期間 10 年後の残存確率 0.99、重量 5 kg、消費電力 5 W という仕様で、故障耐性 コントローラ の一部を除く構成要素のいかなる単一故障 (永久故障、ラッチアップ、誤動作) に対しても、フェールオペレーショナル であるような新しい OBC システム の設計検討を実施した。

この OBC は、重量・電力の要求を満たすために LSI を採用する。しかし、現時点では LSI の耐放射線強化技術が完全には確立していないため、ある程度予想される CPU、メモリ などの故障 (特に、シングルイベントアップセット と呼ばれる誤動作) に対しては フォールトトレラント 機能でカバー するという仕様で設計されている。更に、故障耐性 コントローラ を単純で確実な専用 ハードウェア で設計している点が特色である。そして、方式の妥当性を確認するために、ハードウェア 構成がほぼ同一で フォールトトレラント アルゴリズム (図 6. における故障耐性 コントローラ に相当するもの) は、主としてソフトウェア で模擬した部分試作品を実際に製作して、メモリ 及び CPU の様々な故障 (一時、永久) を模擬的に発生させ、OBC システム が常にフェールオペレーショナル な動作を行うことを実証した。これに引き続き、この アルゴリズム に基づいて、耐放射線強化素子を使用した次世代の フォールトトレラント OBC の社内開発を実施中である。

このほか、ACS システム の高信頼性化のために、高信頼性ソフトウェア の開発環境の整備、耐放射線強化素子の開発などを社内の関連部門の協力を得て進めている。

4. む す び

我が国の宇宙開発は今、開発の時代から幅広い宇宙利用の時代へと移行し始めたところであるといえよう。この中で、当社における人工衛星の姿勢制御技術は、スピン安定型から三軸安定型へ、技術導入から自主国産へという変遷を経て、現在は技術開発の重点が柔軟構造物の制御、フォールトトレラント 技術のような分野に移ってきている。更に、近い将来、宇宙基地、フリーフライヤ、大型の宇宙 プラットフォーム、有人の有翼飛行体などの計画を実現していくために、

- ・ ランデブドッキング のような航法・誘導技術
 - ・ 宇宙での組立・修理・回収などの作業を可能にするためのロボティクス、人工知能の技術
- のような高度な自動化技術、システム 制御技術を早急に確立すること

が必要になってきている。当社では、関係諸機関の御指導の下に、これらの技術分野についても検討を鋭意進めている。

我が国におけるこれらの技術の確立が、宇宙利用計画の今後の発展の大きな原動力の一つになると思われるが、それに当社が寄与できることを念願する次第である。

(原稿受付 昭 62-1-12)

参 考 文 献

- (1) 武田, 真鍋: 機械共振系の制御 ルーパ におよぼす影響, 電気学会雑誌, 79, No. 848 (昭 34-5)
- (2) 谷沢, 金井: モーダルバランス に関する一考察, 第 30 回宇宙科学技術連合講演会 (昭 61-10)
- (3) S. Manabe, K. Tsuchiya: Controller Design of Flexible Spacecraft Attitude Control, IFAC 9th world Congress (1984-7)
- (4) T. Kashiwase, M. Inoue, K. Yamada, K. Tsuchiya: Precise Pointing Control of Flexible Spacecraft, ISTS (1986)
- (5) 土屋ほか: 柔軟衛星の姿勢制御, 計測と制御, 24, No. 5 (昭 60-5)
- (6) Large Space Antenna Systems Technology-1982, Proc of Conference sponsored by the NASA OAST and Langley Research Center, NASA CP-2269 (1982)
- (7) 狼ほか: 柔軟宇宙構造物 ダイナミクス の定式化について, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-4 (昭 60-2)
- (8) 狼, 藤井: 柔軟衛星の モデリング・ハイブリッドシステム と トランケーション, 日本航空宇宙学会誌, 32-364 (昭 59-5)
- (9) 杉山, 成田: ビルディングブロック 法 による エレベータ・建物系の振動解析, 日本機械学会講演論文集 No. 830-15 (昭 58)
- (10) K. Tsuchiya et al: Performance of Reduced-Order Adaptive Identifiers for Oscillatory Distributed Parameter Systems, AIAA G&C Conference (1984-8)
- (11) 土屋, 柏瀬: 大型柔軟衛星の低次元 モデル, JAACE '86-5, 第 30 回 システム と制御研究発表講演会
- (12) J. N. Aubrun et al: Acoess Five Phase 1 A, LMSC Technical Report, RAND-TR-82-21 (1982-3)
- (13) Ikeuchi, Anzai, Suzuki, Natori: Safety Design of Low Altitude Observation Satellite, IFAC Workshop on Reconfigurable Spacecraft Systems, Autonomous and Non-Autonomous (1984)
- (14) 池内ほか: デジタル 制御系の セーフティ 設計, 第 27 回宇宙科学技術連合講演会 (昭 58)
- (15) 鈴木ほか: 姿勢制御系の再構成, 第 29 回宇宙科学技術連合講演会 (昭 60)
- (16) 中川, 三谷: 人工衛星搭載用計算機 (OBC) の開発, 第 27 回宇宙科学技術連合講演会 (昭 58)

大型伸展・展開構造物

小泉孝之* 谷沢一雄***
山本和夫* 浅葉 誠**
倉藤 康**

1. ま え が き

宇宙空間に大型構造物を構築する手段として現在考えられているのは、伸展・展開、組立、製造である。伸展・展開とは、構造物を輸送可能な程度にコンパクトに収納して、軌道上で所定の大きさまで自動的に広げる概念であり、組立とは部材あるいは部分構造をマニピュレータあるいは宇宙飛行士の船外活動によって全体構造に組み上げる概念、製造とは材料を軌道上に輸送し、加工又は化学処理を加えて構造材を作り上げる概念である。この中で、現状のレベルでは伸展・展開、組立の手段が有効と考えられている。欧米を中心として世界各国でその方式及び関連技術の開発が行われており、当社においても、宇宙関連の中核技術の一つとして、精力的に開発が行われている。

本稿では、我が国を含めた世界各国の大型伸展・展開構造物開発の現状、当社の開発状況、開発上の課題と問題点、将来動向を中心に述べる。

2. 大型伸展・展開構造物の現状

2.1 諸外国における状況

宇宙大国である米国では、数多くの展開構造物が提案、試作、実用化されている。代表格として展開アンテナが挙げられるが、昭和49年に打ち上げられた技術試験衛星 ATS-6 搭載のラップリブ型メッシュアンテナ(図1.)の実用化以来、TDRS, Galileo 等で口径5m級の展開メッシュアンテナが実用に供されている。ほかに、アドバンスドサンフラーとして有名な、ソリッド鏡面展開アンテナの研究、試作が行われている。次の目標としては、移動体通信衛星への適用を考えた口径20~30m級のアンテナの開発、更にNASAのLMSS(Land Mobile Satellite System)計画における口径100m級のアンテナの開発があり、フープコーム型の口径15mのメッシュ展開アンテナが既に試作されている。

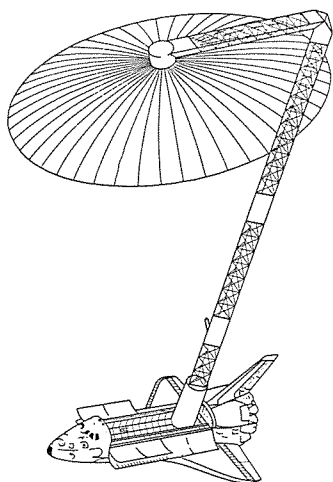


図1. ラップリブ型アンテナ

一方、大型プラットフォームの基幹構造用に、伸展・展開トラスの開発が進んでいる。NASAのMSFC(Marshall Space Flight Center)は、Rockwell International社及びBought社と各種トラス概念を検討し、最適候補案としてボックス型トラスを試作している。これは、一辺2mの立方体トラスでCFRPからなり、13~15kgと極めて軽量の構造となっている。また、伸展構造として歴史的に有名なものにAstro社製のアストロマストがあり、Galileoのアンテナマストやシャトル搭載フレキシブルパドルの伸縮マストとして既に打上げ実績をもっている。

ヨーロッパにおいては、ESA(European Space Agency)を中心に中小規模の展開構造物が開発されている。サンドイッチ型太陽電池パドルでは、西独のMBB社がOTS衛星やIntelsat衛星で、オランダのFokker社がDBS衛星でそれぞれ実績をもっている。展開アンテナでは、MBB社の開傘型アンテナ(開口径3.6~8m)、SELENIA社のソリッド鏡面展開アンテナ(開口径3.7m)、Dornier社の合成開口レダアンテナなどが開発中である。

2.2 国内における状況

国内では、12年ほど前から関連研究機関及びメーカーで開発が始められている。これらの開発のタイプは2種類ある。一つは大型展開アンテナなど、具体的目標に向け開発するもの、他の一つは展開構造の基本構造の究明や新概念の確立を目標として開発するものである。前者の例としては、日本電信電話(株)(NTT)の口径3.5m展開アンテナ⁽¹⁾、宇宙開発事業団(NASDA)のソリッド面展開アンテナ⁽²⁾、当社中央研究所が試作したデュアルメッシュアンテナ⁽³⁾等がある。後者の例としては、宇宙科学研究所(宇宙研)のシンプレックスマスト⁽⁴⁾、可変立体トラス⁽⁵⁾⁽⁶⁾、二次元展開トラス⁽⁷⁾、ヘリカルマスト、航空宇宙技術研究所(航技研)の伸展式実験台⁽⁸⁾、二次元展開トラス⁽⁹⁾などがある。いずれも、まだ打上げ実績がなく、開発・試作の段階である。

3. 当社の開発状況

当社では、衛星システムの開発の一環として、太陽電池パドルや展開型アンテナ等の展開構造物を、また、各研究機関との共同研究として伸展マストや展開トラス等を開発している。

3.1 大型伸展構造物

大型伸展構造物としては、宇宙研及び航技研と共同で、伸展マスト、伸展式実験台、可変立体トラスなどの開発を進めている。伸展マストは一次元的に伸縮する軽量の柱、伸展式実験台はトラスで組まれた剛な足場、可変立体トラスは形状可変の腕にたとえられる。

3.1.1 伸展マスト(シンプレックスマスト)

伸展マストは、長さ数十メートルの大型張力膜構造の太陽電池パドルを支える柱として使われる。伸展マストには、膜状のパドルを伸展・収納させる機能と、伸展後の膜の張力を支える圧縮部材としての機能が要求される。当社で試作したマストは、宇宙研三浦教授の考案になるシンプレックスマストと呼ばれるもので、3本のGFRP縦通材、その縦通材を結合する三つまた(又)のスペーサとそのスペーサ間

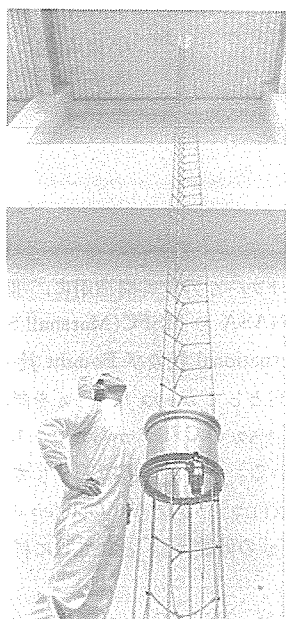


図 2. 13 m シンプルックスマスト

を斜に結ぶステンレスワイヤからなっている。このマストは、収納時には縦通材が座屈して折り畳まれるために、非常にコンパクトに収納される。昭和 60 年度に全長 13 m のマスト (図 2.) を試作し試験を行った結果、十分な伸展・収納機能を持ち、振動特性としても解析と設計の一致が確認された。固有振動数は 2.8 m 伸展で 6.8 Hz, 8 m 伸展で 1.6 Hz である。

3. 1. 2 伸展式実験台 (DTB)

伸展式実験台は、宇宙基地で予定される理工学実験・科学観測等において、実験機器を基地本体から離れた任意の位置に設置するために用いられる。その構造は、一辺 2 m の箱形トラス構造体が連なったもので、伸縮する斜材と折れ曲がる縦材により全体が伸展・収納されるものである。各部材はラッチ機構を持ち、折れ曲がった状態や縮んだ状態から伸展したときに確実に固定され、また簡単な操作で外れるようにピンやツメを使っている。昭和 60 年度に伸縮部材と折れ曲がり部材 (図 3.) を試作し、ラッチ機能及びラッチ後の剛性確認が行われた。今後は、各部材をトラス構造物に組み上げて伸展試験を行う予定である。

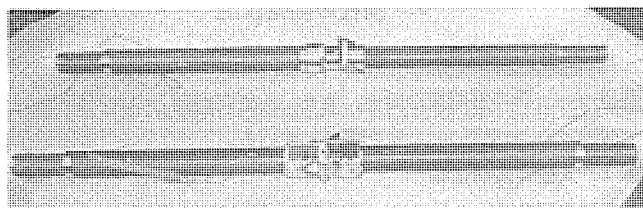


図 3. 伸展式実験台用伸縮部材(上), 折れ曲がり部材(下)

3. 1. 3 可変立体トラス (VGT)

可変立体トラス (図 4.) は、一次元的に展開して形状変更可能な 8 面体トラス構造の連なったものである。基本要素は 6 個のヒンジ、6 本の斜材、6 本の横材からなり、斜材と横材を任意の組合せで伸縮させることにより、様々な伸展・収納モードを実現することができる。試作モデルでは、一つのモジュールの中で平行な一組の斜材を同時に伸縮させてトラス全体を伸展・収納させるモードを採用している。試作品は 6 モジュールからなり、伸展時全長 4.5 m, 収納時全長 0.7 m である。なお、試作品の場合はアルミニウムを主体に構成したた

め、全重量約 65 kg である。

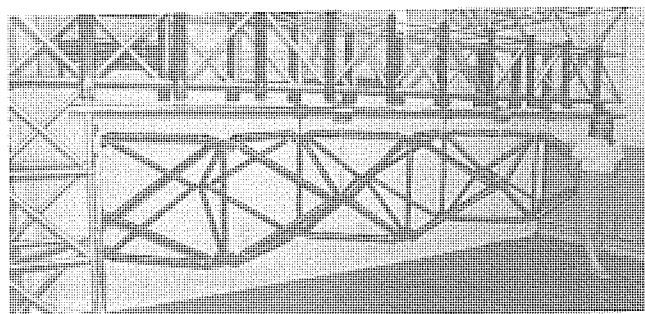


図 4. 可変立体トラス

3. 2 大型展開構造物

大型展開構造物としては実衛星対応のものが多く、打上げに向けて開発されているものが多い。具体的には、太陽電池パドル、合成開口レーダアンテナ、展開アンテナ、展開トラス構造などが開発されている。

3. 2. 1 太陽電池パドル

三軸衛星の出現に伴い、太陽電池パドルは大型展開構造物として取り扱われるようになった。当社は、昭和 49 年以来、三軸衛星用軽量化太陽電池パドルの開発を行っており、技術試験衛星 V 型 (ETS-V), 地球資源衛星 1 号 (ERS-1), 技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) の太陽電池パドルを NASDA から受注し、開発製作中である。このパドルは数枚のパネルからなり、各パネルは、CFRP の四角のフレームの中に太陽電池セルを、はりつけた薄膜を張力をかけて張る構造にすることで軽量化を図っている。各パネルは展開ヒンジで結合され、打上げ時には折り畳んで衛星側壁に固定しておき、軌道上でヒンジのばねにより展開される。ETS-V 用太陽電池パドル (図 5.) については、現在までに振動・音響・熱真空・展開等の試験がなされ、設計・製造方法が確立されている。

3. 2. 2 合成開口レーダアンテナ

このアンテナは、全天候性で高分解能をもつ地球観測用リモートセンサで、ERS-1 搭載用として当社が資源リモートセンシングシステム技術研究組合 (RRSS) から受注し、開発・製作を行っている。これは、1.4×2 m のパネル 8 枚をヒンジで結合したもので、展開後は 2×12 m の平面となる。展開はヒンジの渦巻ばねにより行われ、最終形状に至るまでに 3 段階の展開 (図 6.) を行う。太陽電池パドルとの相違としては、展開数が多い、展開後の平面精度・熱変形量に対する要求が厳しい (翼端変位 25 mm 以下) などが挙げられる。このため、アンテナの中央にセンターアームを介し、各放射パネルは CFRP のサポー

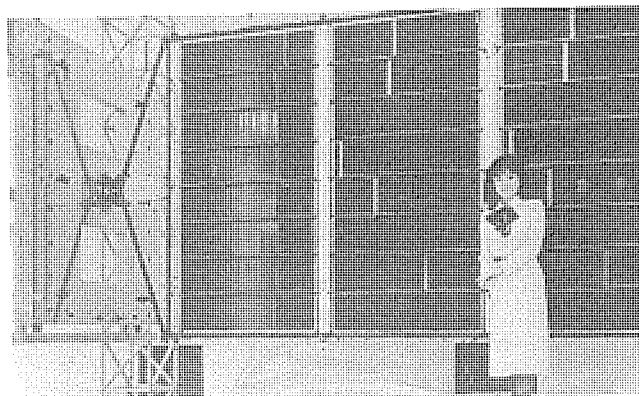


図 5. 技術試験衛星 V 型の太陽電池パドル

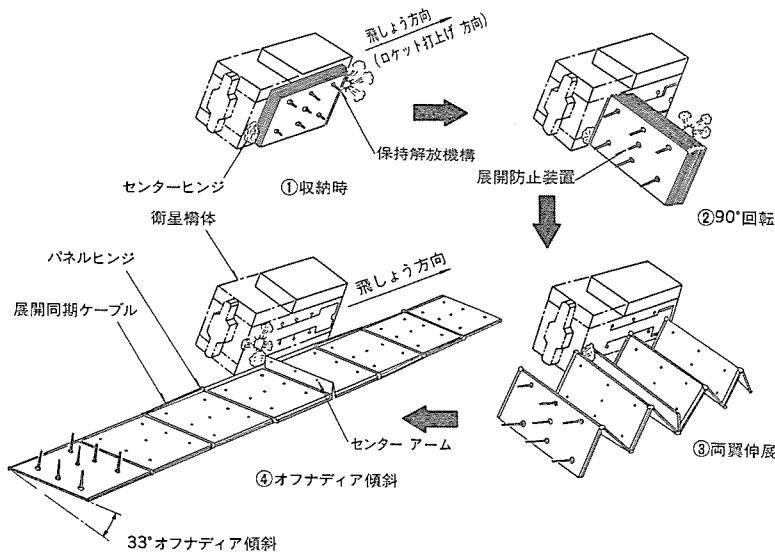


図 6. 合成開口 レーダアンテナ 展開 シーケンス

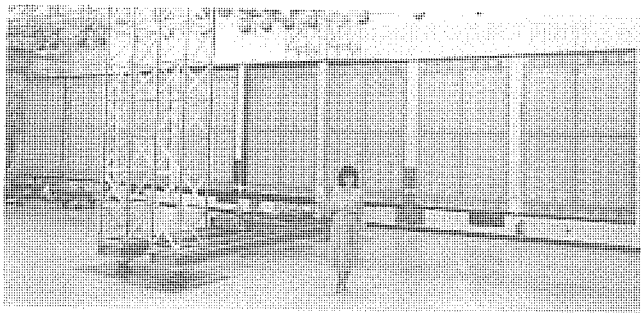


図 7. 合成開口 レーダアンテナ

トパネルで補強する構造となっている。当社では NASDA から委託を受け昭和 57 年から研究開発を行い、研究開発モデルにおいては振動・展開・熱真空・熱変形試験を行って設計の妥当性をハードウェアレベルで検証した。この成果は RRSS に引き継がれ、ERS-1 搭載用として現在、エンジニアリングモデルの設計・製造に至っている (図 7.)。

3. 2. 3 展開アンテナ

衛星搭載用アンテナには、CFRP サンドイッチ板等の剛な鏡面を展開させるものと、メッシュ膜を張ったフレーム構造を展開させるものがある。サンドイッチ鏡面は、準ミリ波帯の通信ミッションに使用されるため、鏡面精度 0.2 mm rms 以下、展開再現精度 30 秒以下という高い精度が要求される。当社では、昭和 57 年から開発を行っており、開口径 1m から 3.5m のものを試作し、振動・展開・熱真空等の試験を行い、基本機能の確認がなされている (図 8.)。一方、メッシュアンテナとしてはファンリブ型とデュアルメッシュ型のアンテナを開発している。ファンリブ型アンテナとしては、昭和 59 年度に NTT から受注・開発した開口径 3.5m の S バンド用オフセットカセグレンアンテナがある。これは、半径方向に展開するリブにメッシュを張ったもので、展開後はメッシュ膜を裏側からワイヤで引っ張ることにより、所定のパラボラ鏡面を実現する。このアンテナは 2 mm rms 以下の鏡面精度を達成しており、環境試験を経た後、所定の電気性能を満たすことが確認されている。デュアルメッシュ型アンテナは、多数のヒンジによって折り畳み可能なフープ状の剛フレームと、パラボラ面を形成する 2 枚のメッシュ材と、メッシュ材を互いに内側に引っ張ってメッシュにパラボラ形状を与えるためのタイワイヤから構成される。この方式の特長としては、フレームが外周にあって反射面がメッシュ材のみであることから非常に軽量であること、収納効率が低いこと、タイワイヤの数及び分布によ

って鏡面精度の調整が可能であることなどが挙げられる。そのため、このアンテナは 5~10 m の移動体通信用アンテナに適用できる。試作モデルはアルミフレームで作られており、開口径 2 m、鏡面精度 1.3 mm rms、重量 4.7 kg である (図 9.)。

3. 2. 4 展開トラス

展開トラス構造は、例えば宇宙基地の大型アンテナ鏡面のように二次元的な面を必要とし、なおかつ面精度が高い構造体を目標として開発されている。当社は二つのタイプのものを試作している。一つは宇宙研小野田教授の考案になるもので、平行 6 面体の斜材が伸縮することにより、展開・収納を行うものである。展開はばね力によって行われ、展開後は各ヒンジはラッチされ、剛性の高いトラス構造を形成する (図 10.)。このモデルは 9 セル試作され、展開・収縮機能が確認された。他の一つは、展開後にヒンジのアクチュエータによってトラス構造体の形状そのものを変化させ、面精度の調整や熱変形補償を行おうとするもので、宇宙研と共同して現在開発中である。

4. 開発上の課題

現在開発中の大型伸展・展開構造物の課題について以下に述べる。

4. 1 大型化

衛星ミッションの多様化に伴って伸展・展開構造物の大型化要求が

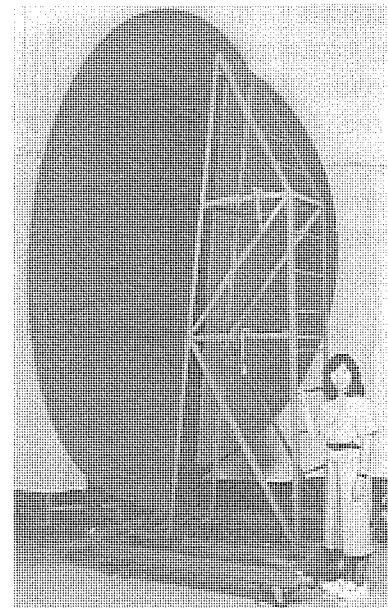


図 8. サンドイッチ鏡面展開アンテナ (開口径 3.5 m)

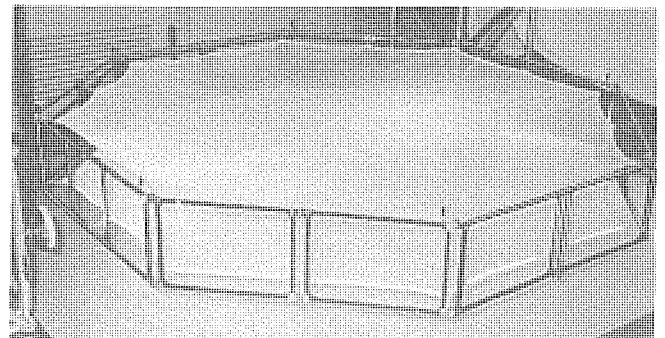


図 9. デュアルメッシュ型展開アンテナ (開口径 2 m)

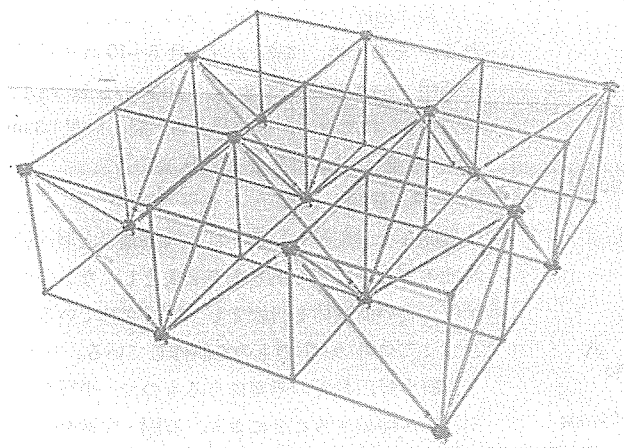


図 10. 二次元展開トラス

高まり、その規模に応じた最適な伸展・展開方式の開発が必要となる。また、大型化は構造の柔軟性の増大につながり、姿勢制御系に大きな影響を与える。そのため、姿勢制御系の設計において柔軟な構造を考慮する必要があることから、構造ダイナミクスの高精度予測が不可欠となる。

4.2 地上試験法の確立

構造の大型化に伴い、軌道上と地上での挙動に重力や大気の有無に起因する著しい差異が生じる。したがって、1 G 大気中における伸展・展開試験法及び評価法を確立する必要がある。また、全体の振動試験が不可能になり、部分試験による全体挙動の高精度な推定評価技術の開発が急務となる。

4.3 高信頼性及び高精度化

伸展・展開の動作が満足に終了するか否かは、これらの構造物の死命を制するので、信頼性の高い機構の開発が必要であり、そのために真空潤滑技術などの高信頼性化が必要となる。更に、アンテナなどの高精度機器への適用を考えた場合、構造の形状精度が厳しくなり、材料の高精度成形技術、熱膨張のコントロール、がたを極力抑えたラッチ機構の開発などが解決すべき技術課題となる。

5. 大型伸展・展開構造物の将来動向

将来、大型伸展・展開構造物が発展する方向として、二つの方向が考えられる。それは、大型システム化と適応構造化である。大型システム化することは、需要の増加、生産量の増加、限定された資源の有効利用、ミッションの高精度化・高性能化、ミッションコストの低減などの利点がある。大型システム化するためには、構造・熱・制御を包含する設計・解析技術、材料・製造技術、試験技術などの技術の複合

化が必要となる。

一方、適応構造化とは、ミッションを遂行する際に、ミッションからの要求に応じて構造自身の形状を変化させ、最適な形態を保つことであり、宇宙基地や宇宙プラットフォームに代表される今後の宇宙構造物の大規模かつ複雑な形態と多様なミッションに必要となる。そのため、今後の伸展・展開構造物は、単に伸展・展開あるいは収納機能を持つだけでなくとどまらず、ミッション要求に応じ、あるいは自律的に自身の形態形状を意のままにコントロールできる極めて知能的な装置へと発展する必要がある。

6. む す び

大型伸展・展開構造物の開発は、今後ますます本格化し、関連技術の研究開発は一層重要性を増す。本稿がその研究開発の方向付けの一助となれば幸いである。最後に、開発に当たり、御指導・御協力をいただいた宇宙開発事業団、文部省宇宙科学研究所、科学技術庁航空宇宙技術研究所、日本電信電話(株)及び資源リモートセンシングシステム技術研究組合の各位に深く感謝する。

参 考 文 献

- (1) 目黒ほか：衛星搭載用アンテナの地上試験法，第28回構造強度，p. 52 (昭61)
- (2) 久田ほか：ソリッド面展開型アンテナの開発，第30回宇科連，p. 78 (昭61)
- (3) 田畑，山本：デュアルメッシュ型アンテナの鏡面精度解析，第29回宇科連，p. 232 (昭60)
- (4) K. MIURA, M. NATORI, et al : Simplex mast : an Extendible Mast for Space Applications, ISTS, p. 357 (1984)
- (5) K. MIURA : DESIGN AND OPERATION OF A DEPLOYABLE TRUSS STRUCTURE 18TH AEROSPACE MECHANISMS SYMPOSIUM, NASA-CP-2311 p. 49, (1984)
- (6) K. MIURA, H. FURUYA : AN ADAPTIVE STRUCTURE CONCEPT FOR FUTURE SPACE APPLICATIONS, IAF-85-211
- (7) 小野田ほか：二次元展開トラス，第29回宇科連，p. 240 (昭60)
- (8) 藤森ほか：伸展式実験台ラッチ機構の試作，第30回宇科連，p. 330 (昭61)
- (9) 甲斐ほか：二次元展開構造の検討，第2回宇宙構造物研究会 (昭61)

人工衛星における能動型熱制御

増本 博光* 大串哲郎***
桜井也寸史** 金森康郎+
木村 弘*

1. ま え が き

人工衛星の歴史を振り返ってみると、その温度制御は過去の長い間、比較的シンプルな方法で達成されていたことが分かる。低高度、高高度を問わず、地球を周回する衛星ではいわゆる受動型熱制御方式が採用されていた。受動型とは、もともと何ら動く部分を持たないことを意味し、高い信頼性を必要とする衛星にとって最も望ましい方式であるといえる。衛星外表面や電子機器のコーティング、表面処理を内部の発熱に応じて適切に選択し、発熱分布が均一になるように機器配置を工夫することなどが受動型熱制御方式の具体的な手法である。アルミ蒸着プラスチックフィルムを多層にして構成したインシュレーション、宇宙環境下で安定した特性を持つペイントなどが開発され、重要な役割を果たしてきた。

しかしながら、近年、通信、資源探査と人工衛星の需要が高まるとともに、衛星の大電力化・多様化・長寿命化が進み、従来に比べて格段に柔軟でパワフルな熱制御系が必要となっている。受動型から熱的パラメータを積極的に変化させて温度制御する能動型への転換が不可欠である。三菱電機(株)は、人工衛星開発の初期から能動型による衛星の温度制御に着目し、早くも昭和46年には宇宙開発事業団(NASDA)の御指導の下に、代表的能動熱素子であるヒートパイプの研究に着手した。ほぼ時期を同じくしてサマルルバの開発にも着手し、これらの成果は、昭和57年に打ち上げられた技術試験衛星Ⅲ型(ETS-Ⅲ)による飛しょう実験へとつながった。1年半にわたるデータから、搭載されたヒートパイプとサマルルバがいずれも設計どおりの性能を宇宙環境下で示すことが確認された。

ETS-Ⅲにおける成功は、その後に続く本格的な大型衛星、ETS-V及び地球資源衛星1号(ERS-1)における能動型熱制御の大きな足掛かりとなった。これらの衛星では、多くのヒートパイプやサマルルバが用いられ、複雑な温度制御システムを構成している。宇宙基地が出現する1990年代(昭和65年)には、我が国でもフリーフライヤーや静止プラットフォームなど従来の衛星の概念とはかけ離れた宇宙機の打上げが予定されている。その開発は目前に迫っているが、これらの宇宙機には更に一歩進んだ能動型熱制御が必要となると予想される。

本稿では、能動型熱制御技術の開発現況と将来動向について述べる。

2. 能動型熱制御素子の開発現況

2.1 ヒートパイプ

ヒートパイプは、液体の相変化に伴う潜熱の授受を利用した熱伝達素子である。密閉された管内にはウィックと呼ばれる多孔質材料が装着され、適量の作動流体が充てんされている。管の一端を加熱すると液体は蒸気となって流れ、冷却部にて凝縮し、凝縮した液体はウィックに生ずる毛管圧力差によって再び加熱部へ帰還する。蒸気は管内の至る所に充満し、ヒートパイプを様な温度にする作用を持つ

ている。

ヒートパイプ内にわずかな不凝縮ガスを封入すると、興味深い現象が起きる。この場合も端部を加熱すると蒸気流が生じるが、管のもう一端の冷却部には、不凝縮ガスにより蒸気の流れ込まない領域、すなわち、熱の伝わらない領域が形成される。この不凝縮ガス領域の長さは、蒸気温度が高くなるとヒートパイプ内圧が高まるために短くなる。蒸気領域は冷却部に大きく広がり、加熱部からの熱は冷却部に伝えやすくなる。逆に蒸気温度が下がると蒸気領域は縮小し、熱を伝えるにくくなる。このように、蒸気温度によって加熱部と冷却部間の熱伝達率(コンダクタンス)が変化するため、この効果を利用して電子機器の温度制御が可能である。このタイプのヒートパイプを可変コンダクタンスヒートパイプ(VCHP)と呼ぶ。これに対して、通常のヒートパイプを固定コンダクタンスヒートパイプ(FCHP)と呼ぶ。

宇宙用ヒートパイプ開発において最も重要な技術課題は、無重力下

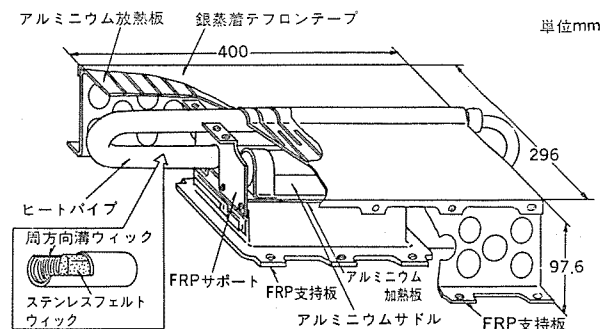


図1. ヒートパイプ実験装置の構成図

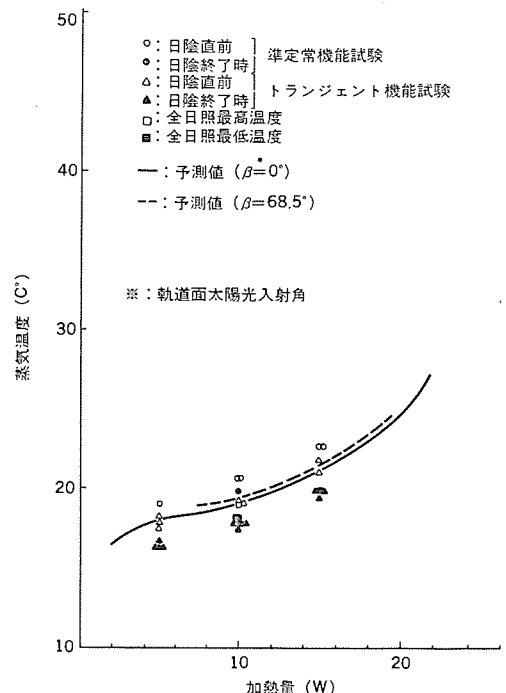


図2. VCHP温度制御性能フライトデータ

* 三菱電機(株)鎌倉製作所(工博) ** 同製作所 *** 同中央研究所
+ 宇宙開発事業団

における動作性能の保証である。ヒートパイプ内での熱流体現象は、表面張力という非常に小さな力で支配されており、地上試験のデータは重力の影響を強く受けるために、軌道上での性能とは直接には対応しない。解析において、重力の効果を適切に評価していることを多くの地上試験データから確認した後、初めて軌道上での性能予測が可能となる。昭和58年に打ち上げられた ETS-III による飛しょう実験の主眼は、無重力下での性能評価におかれた。実験に供されたのは図1.に示すホットリザーバ型 VCHP で、作動流体にはメタノール、ウィックとして周方向溝と管中央のフェルトから成る複合ウィックを用いている。1年を超える飛しょう実験では様々な動作試験が行われたが、図2.に示すように性能は極めて良好で、予測との良い一致が見られた。宇宙空間では、むしろ、より解析に近い挙動を示している。

ヒートパイプの本格的な衛星への応用として、次に取り組まれたのが ETS-V のヒートパイプペイロードパネルであり、このために、パネル埋め込みが可能な FCHP と VCHP が開発された。その外観と主要諸元を図3.、図4.に示す。FCHP には新たに軸方向溝ウィックを採用した。アルミ合金のエンベロープと一体成型されるのでウィックの実装が不要であり、曲げも容易なため形状に自由度がある。唯一の欠点は、多孔質材料のウィックと異なり、毛管圧力が小さいことで、重力の影響を一層強く受けやすい。図5.に FCHP の性能予測と地上試験結果を示しているが、このような良い一致を得るまでには解析に多くの努力がなされた。

2.2 サーマルルーバ

ルーバは、人工衛星の放熱面である外被に取り付けられ、外被温度に応じてブレードと呼ぶ熱的反射板を開閉して外被からの放射エネルギーを制御することにより、衛星の温度制御を行う能動熱制御素子である。ルーバは、開発の歴史も古く、多くの衛星で飛しょう実績があるが、太陽光照射下での放熱性能は太陽光の方位角によっては著しく低下する。そのため使用条件に制限を受けていたが、ブレードの回転方向を従来の並向回転から対向回転とすることにより、極端な放熱性能の低下を避けることが可能となった。

我が国では、NASDA の御指導の下に、昭和46年、三菱電機(株)

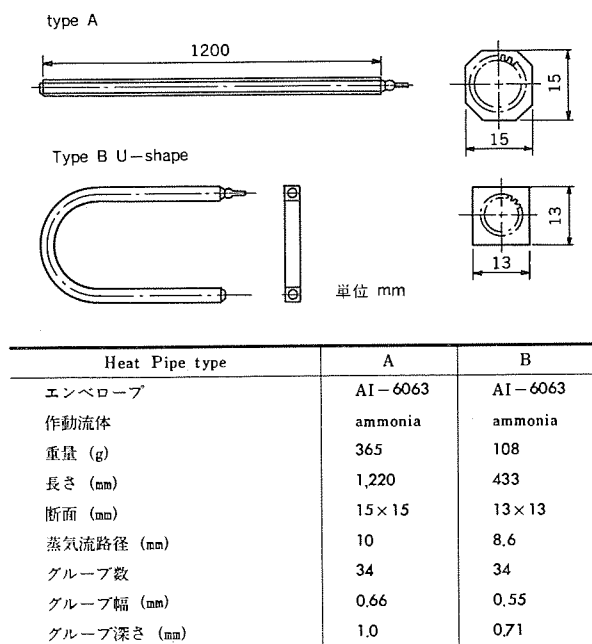


図3. FCHP 設計仕様

が研究に着手した。理論解析、実験の段階を経て、衛星搭載を前提に設計技術、製作技術の検討を行い、開発を進めてきた。この成果を踏まえ、能動式熱制御装置として ETS-III に搭載し、宇宙空間での飛しょう実験を行うこととした。この開発では、対向回転型ルーバの放射特性及び太陽光照射下での放熱性能を明らかにするとともに、実用化に際して必要な、①耐環境性、②基本機器としての軽量化、③ブレード軸受部の信頼性向上、④太陽光反射特性を向上させる全鏡面仕上げ、⑤アウトガスによる自己汚染の防止、などの開発要素を解決することを目指した。

ETS-III サーマルルーバ実験装置の構成と仕様を図6.に示す。ブレードはアルミ製で、表面は全開時の実効放射率を上げるためにも鏡面仕上げとしている。アクチュエータは、設計の簡易さ、重量、信頼性、開発コストなどの面からスパイラルバイメタルを採用した。太陽光照射下でのルーバの使用には、外部熱環境条件がバイメタル温度に影響して

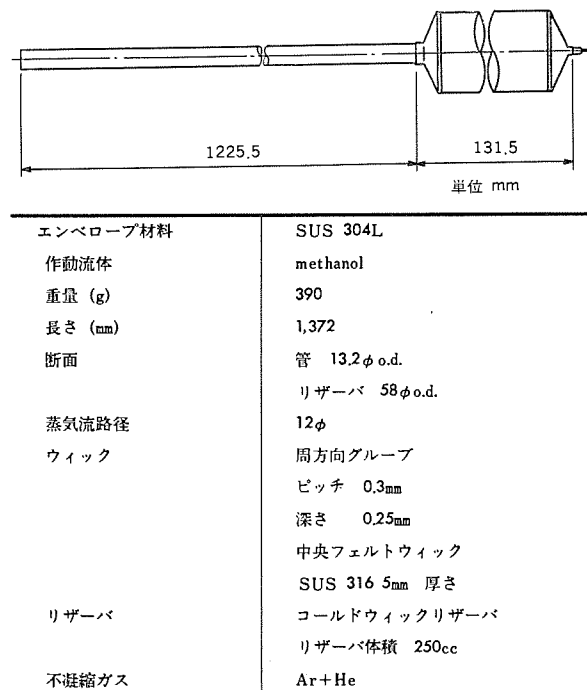


図4. VCHP 設計仕様

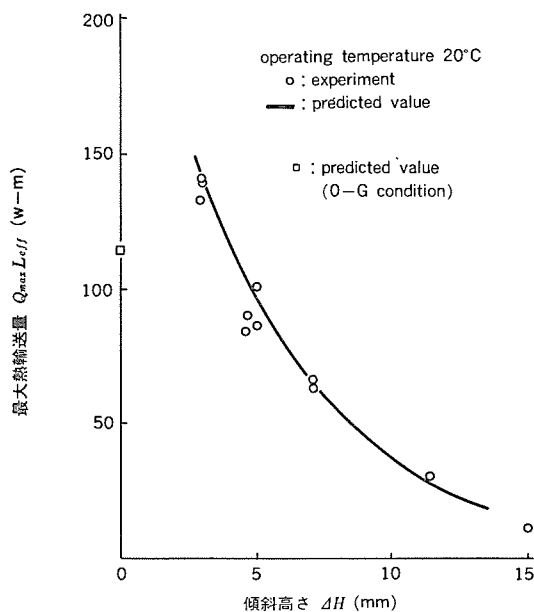


図5. FCHP 熱輸送性能

レードの回転角を狂わすことのないような設計が必要であり、レード軸及びバイメタルとの結合部材に熱伝導率が低く、使用温度範囲が広く、かつ機械的強度の高い高分子材料を用いた。軸受は自己潤滑性の高いテフロンブッシュを採用した。

ETS-III 能動熱制御装置の飛しょう実験は、昭和57年10月から開始され、約1年間にわたって続けられたが、性能は解析及び地上試験での結果とよく一致しており、放熱基板のコーティング材である銀蒸着テフロン太陽光吸収率の増加やレード回転機能の劣化はほとんどみられなかった。軌道上の運用での評価対象として重要な非定常熱制御性能は、軌道周期に合わせてヒータをON/OFFすることにより、確認した。表1.に結果を示すが、基板の最大温度超過は、立ち上がり約3°C、立ち下がり約1°Cであり、温度制御性の良好なことが確認できた。

その後、サーマルルバの軽量化と大型化が更に進められ、現在ではERS-1及びフリーフライ用の実用機が開発されている。

3. 能動型熱制御の人工衛星

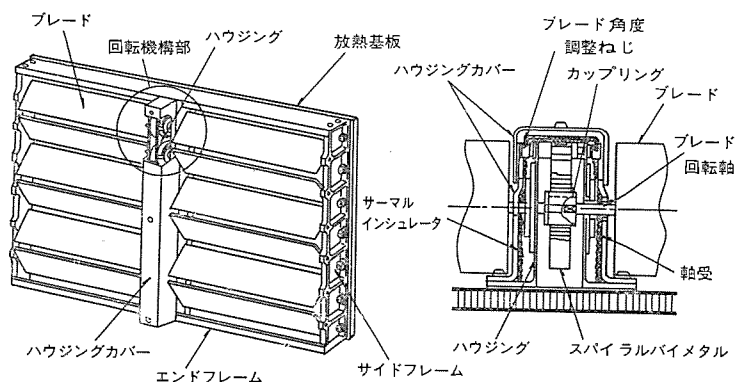
放送、通信などを目的として搭載されるミッション機器はますます大電力化の傾向を強めている。展開型太陽電池パネルは、こうした需要にこたえて、衛星のサイズにかかわらず必要な電力を生み出すことを可能にした。しかしながら、衛星内部で生じる電子機器の熱は衛星主構体の一部を放熱面として宇宙空間に排出されるため、放熱能力は依然として衛星サイズの強い制約下にある。このアンバランスを解決すべく、限られた面積から最大限の放熱能力を得ることが熱制御系の重要課題の一つになっている。

一方、観測や科学実験を目的としている衛星では、軌道上での運用が多様で常に機器のオンオフが繰り返されるが、機器の多様化と大電力化とがあいまって、その温度変化を一定範囲内に抑えることが難しくなっている。ここでもまた、異なった様式での能動型熱制御を必要としている。以下、典型的な能動型熱制御による衛星について述べる。

3.1 静止三軸衛星バス

人工衛星の中でも静止衛星は通信などで需要が極めて多く、したがって多くのミッションに対応可能な静止共通バス衛星を開発することが急務であった。我が国初の550kg級の静止三軸衛星であるETS-Vは、この期待を担って開発が着手された衛星で、静止三軸バス衛星の基盤技術を確立することを目的の一つとしている(図7.参照)。熱制御技術も重要な位置付けにあり、更にその中で大容量の放熱能力を持つヒートパイプ埋込パネルは、静止三軸バスの熱制御に不可欠な技術として認識された。

衛星の構体に用いられるアルミハニカムパネルは、軽量で剛性が高く、構造的には優れるが、熱伝導率が非常に小さく、パネルに搭載された電子機器の熱を拡散し、放熱するには好ましくない。良熱伝導率の金属の薄板をヒートシンクとして用いる方法があるが、大きな排熱能力を得るにはかなりの重量が必要となる。そこでヒートパイプの特



(a) 実験装置 (b) 回転機構部詳細

熱伝達性能	15W以上(宇宙空間をヒートシンク)
動作温度(放熱基板)	5~15Wの加熱量変化に対し、0~40°Cに制御
有効放射面積	1,200cm ²
実効放射率	ブレード全閉時: 0.15以下 ブレード全開時: 0.65以上
実効太陽光吸収率(ブレード全開時)	太陽光仰角 15°: 0.10以下 太陽光仰角 90°: 0.20以下
ブレード開き角設定温度	ブレード全閉: 5°C ブレード全開: 20°C
重量	2kg以下(放熱基板を含む)

図6. サーマルルバ実験装置の構成

表1. 基板温度及びバイメタル温度の温度変化率(飛しょう実験)

実験モード (周回数)	特性	ヒータON/OFF後温度変化率(°C/分)				備考
		5分後	10分後	20分後	30分後	
駆動機能 (3,910)	立ち上がり	1.37 0.34	0.84 0.66	0.40 0.62	0.16 0.32	基板 バイメタル
	立ち下がり	-0.88 -0.24	-0.51 -0.62	0.0 -0.22	0.0 -0.04	基板 バイメタル
駆動機能 (3,912)	立ち上がり	1.44 0.22	0.82 0.64	0.4 0.62	-0.13 0.24	基板 バイメタル
	立ち下がり	-1.03 -0.16	-0.57 -0.40	-0.08 -0.38	-0.21 -0.16	基板 バイメタル
駆動機能 (3,914)	立ち上がり	1.40 0.22	0.86 0.66	0.25 0.46	-0.04 -0.04	基板 バイメタル
駆動機能 (1,354, 1,366, 1,368)	立ち上がり	1.23 0.17	0.57 0.48	0.48 0.53	0.02 0.25	基板 バイメタル
	立ち下がり	-0.73 -0.15	-0.70 -0.53	-0.08 -0.23	-0.14 -0.15	基板 バイメタル

長を生かし、ハニカムパネルの熱的欠点をうまく補ったのがヒートパイプ埋込パネルである。

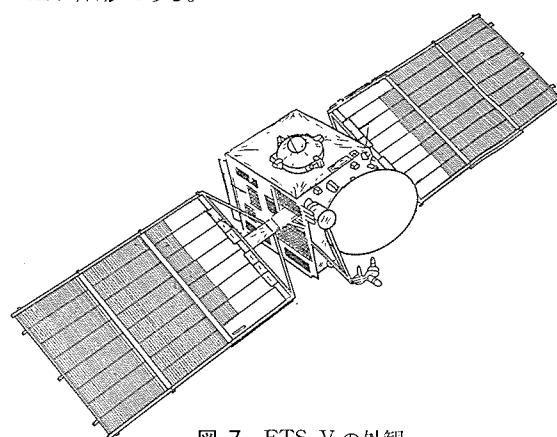


図7. ETS-Vの外観

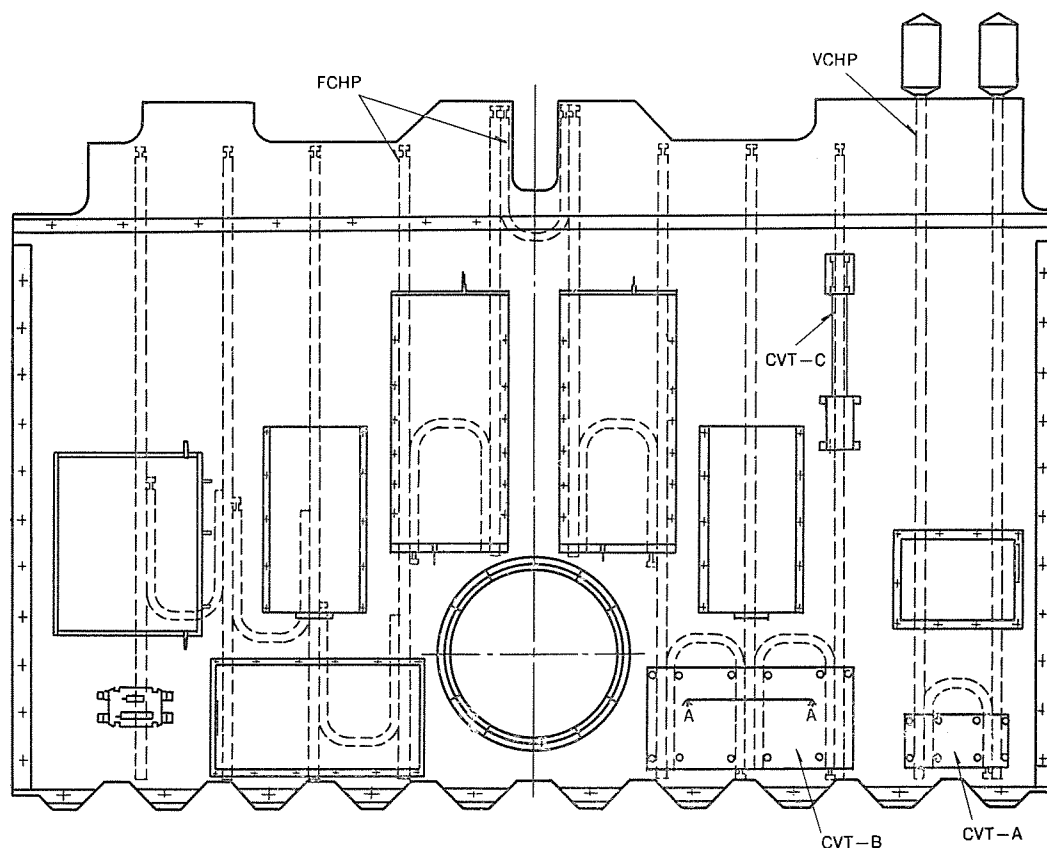


図 8. ETS-V¹ ヒートパイプパネルのレイアウト

図 8. にヒートパイプが埋め込まれている ETS-V の北面ペイロードパネルのレイアウトを示す。パネルのサイズは $1.6\text{ m} \times 1.1\text{ m}$ で、コアの厚さは 22 mm である。9 本のストレート型 FCHP は同一方向に配列され、8 本の U 字型 FCHP で互いに結合されている。U 字型 FCHP は、ストレート型 FCHP を横切る方向に温度を均一化させるはたらきがあり、放熱効率の向上をねらったものである。発熱変化の大きな電子機器は、U 字型 FCHP によって結合された 2 本の VCHP によって温度制御されている。VCHP を含めて計 20 本のヒートパイプはすべてハニカムパネル内に埋め込まれており、機器のパネルへの取付けを容易にしている。FCHP にはヒートパイプエンベロープと一体で成形されたフランジが付いており、機器取付けのねじを直接受けることができ、熱的には極めて都合がよい。

ETS-V の熱構造モデルを用いた熱平衡試験、音響試験、振動試験など一連の開発試験は無事終了し、ヒートパイプ埋め込みパネルが熱的にも構造的にも十分な性能を持つことが確認された。特に熱平衡試験において、VCHP と FCHP とが複雑に組み合わされたパネルの熱的挙動が正しく予測されたことの意義は大きい。

ETS-V より更に大型化を図った静止三軸バスのスタディも進められている。ペイロードパネルは $2\text{ m} \times 3\text{ m}$ と一段と大きくなるため、埋め込まれるヒートパイプの数量も増加すると予想される。こうした大型化において、ヒートパイプ間の熱的結合の確保が一つの重要なポイントとなる。図 9. は試作したパネルの温度分布を赤外画像によって示したものであるが、ヒートパイプ間の熱的結合の様子を明確に捕らえることができる。単に設計の検証のみならず、製造上の欠陥を調べるのにも有効な手段であろう。

3.2 多目的小型スペースプラットフォーム

宇宙空間の利用方法は数限りない。1992 年度 (昭和 67 年) に打上げが予定されている小型スペースプラットフォームは、天文観測、材料

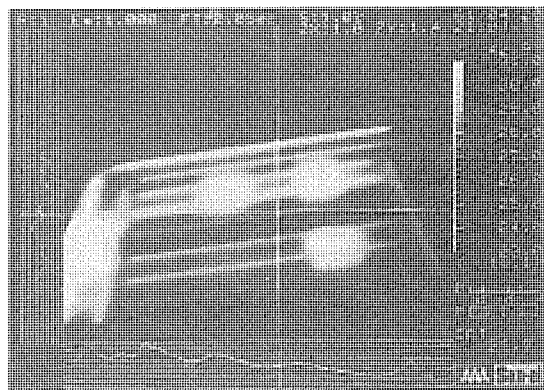
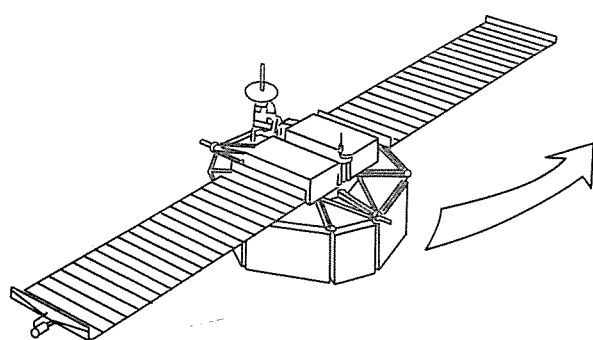


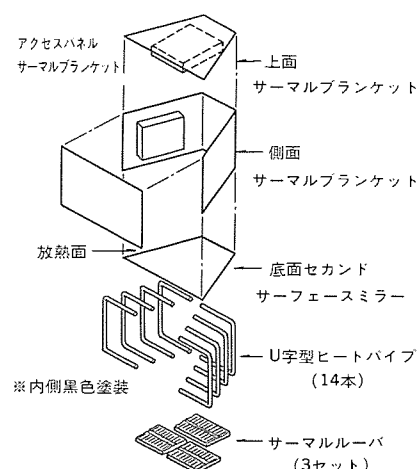
図 9. ヒートパイプパネルの赤外画像

・生物実験、種々の理工学実験などを行うことを目的とした再使用可能な宇宙機である。ペイロードを収納するボックスユニットには多種多様な機器が搭載されるため、熱制御系としては発熱量などの熱的特性が変わっても大きな変更なく対応できることが必要である。また、機器の運用についても大きなフレキシビリティが要求される。

このような要求に対処する手段として考えられたのが、サーマルルーバとヒートパイプとを組み合わせた能動型熱制御モジュールである。図 10. にペイロードユニットの熱制御系の概要を示す。主放熱面は反太陽指向面とし、他の面は多層インシュレーションによって外部と断熱した構成としている。機器搭載面は構造上、太陽指向面及び側面に限定されるため、機器の熱は放射及びヒートパイプによって主放熱面へ伝達される。ヒートパイプの利用は搭載面と放熱面の間の結合を強くして、ペイロードユニットの放熱能力を向上させることに寄与している。また、同時にユニットそのものを等温化し、その結果機器配置に自由度を持たせている。主放熱面にはサーマルルーバを装着し、ミッション休止期間中の機器の温度低下など、広範囲の発熱変化に対応できる設



(a) 小型宇宙プラットフォーム



(b) ペイロードユニット

図 10. 小型宇宙プラットフォームの熱制御系

計としている。現在、ペイロードユニットの熱構造モデルは製作が終了し、環境試験による性能評価の段階に進んでいる。

4. 能動型熱制御技術の将来動向

我が国の宇宙開発も大型化と多様化の方向にあり、熱制御技術もこれに対応していくことが必要である。熱的な課題をまとめると、以下ようになる。

- (1) コスト効率の良い衛星形状の追求と熱設計の整合
- (2) 衛星消費電力の大幅な増加による排熱面積の不足
- (3) 観測衛星の多機能化とセンサの能動冷却の必要性
- (4) 発電・材料実験に対応する高温熱輸送と蓄熱技術

(1)は、特に通信・放送衛星の熱設計について要求される課題であり、ヒートパイプ技術を縦横に駆使することが考えられる。これまで開発されてきた FCHP, VCHP 技術のほか、ヒートパイプ間の連結技術、マイクロヒートパイプなどが必要となろう。

(2)については、将来の通信プラットフォームや宇宙基地では、分散した熱源を統合してコントロールすることにより、バスとしての設計自由度が飛躍的に増大することから、展開型の集中ラジエータの使用が検討されている。熱源からラジエータまでの熱輸送の方式、展開部分の熱的連結方式、ラジエータの構成方法などの技術課題がある。熱輸送には、液循環ポンプ、キャピラリポンプ、二相ポンプ、サーマルポンプなどが考えられる。サーマルポンプは、ヒータの ON/OFF で駆動力を得る簡便なシステムである(図 11.)。ラジエータの構成は、ヒートパイプの埋め込み又はヒートパイプフィン組立方式が有効と考えられる。ヒートパイプは、モノグループ又はクラスターヒートパイプのような高性能ヒートパイプが必要である。ラジエータの面積を削減するため、地上でよく使用されているヒートポンプの適用も有効と考えられる。

(3)の課題については、従来放射冷却器が主流であったが、低軌道衛星のセンサの冷却では放射冷却器への熱流入が遮断し難いこと、サンシールドの取付けが難しいことなどから、能動式のクーラーの開発が進められている。振動や寿命の問題が完全には解決されておらず、対向型ピストン式スターリング冷凍器、ヴァルミヤ冷凍器などの開発が続

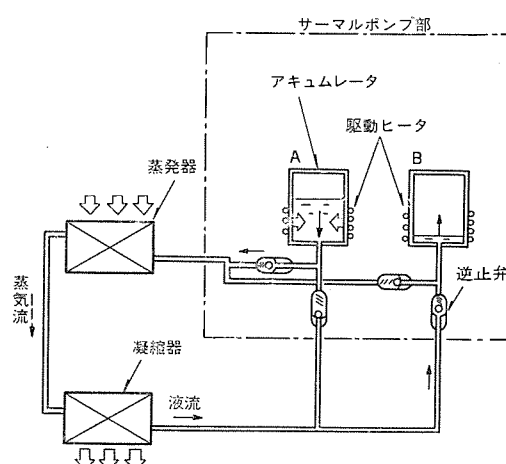


図 11. サーマルポンプの動作原理図

けられている。能動式冷却を採用した場合、センサ全体のシステムをまとめ上げる上で、デュア技術や極低温ヒートパイプ、ダイオードヒートパイプ、コンタミネーション防止技術などの複合技術が必ず(須)である。

(4)は、熱発電や材料実験に必要な高温での熱輸送及び蓄熱技術である。高温熱輸送方式としては Na ヒートパイプが有望と考えられているが、Na の液循環も有効と考えられる。蓄熱材との組合せを考えた集熱効率の高い系を考えることが重要である。排熱は、ラジエータの面積を減らすために、できるだけ高温に行うことからヒートポンプの使用が有効と考えられる。

5. む す び

ヒートパイプ及びサーマルルーバは、人工衛星の基本的な熱制御素子として不可欠な存在となっており、これらをいかに組み合わせより高度の熱制御要求を満たすシステムを構成するかが、今後の課題である。ハードウェア開発の草創期から発展へのフェーズへ移行する時期にきているといえる。次世代の能動熱素子である二相流体ルーバや極低温冷凍機が組み込まれたシステムも既に開発が計画されており、宇宙基地の時代にふさわしい展開が期待される。

人工衛星搭載用GaAs半導体デバイス

山上倅三*
北陽 滋*
上田和男*

伊木茂男*
園田琢二*

1. ま え が き

最近、商用分野への人工衛星の利用が急速に増大してきている。これに伴い、ミッション要求の拡大と経済性の観点から、衛星の大型化(大出力化)、長寿命化が図られている。GaAs半導体デバイスは、これらの要請にこたえ得る最適な性能をもっている。GaAs太陽電池セルは、素材結晶の物性的性質から、Si太陽電池セルに比較して高い変換効率をもち、温度上昇に対しても変換効率の低下が少なく、耐放射線性に優れているなどの長所を備えている。このため、GaAs太陽電池セルは、衛星搭載機器の中でも重量・容積の占有率の大きい太陽電池パネルの高出力化と長寿命化及び軽量化を可能にし得るものであり、将来の人工衛星用太陽電池の主流になると期待されている。今回、当社はこれらの要請に沿って、新たな技術開発を行い、より高性能の大面积、薄型GaAs太陽電池セルを開発した。

また、GaAs FETは、従来から低雑音素子を中心に、衛星搭載用トランスポンダに広く用いられてきている。更に、衛星のより一層の長寿命化、高信頼度化及び低消費電力化を図るために、トランスポンダの送信段に用いられているTWTA(Traveling Wave Tube Amplifier)のGaAs FETへの置き換えが進められている。今回、当社は、X帯TWTAのGaAs FETへのSSPA(Solid State Power Amplifier)化を可能にする高出力高効率GaAs FETを開発した。

本稿では、人工衛星搭載用GaAs半導体デバイスの中で、当社が新たに開発したGaAs太陽電池セルとGaAs FETの新製品について、その特長と今後の開発動向について紹介する。

2. GaAs太陽電池セル

昭和57年～58年に、当社は宇宙開発事業団(NASDA)の委託を受け、宇宙用GaAs太陽電池セルの開発を行った。昭和59年に、NASDA委託業務で開発したセルサイズ 2×2 cm、セル厚み280 μ m、変換効率17.5%のGaAs太陽電池セルが、宇宙用高信頼性共通部品としてNASDAの認定を受けた。このGaAs太陽電池セルは、昭和63年打上げ予定の通信衛星3号(CS-3)に電源用として搭載される。当社は更に、昭和61年から新たな技術開発を行い、より高性能化した大面积(2×4 cm)、薄形(200 μ m) GaAs太陽電池セルを開発した。

以下これらのGaAs太陽電池セルの構造と製法、性能及び今後の開発動向について述べる。

2.1 構造と製法

GaAs太陽電池セルの構造を図1.に示す。GaAsは表面再結合速度が大きいため、pn接合を形成した表面にGaAsより禁制帯幅の大きいAlGaAs層を設け、p-AlGaAs/p-GaAs/n-GaAsから成るヘテロフェース構造を形成している。この構造は、① AlGaAs結晶の格子定数がGaAs結晶の格子定数とよく一致するため、界面での格子整合性が極めて良く、発生キャリアの界面での再結合を小さくできる、② AlGaAsの禁制帯幅がGaAsより大きいため、発生キャ

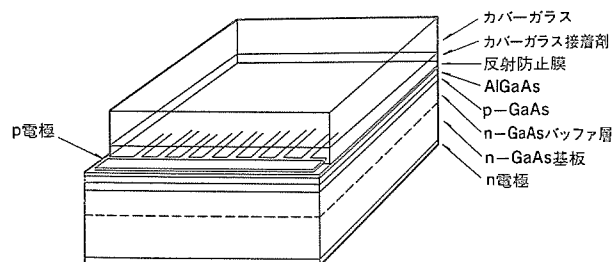


図1. 宇宙用GaAs太陽電池セルの構造

リアの表面への拡散が抑えられるなどの効果があり、発生キャリアの収集効率を高めることができる。

このヘテロフェース構造は、発光ダイオードやレーザダイオードで実績のある結晶成長法、すなわち、装置が簡単で良質の結晶を作成できる液相エピタキシャル結晶成長法で形成される。結晶成長ポットは、量産性を高め、均質な結晶を作るために種々の工夫がこらされた当社独自の縦型構造のポットを使用している⁽¹⁾。GaAs太陽電池セルの耐放射線性は、p-GaAs層の厚み、すなわちpn接合の深さ(X_j)に大きく依存するため、 X_j を $0.5 \pm 0.1 \mu$ mに御制し、放射線劣化を一定の範囲に抑えている⁽²⁾⁽³⁾。p-AlGaAs層の厚みは、短波長光の吸収をできるだけ小さくするために0.2 μ m以下に御制されている。また、p-AlGaAs層のAl組成比 x ($Al_xGa_{1-x}As$)は、耐湿性を考慮して0.86以下に抑えられている。p-AlGaAs層の表面には、表面での反射を低減し、p-AlGaAs層の保護を目的とする、耐湿性及び耐薬品性に優れたシリコン窒化膜(Si_3N_4)を形成している。膜厚は、700～800 Åに御制し、最適化を図っている。p電極は、密着強度の安定性と良好なオーミック接触を得るために、シリコン窒化膜及びp-AlGaAs層を選択的にエッチングし、直接p-GaAs層上にTi/Agを形成している。n電極は、オーミック性の良好なAu・Ge/Ni/Au/Agを形成している。Ag層は、インタコネクタとの接続性を高めるために、4.5 μ m以上の厚みに形成されている。セルの受光面には、150 μ mの厚みのカバーガラスを接着し、低エネルギー光子による放射線劣化を低減している。以上のようにして作られたセルサイズ 2×2 cm、セル厚み280 μ mのGaAs太陽電池セル(以下、“ 2×2 cm GaAs太陽電池セル”と

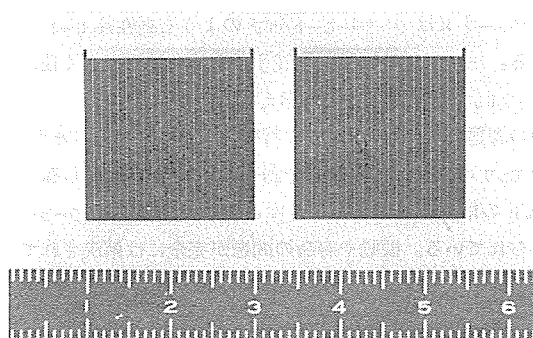


図2. 2×2 cm GaAs太陽電池セルの外観

表 1. GaAs 太陽電池 セルの主要特性 (代表例)

項 目	条 件	記 号	単 位	セ ル の 種 類		
				NASDA-1013-301 2×2 cm, 280 μm	PV 104 S-20 2×4 cm, 200 μm	PV 105 S-20 2×4 cm, 200 μm
開 放 電 圧	光 源 AM ₀ 光照射強度 135.3 mW/cm ² 測定温度 28°C	V_{oc}	V	0.97	0.975	0.975
短 絡 電 流		I_{sc}	mA	127	246	252
最 適 負 荷 電 圧		V_L	V	0.84	0.84	0.84
最 適 負 荷 電 流		I_L	mA	113	225	225
曲 線 因 子		FF	%	76.9	78.0	77.0
変 換 効 率		η	%	17.5	17.3	17.5
最 大 出 力		P_M	mW	94.7	187.1	189.2
温 度 係 数	V_{oc}	$\Delta V_{oc}/\Delta T$	mV/°C	-2.04	-2.04	-2.04
	I_{sc}	$\Delta I_{sc}/\Delta T$	mA/°C	0.08	0.16	0.16
	η	$\Delta \eta/\Delta T$	%/°C	-0.034	-0.034	-0.034
放射線に対する保存率	V_{oc}	—	—	0.92	0.92	0.92
	I_{sc}	—	—	0.86	0.86	0.86
	η	—	—	0.78	0.78	0.78
熱 特 性 (カバーガラス付き)	太 陽 光 吸 収 率	α_S	—	0.79	0.79	0.79
	熱 放 射 率	ϵ_H	—	0.83	0.83	0.83
	比	α_S/ϵ_H	—	0.95	0.95	0.95
重 量	カバーガラス付き (厚み 150 μm)	溶 接 タイ プ	mg	750	1,220	1,230
		はんだ付けタイプ		780	1,280	1,260
	カバーガラスなし	溶 接 タイ プ		600	860	860
		はんだ付けタイプ		630	920	890
単 位 面 積 当 た り の 出 力		—	mW/cm ²	23	23	23
単 位 重 量 当 た り の 出 力 (カバーガラス付き厚み 150 μm)	溶 接 タイ プ	—	mW/g	126	153	154
	はんだ付けタイプ	—		121	146	150

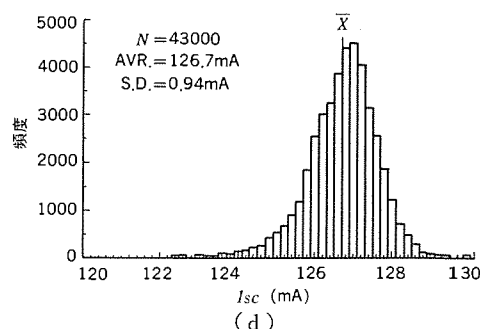
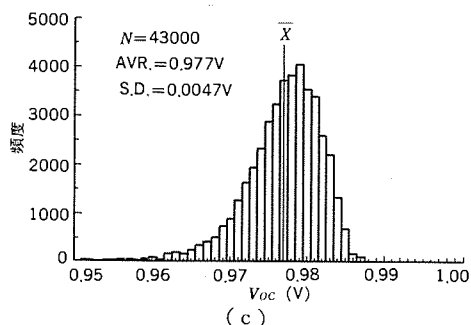
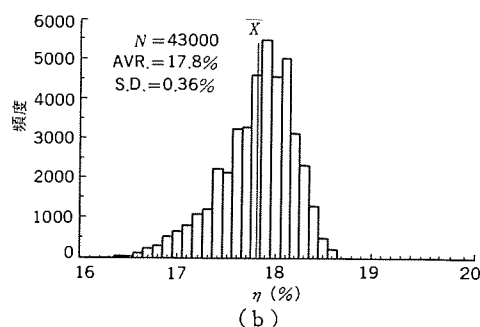
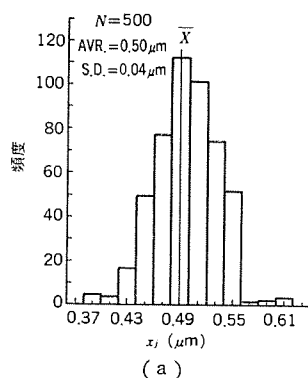


図 3. 2×2 cm GaAs 太陽電池 セルの主要特性のヒストグラム

呼ぶ)の外観写真を図 2. に示す。

2.2 性 能

当社が現在量産している 2×2 cm GaAs 太陽電池 セルの標準的な主要特性を表 1. に示す。また、主要特性の幾つかの分布を図 3. に示す。接合深さ x_j は、ほぼ 0.40~0.60 μm の範囲に御制され、

その平均値は 0.50 μm である。変換効率 (η)、開放電圧 (V_{oc}) 及び短絡電流 (I_{sc}) の平均値は、それぞれ 17.8%、0.977 V 及び 126.7 mA である。液相 エピタキシャル 結晶成長法による当社の GaAs 太陽電池 セルは、技術的にも生産能力的にも、世界に先駆けて実用段階に入ったといえる。

以下、GaAs 太陽電池セルの他の優れた性能である温度特性と耐放射線性について、Si 太陽電池セルと比較しながら紹介する。また、最後に GaAs 太陽電池セルの信頼性についても触れる。

(1) 温度特性

温度範囲が $-150 \sim +150^{\circ}\text{C}$ における、GaAs 太陽電池セルと Si 太陽電池セルの変換効率 (η) の温度依存性を図 4. に示す。0 $\sim$ $+100^{\circ}\text{C}$ の温度範囲に対する変換効率 (η) の温度係数 ($\Delta\eta/\Delta T$) は、GaAs 太陽電池セルが $-0.034\%/^{\circ}\text{C}$ 、Si 太陽電池セルが $-0.062\%/^{\circ}\text{C}$ である。したがって、GaAs 太陽電池セルは、セルの温度が上昇しても、Si 太陽電池セルに比較して高い変換効率をもつという特長がある。

(2) 耐放射線性

太陽電池セルは、他の衛星搭載機器と異なり、衛星の外部に設置されているため、宇宙空間における放射線（電子線、プロトンな

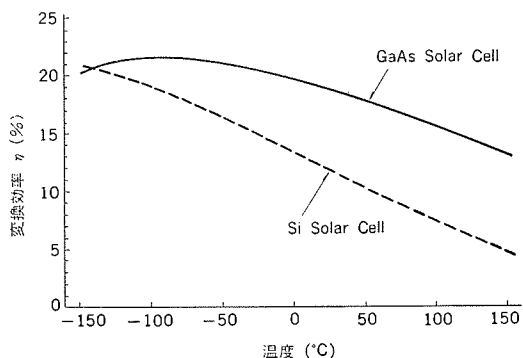


図 4. 変換効率 (η) の温度依存性

ど)を直接被ばくする。セルの受光面に装着されたカバーガラスは、太陽フリアプロトンを中心とする低エネルギープロトンを遮へいするが、電子線及び高エネルギープロトンは透過する。この透過した放射線は、太陽電池セルを構成する結晶に損傷を与え、太陽電池セルの特性劣化を引き起こし、太陽電池セルの寿命を決定する主要因になる。このため、太陽電池セルの耐放射線性の向上は、衛星の長寿命化を図る一つの重要な手段である。

衛星の電源設計は、衛星の寿命末期における太陽電池セルの出力予測を行い、寿命末期でも所定の電力が得られるように設計されている。ところで、太陽電池セルの放射線による特性劣化は、太陽電池セルの種類、被ばく放射線の種類、エネルギー及び照射線量、更には衛星の種類や衛星軌道によっても異なる。このため、衛星寿命末期での太陽電池セルの出力予測は、個々の衛星について、各種放射線による劣化率を累積して求める必要がある。例えば、CS-3 のようなスピン衛星が静止軌道で 10 年間に被ばくする累積放射線量は、1 MeV 電子線に換算して、約 $4.3 \times 10^{14} \text{ e/cm}^2$ に相当する。この値

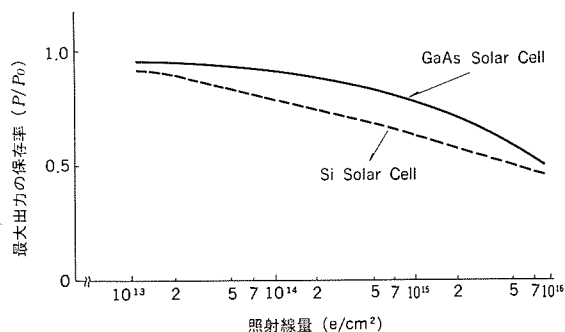


図 5. 1 MeV 電子線照射後の太陽電池セル出力の保存率

を目安に、GaAs 太陽電池セルとセル厚み $280 \mu\text{m}$ の BSF 型 Si 太陽電池セルについて、耐放射線性を比較する。

図 5. に、種々の線量の 1 MeV 電子線を照射したとき、それぞれの太陽電池セルの最大出力 (P) がどの程度低下するかを示す。 $1 \times 10^{15} \text{ e/cm}^2$ に対する GaAs 太陽電池セルの最大出力の保存率 (P/P_0) は 0.78、他方、Si 太陽電池セルのそれは 0.66 である。したがって、GaAs 太陽電池セルの方が、このような実用衛星に対して耐放射線性に優れているといえる。

(3) 信頼性

宇宙用太陽電池セルの動作環境は特殊であるため、信頼性試験の各項目及び条件は、人工衛星の製作時、打上げ時及び宇宙空間での動作時に予想されるストレスを考慮の上、決定する必要がある。GaAs 太陽電池セルについては、宇宙空間での衛星稼働実績がないため、既に衛星搭載の実績のある宇宙用 Si 太陽電池セルの評価基準を基に、試験項目、試験方法及び試験条件を設定している⁽⁴⁾。評価試験の主な結果を表 2. に示す。この信頼性評価は、静止軌道 (36,000 km) に打ち上げられ、衛星寿命を 7 年としたスピン衛星に搭載される場合を仮定している。各評価結果とも良好な結果が得られており、宇宙用として十分な信頼性をもっている⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

2.3 大面積・薄型化

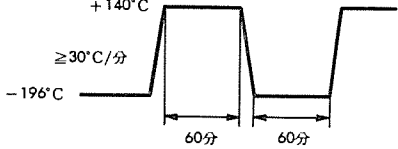
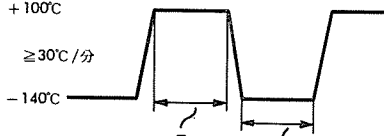
太陽電池セルの大面積・薄型化は、太陽電池パネルの信頼性の向上、軽量化に対して極めて有効な手段である。セルの大面積化は、太陽電池パネルのアセンブリ費用を低減し、更にインタコネクタ等の接続点数の減少によってパネルの信頼性を高めることができる。他方、セルの薄型化は、太陽電池パネルの単位重量当たりの出力を大きくし、単位出力当たりの打上げ費用を大幅に削減できる。また、衛星搭載燃料を多くできるために、衛星の長寿命化に直結する。

しかし、GaAs 太陽電池セルの大面積・薄型化には一定の制約がある。すなわち、セルの大面積化に対しては、Si 基板並みの大口径で均一な GaAs 基板の入手が困難であること、また薄型化に対しては、機械的強度の低下によって取扱い上の困難さが発生するなどの問題があり、実用化には、この制約範囲内において最適仕様での開発が必要である。

当社は、このたび $2 \times 2 \text{ cm}$ GaAs 太陽電池セルの製造技術を基に新たな技術開発を行い、セルサイズ $2 \times 4 \text{ cm}$ 、セル厚み $200 \mu\text{m}$ の GaAs 太陽電池セル(以下、“ $2 \times 4 \text{ cm}$ GaAs 太陽電池セル”と呼ぶ)を開発した。そのセルの外観写真を図 6. に示す。基本的なセル構造は、 $2 \times 2 \text{ cm}$ GaAs 太陽電池セルと同じである。新たに開発した主要な技術は、①液相エピタキシャル成長温度の高精度化によって大面積に均一に結晶成長をさせる技術、②大面積に伴う電極形成の最適化、③大面積を均一に薄型化するエッチング技術の開発などである。 $2 \times 4 \text{ cm}$ GaAs 太陽電池セルの代表的な主要特性を表 1. に示す。

特性は、短絡電流 (I_{sc}) が約 2 倍となる以外、 $2 \times 2 \text{ cm}$ GaAs 太陽電池セルとほぼ同じである。 $2 \times 4 \text{ cm}$ GaAs 太陽電池セルは、形状が長方形であるため、インタコネクタを接続する P 電極のバー電極を 4 cm 側の一辺に形成するか、又は 2 cm 側の一辺に形成するかによって、2 種類のタイプができる。このうち、2 cm 側の一辺に形成するタイプの方が、有効受光面積が大きく、短絡電流 (I_{sc}) は約 3% 増加する。他方、セルの単位重量当たりの出力は、セル厚みが薄くなるほど大きくなり、 $2 \times 2 \text{ cm}$ GaAs 太陽電池セルの約 1.4 倍となる。信頼性試験は、 $2 \times 2 \text{ cm}$ GaAs 太陽電池セルの場合と

表 2. 評価試験条件及び試験結果

試験項目	試験条件		試験結果				故障判定基準 $\frac{ I_L - I_{L0} }{I_{L0}}$ (%)	備考
			カバーガラス無しセル		カバーガラス付きセル			
			試料数	故障数	試料数	故障数		
熱ショック	$-196^{\circ}\text{C} \leftrightarrow +140^{\circ}\text{C}$, 5サイクル 		55	0	55	0	$\leq 4.5\%$	—
45度引張強度	引張角度: 45度 引張速度: 8.9cm/min		55	0	—	—	$\geq 500\text{g}$	平均値: 1,700g
耐湿性	T_a : 45°C 相対湿度: 90% 試験時間: 720時間		55	0	55	0	$\leq 1.5\%$	—
高温真空	真空度: $\leq 1 \times 10^{-5}\text{Torr}$ T_a : 140°C 試験時間: 168時間		—	—	55	0	$\leq 2.5\%$	—
紫外線照射	AMOに対して20倍加速 試験時間: 1,000時間		—	—	10	—	—	$ I_L - I_{L0} / I_{L0}$ (%) $\leq 2.4\%$
耐放射線性	(1)	1MeV 電子線照射 照射線量: $3 \times 10^{12}, 1 \times 10^{13}, 1 \times 10^{14}$ $1 \times 10^{15}, 1 \times 10^{16} \text{e/cm}^2$	55	—	—	—	—	保存率: $\eta/\eta_0 = 0.77 \sim 0.80$ (at $5 \times 10^{15} \text{e/cm}^2$)
	(2)	10MeV プロトン照射 照射線量: $5 \times 10^{10}, 5 \times 10^{11}, 5 \times 10^{12} \text{p/cm}^2$	15	—	—	—	—	$\eta/\eta_0 = 0.86 \sim 0.87$ (at $5 \times 10^{11} \text{p/cm}^2$)
	(3)	0.5, 0.75, 1.0 MeV プロトン 照射線量: $5 \times 10^{11}, 5 \times 10^{12}, 5 \times 10^{13} \text{p/cm}^2$	45	—	45	—	—	カバーガラス付きセル: $\eta/\eta_0 = 0.98 \sim 1.02$
	(4)	^{60}Co ガンマ線 線量: $10^6, 10^7, 10^8, 10^9 \text{rad}$	20	—	—	—	—	$\eta/\eta_0 = 0.75 \sim 0.82$ (at 10^8rad)
クーボン・テスト	連続動作	真空度: $\leq 1 \times 10^{-5}\text{Torr}$ セル温度: 100°C 照射光源: AMO (135.3mW/cm^2) 試験時間: 1,000時間	—	—	2 クーボン 4P×4S	—	—	$\eta/\eta_0 = 1.02$
	正弦波振動	周波数: 20~2,000Hz 加速度: 20G 試験時間: 48min (X, Y, Z 各方向 16分)	—	—	2 クーボン 4P×4S	—	—	$\eta/\eta_0 = 1.00$
	ランダム振動	周波数: 20~2,000Hz 加速度: 34G (rms) 試験時間: 120秒	—	—			—	$\eta/\eta_0 = 1.02$
	衝撃	加速度: 150G パルス幅: 0.35ms 面方向 (X1, X2) に各1回	—	—			—	$\eta/\eta_0 = 1.01 \sim 1.02$
	熱ショック	$-140^{\circ}\text{C} \leftrightarrow +100^{\circ}\text{C}$, 500サイクル $+100^{\circ}\text{C}$ $\geq 30^{\circ}\text{C/分}$ -140°C  T: 1~101サイクル……30分 101~500サイクル……10分	—	—			—	—

注 I_{L0} : 負荷電流の初期値 (at 0.84V)

η_0 : 効率の初期値

I_L : 試験後の負荷電流 (at 0.84V)

η : 試験後の効率

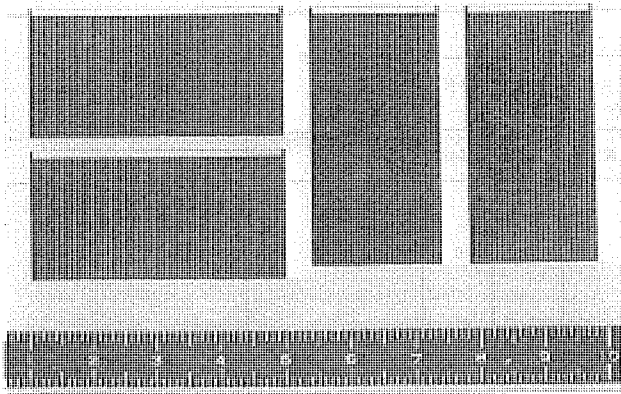


図 6. 2 × 4 cm GaAs 太陽電池セルの外観

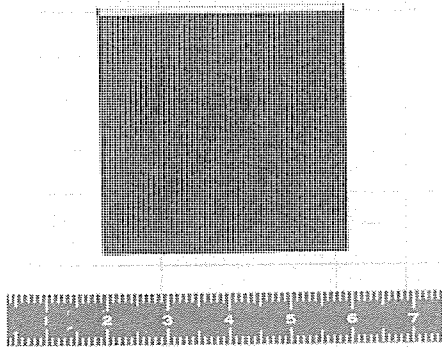


図 7. 4 × 4 cm GaAs 太陽電池セルの外観

同等の試験を実施し、良好な結果が得られている。

このたび開発したセルサイズ 2 × 4 cm、セル厚み 200 μm の GaAs 太陽電池セルは、宇宙用太陽電池セルとして、今後広範囲に採用されると期待される。更に、当社は、GaAs 太陽電池セルの製品シリーズ化を進めており、最近試作に成功した、より一層大面積化を図ったセルサイズ 4 × 4 cm の GaAs 太陽電池セルの外観写真を図 7. に示す。

3. GaAs FET⁽⁷⁾⁽⁸⁾

当社の低雑音小信号 GaAs FET 2SK 249 (MGF 1412) と高出力 GaAs FET 2SK 250 (MGF 2124) は、昭和 56 年、NASDA の宇宙用高信頼性部品として認定を受け、国内外の衛星に使用されている。今回、当社は、これらの素子をベースに新たな技術開発を行い、衛星通信に広く用いられている X 帯 (11.7~12.2 GHz) トランスポンダの SSPA 化をねらって、3 W クラスの高出力高効率の GaAs FET を開発した。以下、この GaAs FET の設計、性能及び信頼性について述べる。

3.1 高効率化の設計

GaAs FET の高効率化を実現するために、ソースインダクタンスの低減、熱抵抗の低減及びチップデザインパラメータの最適化を図った。

具体的には、次のような技術開発を行った。

- (1) ソースインダクタンスの低減、更に熱抵抗の低減に対しては、2SK 250 で実績のある当社独自のフリップチップマウント構造の採用。
- (2) チップデザインパラメータの最適化に対しては、
 - (a) 2 チップ化によるチップの小型化 (マルチチップ化)
 - (b) 単位ゲート幅の最適化
 - (c) ゲート長の短縮

(d) リセス形状の最適化

更に、マルチチップ電力合成に不可欠な均一電気特性チップの実現を図るとともに、急しゅんな濃度プロファイルを得るために、分子線エピタキシ (MBE) 成長法を採用した。

3.2 素子特性

前節で述べた技術を用い、SSPA 用 X 帯 3 W 高効率 GaAs FET (MGFX 35 M 1722) を開発した。

チップの主要デザインパラメータは、下記のとおりである。

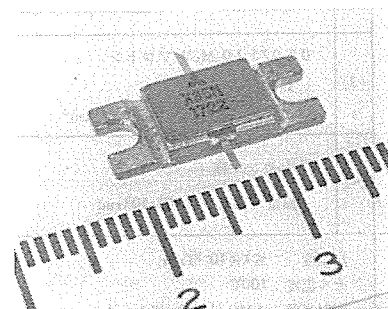
全ゲート幅	: 7.2 mm
単位ゲート幅	: 150 μm
ゲート長	: 0.6 μm
チップサイズ	: 1.5 × 0.8 × 0.25 mm

MGFX 35 M 1722 の外観及び内部写真を図 8. に示す。チップは 2 チップ構成とし、MBE 法による電気的に均一なチップを用い、かつ発振防止のために、入力側の整合回路に並列に抵抗を挿入した。内部整合回路は、高誘電体基板を用いた 2 段集中定数形 LC 回路を採用し、衛星搭載用として小型・軽量化を図っている。

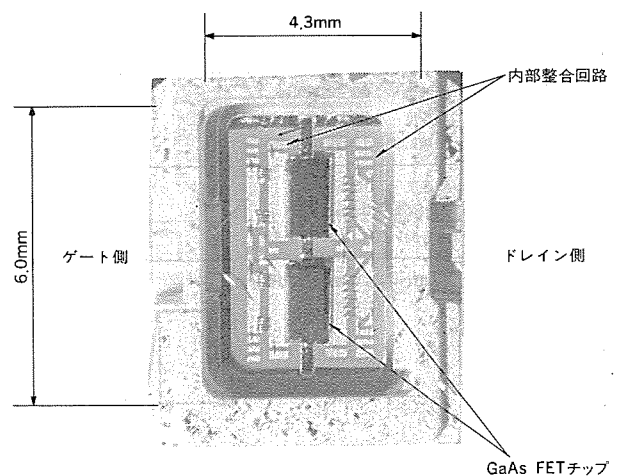
MGFX 35 M 1722 の周波数特性を図 9. に、入出力特性を図 10. に示す。11.7~12.2 GHz の帯域で、入力 29 dBm 時に出力 35 dBm 以上、かつ付加電力効率 40% の性能をもっている。TWTA から SSPA への置換のために、GaAs FET に要求される付加電力効率 35% 以上を実現した。

3.3 信頼性

高出力 GaAs FET は、大信号動作を行うため、DC 動作寿命試験以外に、実使用状態に近い RF 連続動作寿命試験が重要となる。今回開発を行った MGFX 35 M 1722 について、RF 動作寿命試験を



(a) 外観



(b) 内部写真

図 8. MGFX 35 M 1722 の外観及び内部写真

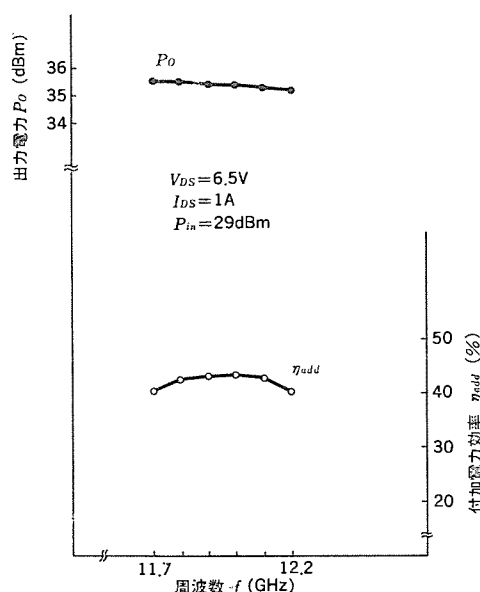


図 9. MGFX 35 M 1722 の周波数特性

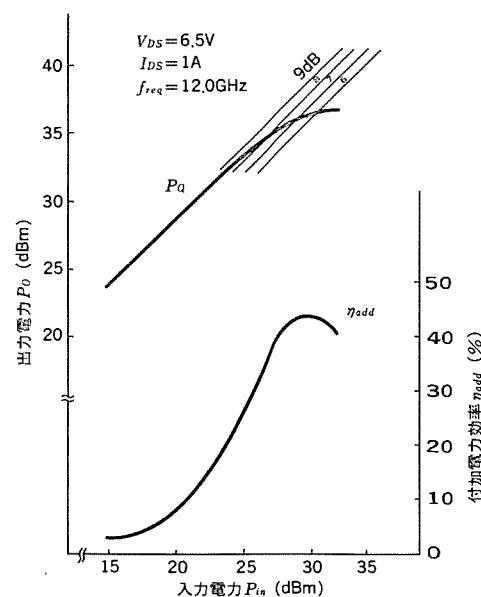


図 10. MGFX 35 M 1722 の入出力特性

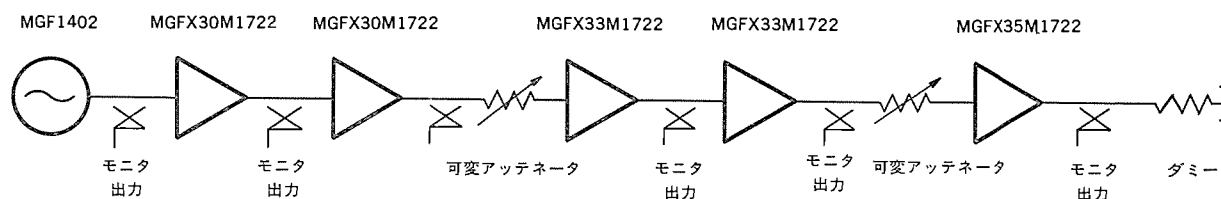


図 11. X 帯 RF 連続動作寿命試験装置のブロック図

実施した。RF 連続動作寿命試験装置のブロック図を図 11. に示す。当社製 MGF 1402 を発振器に用い、X 帯 1 W クラス内部整合素子 MGFX 30 M 1722 を使用した増幅器 2 段、及び同 2 W クラス MGFX 33 M 1722 を使用した増幅器 2 段によって、計 4 段のドライバ段を構成し、最終段に MGFX 35 M 1722 を用いている。MGFX 35 M 1722 への入力、可変アッテネータによって約 30 dBm に調整されている。動作周波数は 12.0 GHz で、動作時の素子チャンネル温度は約 110°C に達している。衛星搭載用としての信頼性を確認するために、1 万時間以上の試験を実施中であるが、4,000 時間を経過した現在、初期値に対する出力パワーの変動は最大 0.5 dB 以内であり、劣化はみられない。

4. む す び

以上、人工衛星搭載用の GaAs 太陽電池セルと、X 帯トランスポンダの SSPA 化に必要な高出力高効率 GaAs FET について紹介した。セルサイズ 2×2 cm、セル厚み 280 μ m、変換効率 17.5% の GaAs 太陽電池セルは、NASDA の御指導を得て開発し、昭和 63 年打上げ予定の CS-3 に電源用として搭載され、世界に先駆けて実用化の段階に入る。更に、当社は今回新たに技術開発を行い、セルサイズ 2×4 cm、セル厚み 200 μ m の大面積、薄型 GaAs 太陽電池セルを開発し、宇宙用としての信頼性をもっていることを確認した。今後、これらの GaAs 太陽電池セルは、人工衛星の電源用として広く採用されるものと期待される。

他方、今回開発した高出力高効率 GaAs FET は、現在衛星通信に広く用いられている X 帯トランスポンダの SSPA 化を可能にし、TWTA に替わって今後多くの人工衛星に搭載されるものと期待される。また、今後、より一層の GaAs FET の高出力化、高効率化が進むことによって、より広範囲な周波数帯でのトランスポンダの SSPA 化が進むものと予想される。

参 考 文 献

- (1) S. Yoshida, et al: Proc. of the 17th IEEE Photovoltaic Specialists Conf., 43 (1984)
- (2) S. Yoshida, et al: Proc. of the 15th IEEE Photovoltaic Specialists Conf., 239 (1981)
- (3) R. Loo, et al: Proc. of the 13th IEEE Photovoltaic Specialists Conf., 562 (1978)
- (4) 音田ほか：宇宙用 GaAs 太陽電池の信頼性評価、第 16 回信頼性・保全シンポジウム (昭 61)
- (5) S. Matsuda, et al: Proc. of the 17th Conf., 97 (1984)
- (6) S. Matsuda, et al: 1st International Photovoltaic Science and Engineering Conf., 829 (1984)
- (7) 酒寄ほか：C~Ku 帯高出力 GaAs FET, 三菱電機技報, 60, No. 8 (昭 61)
- (8) 門脇ほか：14 GHz 帯高出力 GaAs FET, 三菱電機技報, 59, No. 6 (昭 60)

磁気軸受フライホイールの宇宙実験モデルの製作

村上 力*・中島 厚*・秋下 貞夫**・藪内 賀義***・岩本 邦雄⁺

1. ま え が き

昭和61年8月13日、種子島宇宙センターから発射したH-Iロケットによって、人工衛星「じんだい」は高度約1,500 kmの軌道に投入された。「じんだい」の主な任務は、世界で二番目の磁気軸受フライホイールの宇宙実験であった。実験期間は3日間に過ぎないが、次世代の人工衛星の姿勢制御用アクチュエータとして注目を集める磁気軸受フライホイールの宇宙の軌道上における動作特性について、我が国で初めての貴重なデータをもたらした。

磁気軸受は、回転体の非接触支持を可能にする革新的な軸受であり、種々の装置への応用の道が開けつつある。特に、人工衛星の姿勢制御用アクチュエータとしてのフライホイールへの応用には、長寿命・高信頼度・省エネルギー・低回転雑音などの利点があり、欧米でも早くから開発が進められてきた。

人工衛星「じんだい」による宇宙実験及び搭載型の磁気軸受フライホイールの開発は、航空宇宙技術研究所によってなされ、その製作は三菱電機(株)が担当した。本稿では、この宇宙実験モデルの製作について述べる。最初に宇宙実験の概要を紹介し、次に磁気軸受及びフライホイールの設計と製作を、更に駆動制御回路の製作を、それぞれ述べる。最後に、各種の環境試験と性能評価試験を説明する。

2. 宇宙実験の概要

人工衛星の姿勢制御用磁気軸受フライホイールに関する諸技術は、過去8年間にわたる航空宇宙技術研究所と三菱電機(株)の共同研究において蓄積されてきた。宇宙実験の目的は、これらの技術を宇宙空間において検証することと、無重力環境下での磁気軸受とロータの特性に関するデータを取得することである。今回は、特に次の2項目に主眼がおかれた。

(1) 無重力下での磁気軸受支持フライホイールの安定性

受動安定軸(回転軸と直交する軸)まわりの運動の安定性は、地上においては十分に検証されているが、無重力下でも保証されることは限らない。また、安定であるとしても、その外乱による振動減衰特性は重力の影響を受けると考えられる。

(2) ロンチロック機構

磁気軸受には、ロータ磁極とステータ磁極との間に平均1 mmの半径方向のすき間がある。打上げ時の強い振動荷重にロータがさらされるとき、このすき間でロータがステータに衝突し、磁極を損傷するおそれがある。したがって、打上げ時にはロータをロック機構で固定し、軌道投入後にこれを解放する方式が必要である。

さて、宇宙実験装置は、H-Iロケットの第2段に固定されたまま軌道に投入され、第2段の燃えがらと一体となって人工衛星「じんだい」となった。注意すべきは、磁気軸受フライホイールの宇宙実験装置によって「じんだい」の姿勢制御を行うのではなく、フライホイールの諸特性を把握することが実験の目的であったことである。図1. は宇宙実験装置全体システム構成を示す。また、表1. には今回の宇

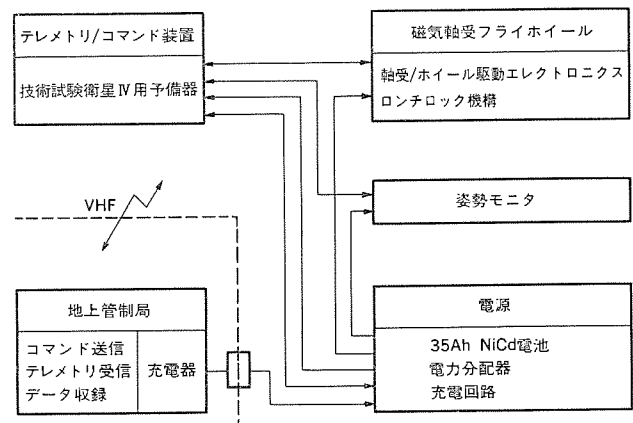


図 1. 磁気軸受フライホイールの宇宙実験システム

表 1. 磁気軸受フライホイールの宇宙実験における制約条件

姿 勢 制 御	行わない
実 験 期 間	約2日間程度
電 源	980 Wh の NiCd 電池
電 波 リ ン ク	第2段ロケットの影響により断続の可能性あり
温 度 環 境	-15~+45°C 程度
搭 載 重 量	300 kg 程度 (実験装置全体)
軌 道	高度約 1,500 km, 傾斜角 50° の円軌道

宙実験における制約条件を示す。

3. 磁気軸受及びフライホイールの設計と製作

表2. に磁気軸受フライホイールの設計要目を示す。磁気軸受方式は、薄型で軽量化が可能な利点に着目して二軸制御方式を採用した。今回の宇宙実験では、上述のように姿勢制御実験を行わないため、ロータの角運動量への要求仕様は特にはない。ロータ重量とその回転数に関しては安全な仕様を採り、実験の成功に万全を期すことにした。しかし、今回の宇宙実験において所期の磁気軸受特性が検証されれば、磁気軸受の設計法の適切さが証明されたことになり、以後、姿勢制御用アクチュエータとして現実的な角運動量を持つロータ及びそれを支える磁気軸受を製作することは容易であると考えられる⁽³⁾。

図2. には宇宙実験モデルの断面図を示す。磁気軸受の磁極は、こ

表 2. 宇宙実験モデルの設計要目

磁 気 軸 受 方 式	二軸制御型
総 重 量 (kg)	7.2
外 径 寸 法 (mm)	127 (高さ) × 270 φ
ロ ー タ 外 径 (mm)	240
ロ ー タ 重 量 (kg)	1.86
ス テ ー タ 磁 極 径 (mm)	45
回 転 数 (rpm)	1,000
角 運 動 量 (N・m・s)	3.5
軸 方 向 剛 性 (N/m)	7.7 × 10 ⁴

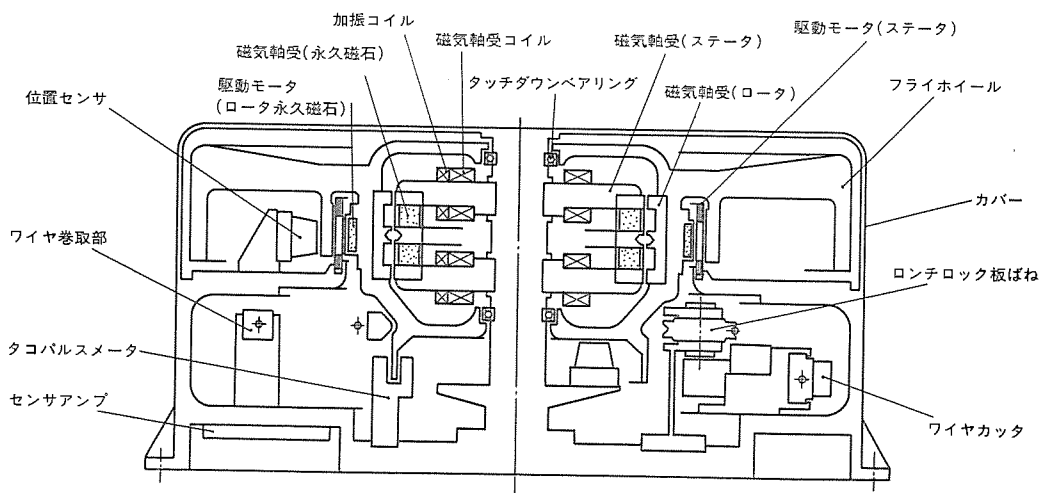


図 2. 磁気軸受フライホイール 宇宙実験 モデル の断面図

の縦断面図では上下対称形の三つの部分から成り、ステータ側の三つの磁極の間には2箇所永久磁石片が挿入された。なお、ロータ側の磁極に永久磁石を埋め込めば軸方向剛性を増すことができるが、この宇宙実験モデルでは搭載機器として重要な必要条件である残留磁気モーメントゼロを考慮して、これを採用しなかった。ステータ磁極の上下の鉄心は十字形をなし、これらには二軸制御用電磁石のコイルが巻き付けられている。今回の宇宙実験では、前節(1)で述べたように受動安定軸に関するロータの安定性を測定した。特に、ロータの運動の中でも、よりクリティカルな傾きのモードに着目した。

図2.の縦断面のステータの磁気軸受コイルの左側に並べて設けたコイルは、このようなロータの傾き運動を励起するためのものである。この実験については、あとで詳細に述べる。駆動モータは、磁気軸受のすぐ外側にあり、ロータに埋め込まれた永久磁石による磁界を、三相10極のステータコイルにより作用させるブラシレスDC方式である。ステータコイルの交番電流の位相は、磁気軸受下部に設けたタコパルスメータによるロータ位置の信号に同期して制御される(図2.参照)。なお、ロータの中心部の上下端にはタッチダウンベアリングを設けており、磁気軸受の非動作時及び磁気浮上前のロータの支持に用いる。二軸制御方式の磁気軸受では、ロータ回転面の半径方向の二軸の位置センサがあれば十分である。しかし、今回の宇宙実験では、ロータの運動をモニタするため、4個の回転軸方向位置センサを含めて合計6個の渦電流型位置センサを追加した。これらの位置センサのアンプはフライホイールのベース下部の空間に置いた。

図2.には、宇宙実験に備えて開発したロンチロック板ばね、ワイヤ巻取部、ワイヤカッタなどからなるロンチロック機構が示されている。このようなロンチロック機構の詳細を立体図で図3.に示す。ここでロータを直接に固定する構造部材は、ロンチロック板ばねである。周4箇所設けた板ばねをワイヤを介して内側に締めあげることにより、ロー

タを固定する。ワイヤは、締付力を倍増するためのロック力倍力ドラムを介して、一端はワイヤ巻取部に、他端はワイヤカッタを経てベースに、それぞれ固定される。ロック用板ばねは、軌道投入後のロック解除時に形状を自己復帰する機能を持っている。また、ロック解除は、火工品のワイヤカッタによるワイヤ切断によりなされる。ワイヤは、板ばね部では0.01φの素線をより合わせて外径1.2φをなすが、ワイヤカッタ部では直径1φのSUS材で構成される。なお、ワイヤカッタは宇宙科学研究所と日油技研工業(株)の共同開発の火工品を用いた。

磁気軸受フライホイール 宇宙実験モデルの機械加工及び組立に当たって特に留意した事項を以下に略記する。

- (1) 宇宙実験モデルの磁気軸受部、フライホイール部では搭載機器の必要条件である軽量化を図り、これらの主材料としてジュラルミン(A7075-T6)及びその鍛造品を用いた。軽量化に伴って生じやすい強度低下を防ぐため、溶接構造を極力排除し、単一素材からの削り出しを多用した。削り代が多くなるに伴って生じやすい加工ひずみは熱処理により除去した。
- (2) 組立時の寸法精度3μm以内を確保するため、専用治具を徹底的に利用した。
- (3) 磁気軸受ロータの磁極には純鉄を用いており、長期間の放置によってさび(錆)が発生するおそれがある。これに備えて純鉄の磁極部には特殊な防せい(錆)処理を施した。
- (4) 駆動モータのステータ用に積層プリントコイルを開発した。強度の確保と軽量化を両立させるために、積層プリントコイルの取付けに工夫を盛り込んだ。
- (5) 磁極部の純鉄や永久磁石片などの埋め込みにろう付けを多用している。ろう付部の信頼性を確保するため、ろう付け部テストピー

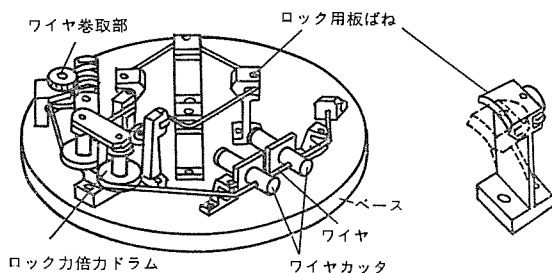


図 3. ロンチロック機構の立体図

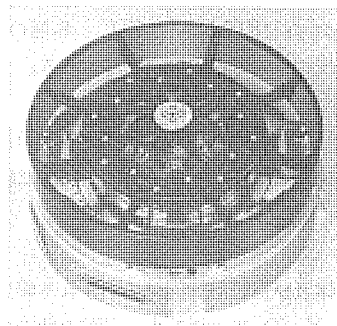


図 4. 磁気軸受フライホイール の宇宙実験 モデル

スの引張り及び曲げの強度試験を実施した。

(6) ステータの永久磁石片には、サマリウム・コバルト(三菱金属製 CR 1800)を用いた。永久磁石の体積保持率のばらつきを小さくするため、サンプル片の磁界測定を行い、体積保持率の偏差の少ないロットだけを選んだ。

このようにして製作した搭載実験モデル(RFM)は、打上げの1年前には完成した。この外観写真を図4.に示す。

4. 駆動制御回路の製作

図5.に駆動制御回路の機能ブロック図を示す。ここに示すように、この駆動制御回路は以下のような主要機能を必要とする。

- (1) フライホイールを磁気浮上させ、半径方向の2軸の運動を制御する。
- (2) フライホイールを回転駆動し、回転数を制御する。
- (3) フライホイールの傾き運動の励起パルス信号を与え、その後はこの傾き振動に関するセンサ信号を処理する。
- (4) ロンチロック解除の信号を出す。
- (5) モニタ信号の送出及び地上からのコマンド信号を処理する。
- (6) 電源の電圧を適当な電圧に変換し、駆動制御回路に供給する。

表3.にこのような機能を備えた駆動制御回路の要目を示す。この駆動制御回路の主要な特徴は以下のとおりである。

- (7) フライホイールのロータをタッチダウンベアリング支持から浮上させて、非接触の磁気支持に切り換えるとき、浮上制御回路には瞬間的に大電流が流れる。このときには、この電源をバッテリーライン直結によってまかない、安定浮上の状態で低消費電力化を図るためPWM制御方式を用いる。
- (8) モータの回転制御はPWM方式により、精度を±1%以内にした。
- (9) ロータの傾き加振実験を行うときには、まず地上からのコマンド信号によりロータを加振する。その後は傾き振動の減衰を検出し、信号処理した後の出力をテレメトリを通して地上に送信する。

これらの駆動制御回路を収納するきょう(筐)体の外観写真を図6.に示す。なお、制御部にはCMOS-ICを、パワー回路部にはMOS-FETをそれぞれ使い、低消費電力化を図った。

5. 環境試験と性能評価試験

磁気軸受フライホイールの搭載実験モデル(RFM)開発に先立って、研究エンジニアリングモデル(REM)を試作し、各種の環境試験を行った⁽⁵⁾⁽⁶⁾。以下ではこれらの試験について述べる。

5.1 環境試験

研究エンジニアリングモデル(REM)に対して、振動と温度の環境試験を行った。これらの試験条件を表4.に示す。試験の概要は以下のとおりである。

(1) 振動試験

フライホイール本体及び駆動制御回路のいずれも非動作で、ランダム波振動を3軸(X, Y, Z)に加振した。試験の前後で機器及び回路の動作特性に変化が生じないことを確認し、特に構造体に関しては、

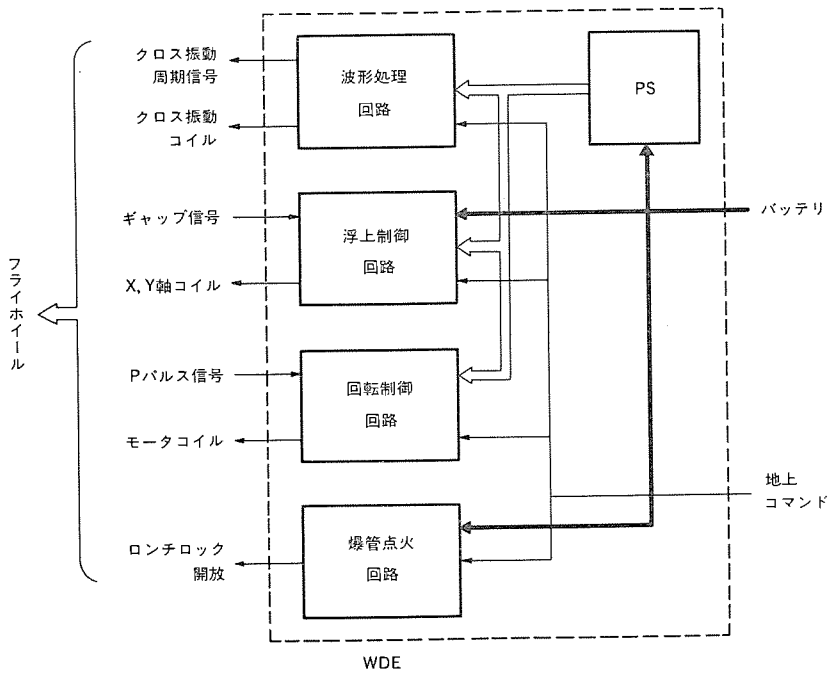


図 5. 駆動制御回路の機能 ブロック 図

表 3. 駆動制御回路の要目

筐 体 寸 法 (mm)	200(幅)×252(長さ)×151(高さ)
重 量 (kg)	4.8
消 費 電 力 (W)	2.5
磁 気 軸 受 制 御 回 路	PWM 方式
モ ー タ 駆 動 回 路	PWM 方式 (モノポーラ)

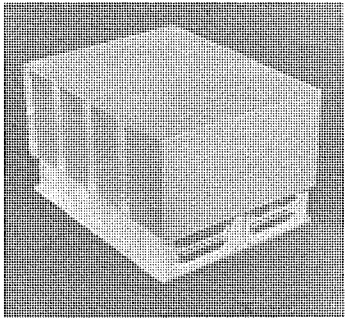


図 6. 駆動制御回路筐体の外観

従来から蓄積した技術に自信を深めることができた。

(2) 温度試験

フライホイール本体と駆動制御回路を接続し、通電した状態でこれらを恒温槽に入れ、常温、低温(−20℃以下)、高温(+50℃以上)のサイクルを繰り返しながらデータを取得した。特に、低温、高温時でのフライホイールの磁気浮上、モータの回転制御等の安定した動作を確認できた。

表 4. 環境試験条件

ランダム波振動 (3軸)	20~350 Hz	+4 dB
	350~700 Hz	0.16 G ² /Hz
	700~2,000 Hz	−3 dB/oct
	G _{rms} ≒14.5 G	
温 度 試 験	−20~+50℃	

表 5. 磁気軸受フライホイール 宇宙実験 モデル の主要性能

仕 様 項 目	規 格	実 験 デ ー タ
磁 気 制 御 力	十分な磁気浮上が可能であること。	X軸方向：約 4.85 kg/A Y軸方向：約 5.05 kg/A
位 置 セ ン サ	型式：非接触渦電流センサ 特性：0～1 mm 以上 (直線性 2% 以下)	型式：同左 特性：0～2 mm (直線性 1.17% 以下)
ホイールアップ 時間 (s)	60 以内 (1,000 rpm)	5.5 (1,000 rpm)
定速回転制御精度 (rpm)	1,000 ±2%	1,000 ±1% 以下
軸受浮上電力(W)	平均 10 以下	7 (浮上回転時) 3 (浮上時)
消費電力 (W)	45 以下	43 (25°C)

File Name = PCMDat26
Frame Number=0/450
1985/07/19 14:49:31

フレーム	サブ	Zeta	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
207	0	0.0618565	81	63	63	49	49	39	39	33	29	29	25
221	14	0.0599263	81	63	63	51	51	41	41	35	30	30	26
249	12	0.0578282	81	64	64	51	51	41	41	35	30	30	27
263	10	0.0582553	82	64	64	50	50	41	41	34	29	29	27

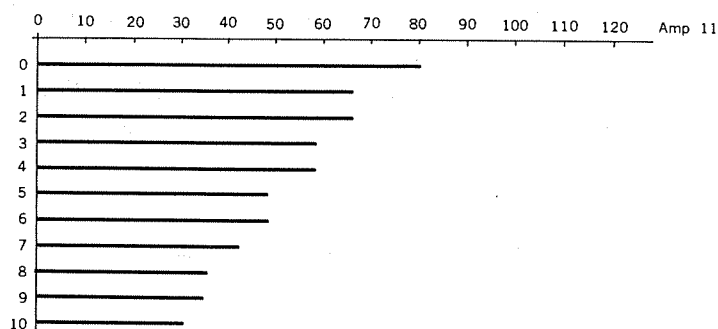


図 7. 傾き加振振動実験の オフライン 処理 プログラム の使用例

(3) ロンチロック 機構の環境試験

上記の振動試験では、ロンチロックによってロータを固定した状態でフライホイール本体を加振した後、ロック動作が正常であることを確認した。また、上記の温度サイクルを経た後も、ロンチロックの固定動作に十分な信頼をおけることを確認した。ロンチロック解除動作の信頼性は、ワイヤカッタの切断動作、ロンチロック板ばねの復元動作、切断ワイヤの片付けなどに依存する。これらの信頼性試験は個別にも実施した。特に、ワイヤカッタの切断動作の信頼性試験は、日油技研工業(株)の協力を得て入念に繰り返し、高い信頼度を得た。

5.2 性能評価試験

搭載実験モデル(RFM)の製作、調整ではREMの評価試験結果がとり入れられた。この結果、表5.に示すように所期の性能を確認できた⁽⁷⁾。なお、表中の磁気軸受浮上電力はロータ回転数0のと

き3Wであるが、1,000 rpmの浮上回転時には7Wに増大する。

ロータの傾き振動減衰特性実験は、上記のように今回の実験の最も重要な項目であり、入念な動作確認を行った。そのときの試験データの一例を図7.に示す。傾き振動実験では、まず、加振コイルによってパルス幅30 msのワンショットパルスの傾き加振トルクをロータに加える。その後のロータの傾き振動の減衰波形を半波のピークホールド回路で処理し、デジタルのテレメトリ信号として送信する。図7.の上部を占める表は、4回の振動減衰試験データのオフライン処理の結果を示し、左から3番目の列には減衰比(Zeta)が記入されている。なお、下部の図では横軸に振幅を、縦軸に時間をとっており、振動振幅の減衰の経過をグラフで表している。

搭載実験モデル(RFM)でも環境試験を行った。これらの試験フローを図8.に示す。図中の初期性能試験の結果は表5.及び上に述べたとおりである。温度試験はREMに対するものと同一であり、その後に、宇宙実験システムの搭載機器(テレメトリ/コマンド装置、VH

F送受信器等)とのかみ合わせ試験を行い、所期の性能を確認した。なお、振動試験では加振加速度を10.5 Gに落とした。熱真空環境試験の後、最終性能試験において所期の性能を確認し、すべての試験を終了した。

6. む す び

磁気軸受フライホイールの宇宙実験速報によれば⁽⁸⁾、ロンチロック機構の解除試験、フライホイールの磁気浮上・回転実験、ロータ回転軸の傾き加振振動実験等、すべてが成功(裡)に実施された。今後、更に詳細なデータ分析がなされ、実用型の磁気軸受フライホイールの開発に役立てる予定である。筆者らは、この宇宙実験モデル製作の経験を、次の実用モデル開発に生かすつもりである。

参 考 文 献

- (1) 村上ほか：三菱電機技報，58，No. 3，p. 26 (昭59)
- (2) C. Murakami, et al: Acta Aeronautica, 11, No. 9 (1984)
- (3) C. Murakami, et al: Proc. 15th ISTS, p. 799 (1986)
- (4) 村上ほか：第27回宇宙科学技術連合講演会，2A6 (1983)
- (5) 村上ほか：第28回宇宙科学技術連合講演会，2D6 (1984)
- (6) 村上ほか：第28回宇宙科学技術連合講演会，2D7 (1984)
- (7) 村上ほか：第29回宇宙科学技術連合講演会，1C10 (1985)
- (8) 村上ほか：第29回宇宙科学技術連合講演会，1C11 (1985)
- (9) 村上ほか：航空宇宙技術研究所 昭和61年度研究発表会前刷集，p. 29 (昭61)

高信頼性MIC基板

伴 和 紘*・山中隆 司*・西田 幸 治*・藤原多計治*・斉 藤 貴**

1. ま え が き

マイクロ波集積回路 (MIC) は、小型軽量化の要求によって飛躍的な発展を続けており、今後更に発展が期待されている。電子的にアンテナのビームを制御する電子制御アンテナの航空機・衛星搭載用など、その用途はますます多様化し、成層圏から宇宙空間へと広がっている。このような MIC の需要拡大とともに、MIC 基板に要求される性能が従来より更に厳しくなってきた。具体的には、

- (1) 耐高温環境性……………高信頼性化
- (2) パターニング精度 ………高性能化
- (3) 実 装……………低コスト化

が特に要求されている。

我々は、これらの3項目を満たす“高信頼性 MIC 基板”の開発を行ったので、その結果について報告する。

2. MIC 基板に対する要求

MIC 基板に対して要求される新たな課題について、以下詳細に述べる。

2.1 耐高温環境性・長寿命

衛星搭載用中継器に MIC が使用される場合、高温や厳しい温度サイクルの環境条件の下で10年以上の寿命を保証しなければならないような高信頼性のものが要求される。環境条件として、例えば温度に関しては、60°Cの環境と部品単体から発生する熱で最悪75°Cが10年間印加されると考える。また、食によって-10~+75°Cの温度変化が10年間で1,000サイクル印加される。これらは最悪条件であり、衛星内部は実際には熱制御が行われているので、温度条件はもう少し緩やかになるであろう。今回開発した MIC 基板に部品などをはんだ付けした状態で、上述の環境下で10年以上耐えることを確認するための信頼性試験を実施した。

はんだ付部の接合強度不良判定値は100 g/mm²とした。これは、部品の重量が0.1 g/mm²程度、最大印加加速度が100 G、そして安全係数を10としたことによる。

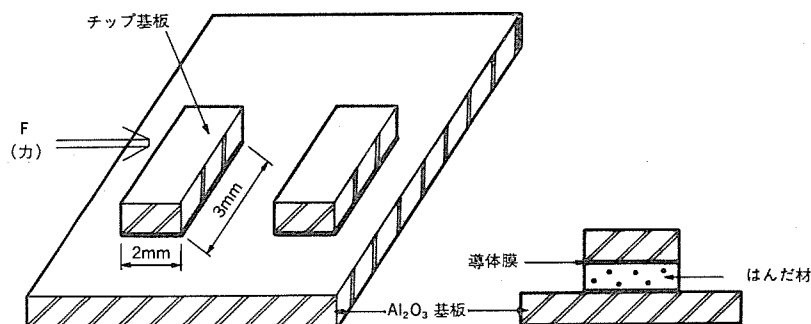


図 1. 接合強度測定用試料の形状

2.2 パターニング精度

MIC 基板としては、周波数が20~30 GHzと高くなってきた場合、回路パターン幅が50 μm、パターン間隔が30 μmというパターンの基板が必要となり、パターン精度として±3 μmの高精度のものが要求される。例えば、インタディティテッド・3 dB カプラの場合、従来のパターン精度の±10 μmでは、RF特性のずれが挿入損失で0.3 dB、アイソレーションで5 dB変化するので大きな特性のずれの原因となる。±3 μmのパターン精度であれば、挿入損失で0.1 dB、アイソレーションは1.5 dBの変化で抑えられる。このように、高特性のMICを得るには、±3 μmのパターン精度のものを確実にしなくてはならない。

2.3 実 装

MIC が単一機能のデバイスレベルから、幾つかのデバイスを集めて複合機能化したモジュールレベルに移行している。MICモジュールでの実装では、多くの実装技術を駆使する必要がある。ワイヤボンディング、リボンボンディングなどの接続技術から、有機系接着剤を用いる接着技術である。そして、MICモジュールの場合、最も重要となるのは、Au-Ge、Au-Snなどの高融点はんだから低融点のインジウム系はんだを、融点の温度差を利用して使い分けすることである。このために、MIC基板には実装面から、

- (1) 高温(400°C)にても接合強度の劣化が生じないこと。
 - (2) はんだ食われ(溶融はんだによる溶食)が少ないこと。
 - (3) ワイヤボンド・リボンボンドが行えること。
- が必要不可欠となる。

3. MIC 基板の信頼性

MIC 基板の信頼性、特に高温環境下におけるそれは、MIC 基板を構成する導体膜材料と使用はんだとの組合せによって決定される。高温では、導体膜とはんだとの拡散現象により生ずる“金属間化合物”がはんだ接合の劣化を促進させるためである。我々は、MICを構成する膜材料として代表的⁽²⁾⁽³⁾なクロム-金、クロム-ニッケル-金、クロム-銅-金について、すず-鉛はんだ、インジウム-鉛はんだを組み合わせ信頼性実験を行った。

3.1 高温放置試験

導体膜と使用はんだとの拡散による接合強度劣化を図1.に示す試料形状により検討した。接合強度の測定は、図1.中のF方向に力をかけ、引張り強度試験機により行った。保存温度は115°C、135°C、150°Cの3水準とした。また、保存時間は135°C水準のみ1,000時間、115°C、150°Cの水準は500時間とした。クロム-銅-金 MIC 基板の各はんだに対する保存時間と接合強度との関係を図2.、図3.に、クロム-金、クロム-ニッケル-金の MIC 基板の場合を図4.に示す(保存温度水準135°Cのみ)。

図4.の結果に示されるように、クロム-金 MIC

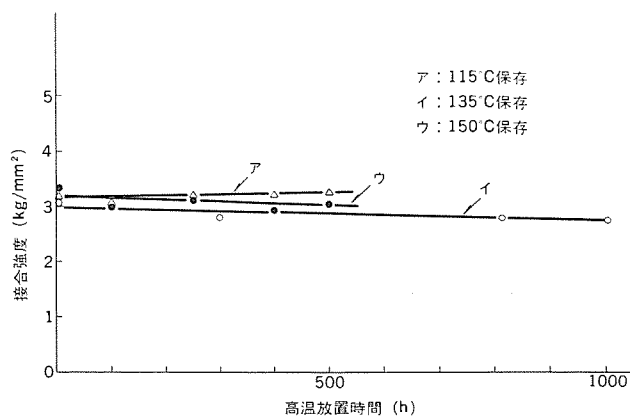


図 2. クロム—銅—金とすず—鉛はんだの接合強度経時変化

基板の場合、インジウム はんだとの組合せにおいて 60°C くらいの環境温度では十分な信頼性をもつことは確認されているが⁽¹⁾、2. 1 節の環境条件では不安がある。クロム—ニッケル—金 MIC 基板の場合、500 時間の保存時間で、すず—鉛はんだとの組合せで接合強度は初期強度より 20% の劣化となり、インジウム はんだとの組合せでは 17% の劣化となる。また、4 章に述べるはんだ食われなどから、クロム—ニッケル—金の MIC 基板においても問題が残る。図 2.、図 3. に示される結果から、クロム—銅—金 MIC 基板の場合、すず—鉛はんだとの組合せ、インジウム はんだとの組合せにおいても初期強度からの強度劣化は余り生じていない。よって、クロム—銅—金 MIC 基板について詳細な検討を行ったので以下に述べる。

135°C と 150°C のデータから加速率を算出した。高温保存の加速率⁽²⁾ A_L は、式(1)で求められる。

$$A_L = e^{-\frac{\Delta E}{k} \Delta(\frac{1}{T})} \dots \dots \dots (1)$$

$\Delta(\frac{1}{T})$: 温度差, ΔE : 活性化エネルギー, k : ボルツマン定数

活性化エネルギーは、図 2, 図 3 を劣化量と時間(4)の図に交換することにより算出した。

その結果、すず—鉛はんだで活性化エネルギー 1.06 eV, A_L は 177, インジウム はんだで 1.09 eV, A_L は 214 となった。よって、すず—鉛はんだの場合、135°C で 20 年間、インジウム はんだで 16 年間の保証となる。次に故障率の算出を行った。算出は、1,000 時間放置後 (135°C) の接合強度の分布を基準とし、規定外接合強度の発生率 ε から故障率を推定した⁽⁴⁾。実験データを正規確率紙にプロットして正規分布であることをあらかじめ確認した。すず—鉛はんだの場合、135°C 保存、保存 1,000 時間での接合強度の平均値 μ は 2.77 kg, 標準偏差 σ は 0.42 kg なので、接合強度の規格値 0.1 kg/mm² として、0.1 kg 以下になる確率を求めた。 $\varepsilon = 1.5 \times 10^{-10}$ となり、放置時間 1,000 時間を考慮し、規格外強度の発生率を故障率とみなすと 1.5×10^{-4} FIT となり、0.1 FIT を安全率をみて推定できる。更に、各保存温度水準において特に劣化が見られないので、クロム—銅—金 MIC 基板は、135°C ですず—鉛はんだに関して高信頼性を保証できる。インジウム はんだの場合も同様に求めると、 $1 \times 10^{-12} = 0.001$ FIT となる。

3. 2 熱衝撃試験

クロム—金 MIC 基板, クロム—銅—金 MIC 基板と、すず—鉛はんだ, インジウム はんだとの組合せによる熱衝撃での接合強度の劣化について検討を行った。熱衝撃条件は、-55°C 30 分, +125°C 30 分である。接合強度の測定は、3. 1 項と同様な方法にて行った。その結果を図 5. に示す。熱衝撃試験の温度条件と寿命 サイクル の関係⁽⁵⁾は、

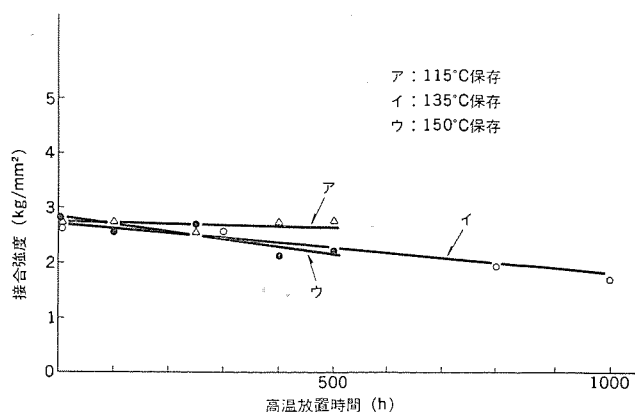


図 3. クロム—銅—金と インジウム はんだの接合強度経時変化

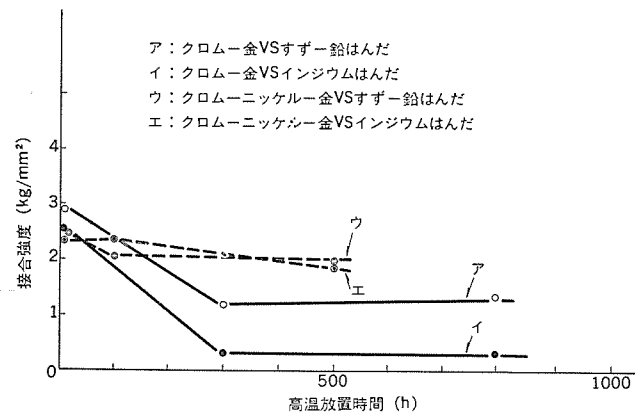


図 4. クロム—金, クロム—ニッケル—金とすず—鉛はんだ, インジウム はんだの接合強度経時変化 (135°C 保存)

式(2)で求められる。

$$N = K(\Delta T)^{-2} \exp(\frac{\Delta H}{kT_{\max}}) \dots \dots \dots (2)$$

N : 不良の起きたサイクル, ΔT : 温度差, ΔH : 活性化エネルギー, k : ボルツマン定数, $T_{\max}$: 最高温度

図 5. から 400 サイクルで、クロム—銅—金の場合、規格値を割ったものはなく、十分に余裕のあるものとなっている。式(2)から加速係数を計算してみると、安全率をみて最高温度の加速率は無視し、温度差だけの加速率で考えると、試験での温度差 180°C, 想定環境条件下の温度差 85°C であるので、加速係数は約 4.5 倍となる。よって 1,800 サイクルの保証ができる。また、3. 1 項と同様の解析をしてみると、すず—鉛はんだの場合 $\mu = 3.11$ kg/mm², $\sigma = 0.14$ kg/mm² であるので、400 サイクルでの規格外強度の発生率は 1×10^{-23} 以下と

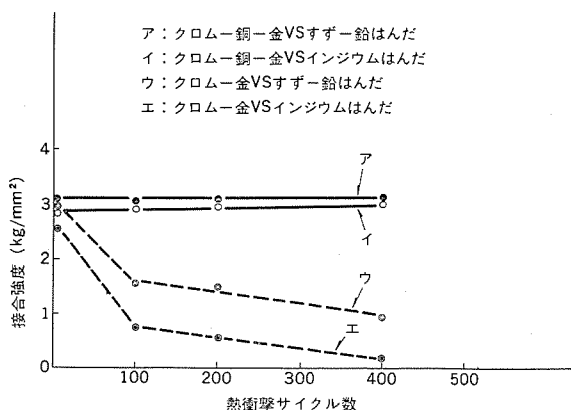


図 5. 熱衝撃による接合強度変化

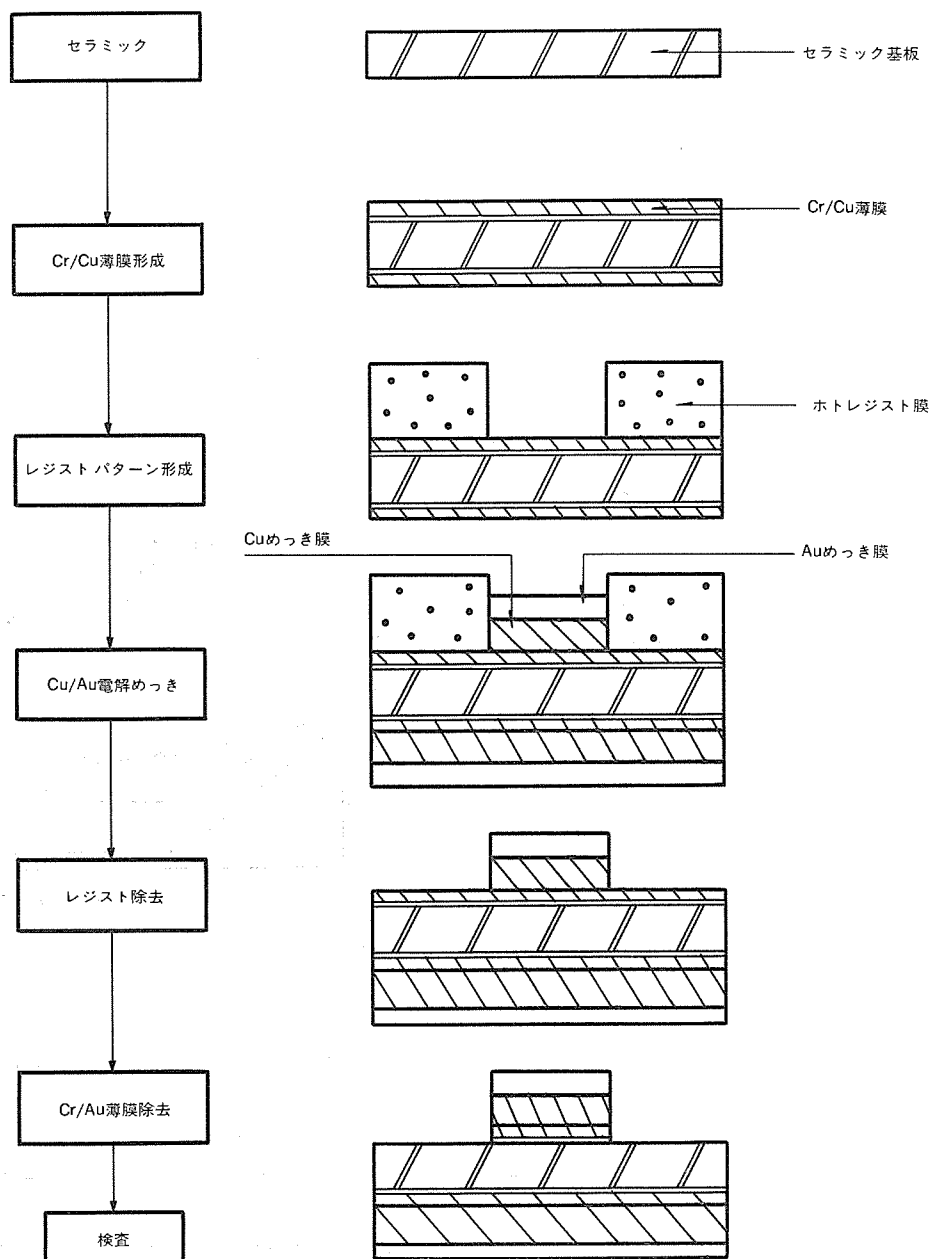


図 6. 選択めっきプロセス

なり、0.1 FIT 以下の故障率を推定できる。また、インジウムはんだの場合も同様にすると、 1×10^{-23} 以下となり、0.1 FIT 以下の故障率を推定できる。

4. MIC の実装

MIC を実装する場合、その中心技術ははんだ付けである。はんだ付け作業の作業性は、はんだ材の導体膜に対するはんだ食われで決定されてしまう。金膜に対してすず鉛はんだが用いられなかったのは、すず鉛はんだに金膜が食われて消失されやすいことによる。このために、クロム—銅—金基板、クロム—金基板、クロム—ニッケル—金基板に対するすず鉛はんだ、インジウム—鉛はんだのはんだ食われについて検討を行った。はんだ食われについては、ストリップ線路のパターンを形成し、そのパターン上にはんだを一定量ずつ一定間隔ではんだ付けして、ラインの抵抗値変化を調べた。抵抗値は、はんだ付け時間に対する変化を求めた。その結果、クロム—金の場合、すず鉛はんだでは、はんだ付け温度 200°C において 10 秒以内にはんだ付け作業

をしなければ導体膜は消失してしまい、作業管理を厳しくする必要がある。インジウム—鉛はんだでも、すず鉛はんだほどではないが、作業時間、作業温度を管理しなければ消失してしまう。クロム—ニッケル—金基板においても同様である。クロム—銅—金基板の場合、すず鉛はんだ、インジウム—鉛はんだでは、はんだ付け時間が長くなっても導体膜の消失は生じず、かつ、食われ現象も少ない。

MIC の実装として、はんだ付けの外に金線ワイヤボンディング、金リボンの熱圧着がある。ワイヤボンディングは、主に半導体チップと基板の接続に用いられる。また、金リボンは、基板間又は基板と同軸の接続に用いられる。これらの接合の場合は、接合材料として金を用いているので、MIC 基板表面を金膜とすれば、接合の界面が同一金属となるので経時変化の問題はない。クロム—金基板に関しては、これらの接合の場合は十分な信頼性をもっているため、クロム—銅—金基板のみ検討した。この検討は、上述したようにはんだ付けのような経時変化はないので、初期強度のみ測定した。ワイヤボンディングの場合、基板導体膜上に 25 $\mu\text{m}\phi$ 金ワイヤを超音波ワイヤボンダーでボンディングを

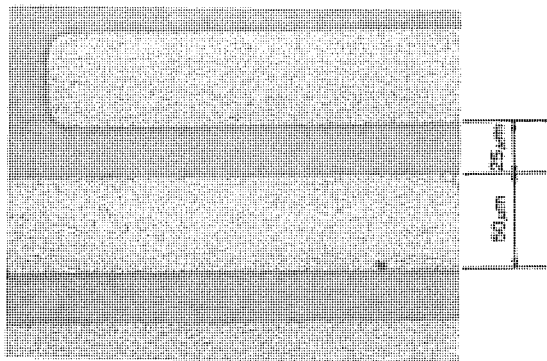


図 7. 選択めっきプロセスにより製作した回路パターンの一例

行い、初期強度を測定した。その結果、平均接合強度は 5 g 以上で十分な信頼性をもっている。また、金リボンボンドは同じく導体膜上に幅 0.5 mm、厚さ 25 μm の金リボンを熱圧着によりボンディングを行い、引張り試験を行った。その結果、接合面からのはく離は起こらず、全数金リボンが切断され、これも十分な信頼性をもっていることが確認できた。

5. 高信頼性 MIC 基板の製造法

上述したように MIC 基板の高信頼性化を図るには、MIC 基板の膜構成をクロム—銅—金とする必要がある。しかし、クロム—銅—金の膜構成では、従来のウェットプロセスではパターンニング形成時（銅のウェットエッチング時）に、局部電池の作用で銅膜が大幅にサイドエッチングされてしまう。このために、MIC 基板に要求される高精度なパターンは形成されない。この対策としては、アルゴンイオンビームによるイオンミリングなど物理的なエッチング方法があるが、エッチング速度が遅く作業性が悪い。そして、装置が非常に高価なものであるなど問題がある。

我々は、このために選択めっきプロセスによってパターンニングを行うことにした。選択めっきプロセスのフローチャートを図 6. に示す。この製造プロセスは従来から提案されていたが、MIC 関係において余り実用化されていなかった。これは、MIC では回路の導体膜厚が 5 μm 以上必要であり、かつ、パターンニング精度においても $\pm 3 \mu\text{m}$ 、 $\pm 10 \mu\text{m}$ と高精度にしなければならないことによる。実用化されなかったのは、レジスト膜へのめっき膜のしみ込み、パターンめっきの異常成長、パターン形状の制御などに問題があったことによる。このように、選択めっきプロセスによるパターンニング形成技術の最も重要な工程は、レジストパターンの形成及び電解めっきプロセスである。今回、レジストパターンの処理方法の検討、電解めっき条件の検討を詳細に行った結果、上述の問題は解決された。

次に製造プロセスについて述べる。セラミック基板上に真空蒸着などによりクロム—銅薄膜を成膜する。そして、クロム—銅薄膜上に通常のホトレジストワークによって、ホトレジストパターンの形成を行う。ホトレジスト膜厚は、必要導体膜厚より厚くしなければならない。レジストパターンの形成後、ホトレジスト膜に処理を行い、ホトレジスト膜と銅薄膜との接着強度を増すとともに、ホトレジストプロファイルの変化が起こらなく

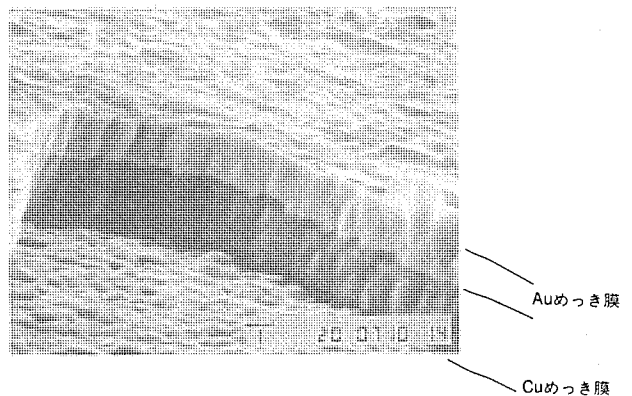


図 8. パターン断面の SEM 観察

させている。処理後、電解銅めっき、電解金めっきをそれぞれ必要膜厚まで行い、導体パターンの形成を行う。電解めっき後、レジストはく離液によってレジスト除去を行い、銅薄膜、クロム薄膜をエッチング除去する。この場合、金めっき膜がレジストの役割を果たす。上述した製造プロセスによって製造したパターンの一例を図 7. に示す。

また、図 8. にパターン断面の SEM 観察の結果を示す。図 7. に示したパターンは、パターン幅 59 μm 、ギャップ幅 25 μm のものである。導体膜厚は 5 μm である。図 8. に示されるように、パターンの断面形状はほぼ垂直となっている。この製造プロセスによって得られるパターンは、導体膜厚 5 μm に対して最小導体幅及び最小導体間隔は 20 μm まで行える。また、パターンニング精度については、ほぼマスクの寸法精度まで保証することができ、要求される $\pm 3 \mu\text{m}$ のパターンニング精度は容易に満たすことができる。今回、導体膜の形成のみ述べてきたが、薄膜抵抗を一体化した基板についても同様に製造ができ、かつ、銅—金の間にニッケル膜をサンドイッチしたクロム—銅—ニッケル—金についても同様に行える。

6. む す び

以上を要約すると、

- (1) 高信頼性 MIC 基板とするのには、導体膜構成をクロム—銅—金とし、はんだはすず—鉛はんだを使用する。この組合せにおいて、環境温度 135°C でも、故障率 0.1 FIT 以下が推定される。
- (2) クロム—銅—金パターンを形成するのに選択めっきプロセスを用いた。このことにより、最小導体幅及び最小導体間隔は 20 μm まで行える。パターンニング精度は、要求される $\pm 3 \mu\text{m}$ が容易に満足できる。

参 考 文 献

- (1) 小野寺、近江：電子通信学会，信学技報，75，No. 129（昭 50）
- (2) 長津、三村：通研実報，18，No. 1（昭 44）
- (3) P. Holloway：Solid State Technology, p. 109（1980）
- (4) 伊藤ほか：通研実報，22，No. 2（昭 48）
- (5) 小林、有吉：通研実報，24，No. 10（昭 50）
- (6) 塩見：故障物理入門，日科技連

人工衛星の帯電放電と帯電防止技術

西本博信*・藤井治久**・阿部俊雄***

1. ま え が き

人工衛星は軌道上において、熱真空、高エネルギー放射線環境などとともにプラズマ環境にさらされる。このプラズマ環境は、電子、正イオン（主にプロトン）の混在する荷電粒子場であり、静止衛星軌道を含む高高度軌道では、地磁気圏の構造や太陽活動に起因する地磁気嵐（サブストーム）時に数十 keV のエネルギーの荷電粒子が多量に流入する。このとき、衛星はプラズマとの相互作用により帯電し、時には衛星上でアーチ放電が生ずる可能性がある⁽¹⁾⁽²⁾。

このような衛星の帯電放電現象は、太陽電池や熱制御材料の劣化、搭載機器の誤動作・故障などの悪影響を衛星に及ぼす。この衛星帯電放電現象は十分に原因究明されたとは言えず、将来の衛星の長寿命化、高信頼度化に対して十分留意すべき現象であるため、原因の究明とともに、帯電放電をいかに防止制御するかが宇宙科学、宇宙工学の重要な研究対象として取り上げられてきた。

三菱電機(株)では、衛星開発メーカーとして、早くからこの衛星帯電放電の重要性に着目し、原因究明及び帯電防止技術の開発に取り組んできている⁽³⁾。

2. 衛星の帯電放電現象

2.1 絶対帯電と局所帯電

衛星の帯電は、基本的に衛星に流入する各種の電流のバランスによって決まる。これらの電流は、

- ・入射電子電流 (J_{eo})
- ・入射正イオン電流 (J_{po})
- ・二次電子放出電流 (J_{se})
- ・後方散乱電子電流 (J_{bs})
- ・光電子放出電流 (J_{ph})

であり、表 1. にその典型的な値を、非サブストーム時とサブストーム時に分けて示す。帯電電位 V_s は、一般に次式で表せる。

$$V_s = A/C \cdot \int \{J_{eo} - (J_{po} + J_{se} + J_{bs} + J_{ph})\} dt \quad \cdots \cdots (1)$$

ここで、 A 、 C は、それぞれ衛星表面材料の表面積及び静電容量である。これらの電流により、絶縁性表面材料で覆われた衛星の場合には、図 1. に示すように衛星が帯電する。表 1. に示したように、

表 1. 静止軌道付近のプラズマ環境パラメータ
(Francis (1982) による)

パラメータ	非サブストーム時	サブストーム時
入射電子電流密度, J_{eo} (A/cm ²)	-10^{-11}	-10^{-8}
入射電子の平均エネルギー (eV)	1,000	6,000
入射正イオン電流密度, J_{po} (A/cm ²)	$+5 \times 10^{-15}$	$+5 \times 10^{-12}$
入射正イオンの平均エネルギー (eV)	6,000	12,000
二次電子放出電流密度, J_{se} (A/cm ²)	$+4 \times 10^{-12}$	$+4 \times 10^{-9}$
後方散乱電子電流密度, J_{bs} (A/cm ²)	$+2 \times 10^{-12}$	$+2 \times 10^{-9}$
光電子放出電流密度, J_{ph} (A/cm ²)	$+10^{-9}$	$+10^{-9}$

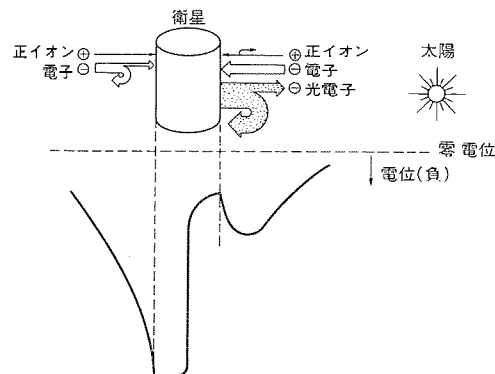


図 1. 衛星帯電の様子（衛星表面が絶縁性材料で覆われている場合を示している）

入射電子電流は入射正イオン電流よりも大きいので、衛星全体は負に帯電する。しかし、軌道上では太陽光による光電子放出効果が大きく、衛星の日照側の帯電電位は、日陰側に比べて小さい。つまり、同一衛星上で電位差が生ずる。

以上のように、衛星帯電には次の 2 種類がある。

- (1) 絶対帯電：衛星全体が宇宙に対して負に帯電する。
- (2) 局所帯電：絶縁性表面材料が使用されている場合、衛星表面上で電位差をもって帯電する。

サブストームが発生すると表 1. に示したように、平均エネルギーの高い電子、正イオンが多量に衛星に流入するので、絶対帯電及び局所帯電の電位差は大きくなり、衛星構体と絶縁性表面材料との間などで放電する可能性がある。

2.2 帯電速度

衛星が半径 r (m) の金属球であると仮定すると、衛星の宇宙空間に対する絶対帯電の時定数 τ_{ss} (s) は式 (1) から、

$$\tau_{ss} \approx CV_s / 4\pi r^2 J \quad \cdots \cdots (2)$$

と書ける。ここで、 J ：入射全電流密度である。 $r=1.5$ m, $J=0.5$ nA/cm², $V_s=20$ kV とすると、 $\tau_{ss} \approx 23$ ms となる。このように衛星表面が導電性の場合には、瞬間的な電位変動による絶対帯電が生ずる。

一方、衛星表面に厚さ d 、比誘電率 ϵ_r の絶縁材料が使用されているとすると、この表面材料の衛星構体に対する局所帯電の時定数 τ_D (s) は、

$$\tau_D \approx \epsilon_0 \epsilon_r V_s / d \cdot J \quad \cdots \cdots (3)$$

となる。ここで、 ϵ_0 ：真空の誘電率である。この場合、 $d=0.1$ mm, $\epsilon_r=2.1$, $J=0.5$ nA/cm², $V_s=10$ kV とすると、 $\tau_D \approx 370$ s となり、絶対帯電に比べ局所帯電は非常に緩かに生ずる。

2.3 帯電放電の及ぼす影響

図 2. に衛星帯電放電の及ぼす影響の主なものを示す。衛星が負に帯電すると、プラズマ中の低エネルギー電子は減速され、また、低エネルギープロトンは加速されるため、低エネルギースペクトロメータの測定に計測誤差が生ずる⁽¹⁾。また、衛星材料からの脱ガス分子やスラスタから

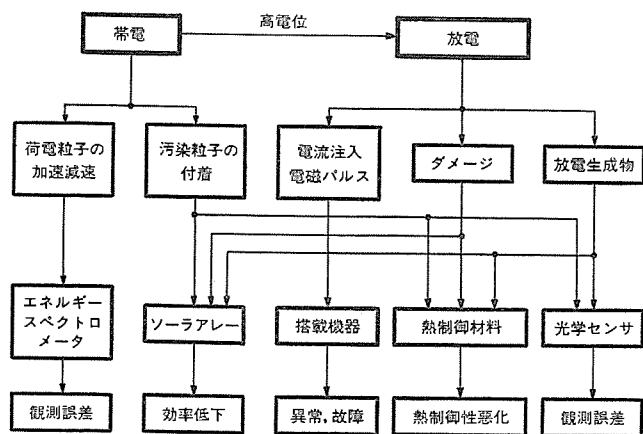


図 2. 衛星帯電放電の影響

放出される推進剤粒子などが、静電的に表面材料に付着し、太陽電池の効率低下や熱制御材料の熱制御性悪化を引き起こす可能性が考えられる。

一方、放電が発生すると、それに付随した電磁波あるいは電流パルスが生ずる。電磁パルスは搭載機器に誘導電流を生じ、これらの機器の誤動作の原因になる。電流パルスが直接搭載機器に流入すると、故障する可能性が高い。また、放電エネルギーにより、太陽電池カバーガラスにクラックが発生したり、熱制御材料の蒸着面が剥離するといった種々のダメージが生ずる。更に、放電による生成物が衛星に付着すると、表面材料やデバイスの劣化の原因にもなり得る。

これらのことから、衛星の帯電を防止することは衛星の信頼性の面で極めて重要なことである。

3. 帯電放電シミュレーション⁽³⁾

3.1 電子線照射装置

宇宙での衛星帯電放電に最も大きな影響を及ぼすのはプラズマ中の電子であり、特にサブストーム時に静止軌道付近に流入する数十 keV の電子流である。

このため、三菱電機(株)では、このような衛星帯電放電機構解明と各種表面材料の帯電放電特性を把握するため、宇宙環境の電子流をシミュレートできる電子線照射装置を開発した。図 3. にその装置全体の外観の写真を示す。この電子線照射装置は、 1×10^{-6} Torr 以下の高真空状態で $10 \sim 60$ keV のエネルギーの電子を、 $10^{-12} \sim 10^{-8}$ A/cm² の電流密度で連続照射が可能で、照射された表面材料中を流れる電流と表面帯電電位が計測でき、また、観測窓から放電の観測も

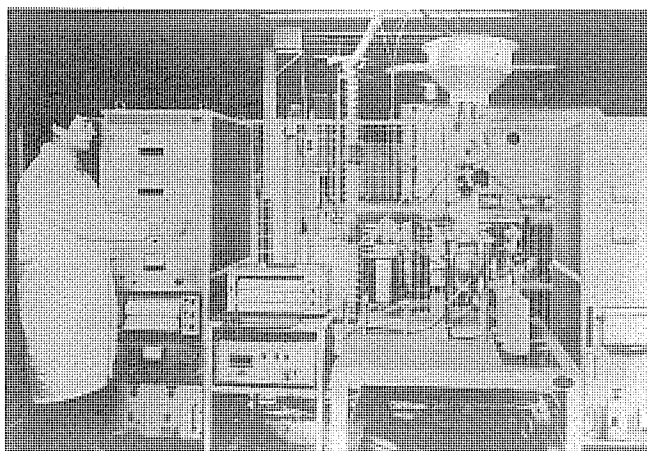


図 3. 電子線照射装置

できる。

3.2 シミュレーション実験結果

この電子線照射装置により、各種の衛星表面材料、例えば、熱制御材料、オプティカルソーリフレクタ、アンテナ材料の帯電放電特性について調べた。ここでは、代表的な熱制御材料である銀蒸着テフロンの場合について示す。なお、一般に熱制御材料は図 4. に示す構造をしており、高分子フィルムが宇宙に露出している。銀蒸着テフロンは、高分子フィルムがテフロンで、銀蒸着が施されている。

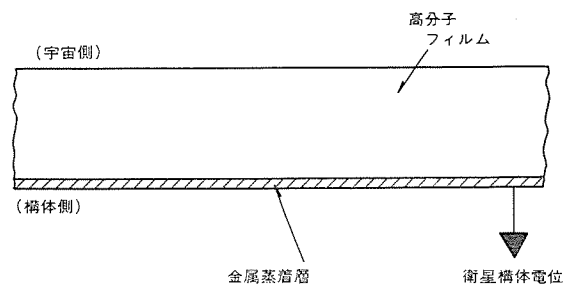


図 4. 熱制御材料の一般的構造

図 5. は、電子のエネルギー $E=30$ keV、ビーム電流密度 $J_b=0.68$ nA/cm² の条件で 60 分間照射したときの、厚さ $127 \mu\text{m}$ の銀蒸着テフロンの帯電放電特性を示したものである。この図から次のことがわかる。

- (1) 試料中を流れるバルク電流は、電子線を照射開始後急激に減少するが、ある程度時間が経過すると一定になる。
- (2) 表面電位は照射後急激に負に立ち上がっていくが、次第に飽和していく。
- (3) 照射開始後 32 分で放電が発生し、このとき電流に正方向のパルスが重量し負に急増する。また、表面電位はほとんど零になる。

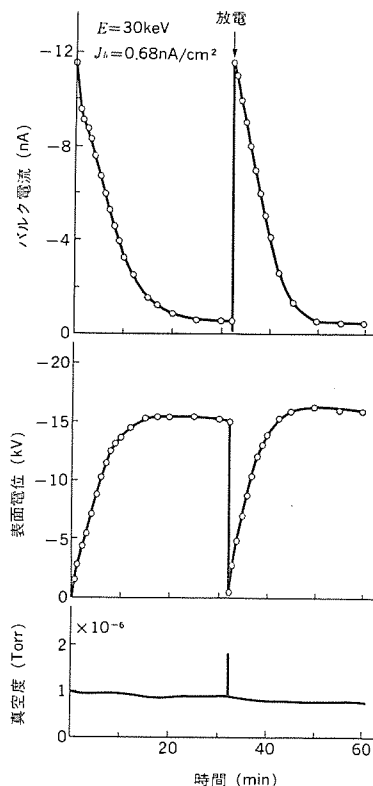


図 5. 厚さ $127 \mu\text{m}$ の銀蒸着テフロンの帯電放電特性

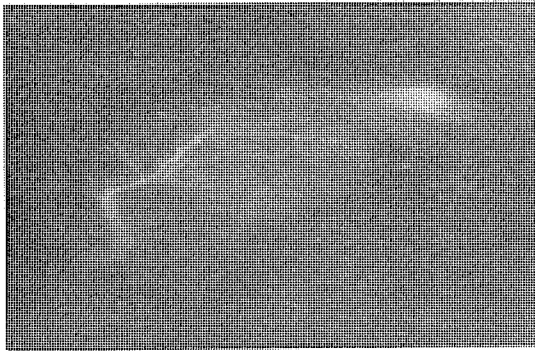


図 6. 厚さ 127 μm の銀蒸着 テフロンにおける放電光

(4) 放電が生じると、真空度がパルス的に変化する。この瞬間的な変化は、放電エネルギーによりテフロンが低分子化し、ガスが発生するためと考えられる。

(5) 放電した後は、上記(1)～(4)の現象を繰り返す。

ここで生じた放電は、図 6. に示す試料表面全域にわたる沿面フラッシュオーバーで、試料表面にこん(痕)跡が生じる。また、このような放電は、照射電子エネルギーが高くても、ビーム電流密度が大きくても発生しやすくなる。

このように、衛星の熱制御材料として優れた熱光学的特性を持った銀蒸着テフロンは帯電しやすく、また、放電も起こりやすい。一方、同じ熱制御材料であるアルミ蒸着カプトンは、テフロンと比較して帯電しにくく、帯電により放電が発生しても、放電は局部的で放電の衛星への影響は小さい。

4. 帯電防止技術

衛星がプラズマにより帯電放電すると、2.3 節で述べたように種類の影響を及ぼし、衛星の信頼性にとって問題となる。したがって、放電はもちろん、帯電も防止制御しなければならない。帯電防止制御技術としては基本的に次の二つがある。

- (1) 受動的帯電制御
- (2) 能動的帯電制御

三菱電機(株)で検討したこれらの内容について以下に述べる。

4.1 受動的帯電制御

この帯電防止制御技術は、基本的に衛星表面に導電性材料を使用し、表面に絶縁物が露出しないようにするものである。それには、
(1) 構体材料として CFRP や アルミハニカム を極力使用する。
(2) 露出絶縁物には導電性コーティングを施し、構体に確実に接地ボンディングする。
(3) 塗料は低抵抗塗料を使用する。
などがある。しかし、太陽電池カバーガラスや熱制御材料などの絶縁物は光学的特性を要求されるため、金属コーティングを施すことができず、宇宙に露出した面に透明導電性コーティングを施す必要がある。例えば、熱制御材料であれば、図 4. に示した高分子フィルム表面に酸化インジウム、あるいは酸化インジウムすずのコーティングを施すのが有効である。

この酸化インジウムコーティング熱制御材料の帯電特性を図 7. に示す。これは、厚さ 25 μm のアルミ蒸着カプトンにエネルギー 30 keV の電子線を 30 分ごとにビーム電流密度を増加させながら照射したときの、試料中を流れるバルク電流と透明導電性コーティング層に流れる表面電流及び表面電位の時間特性を示したものである。電子線照射開始直後、バルク電流は若干流れるが、次第に減少しほとんど零になる。一

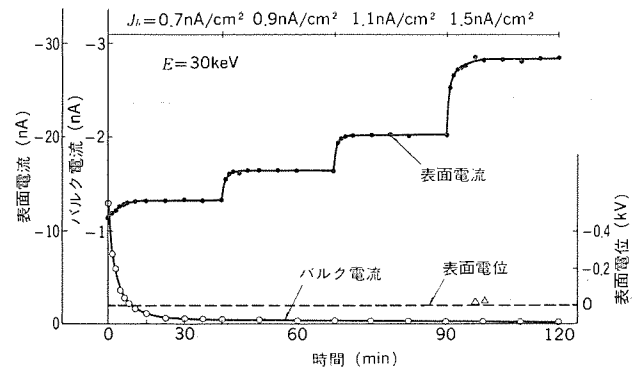


図 7. 厚さ 25 μm の透明導電性コーティングアルミ蒸着カプトンの帯電特性

方、表面電流は、ほぼビーム電流密度に比例して流れる。このことは、入射電子電流がほとんどすべて表面電流として流れ、絶縁物であるカプトンに電子が蓄積されないことを示している。このとき、表面帯電電位は 10 V 以下となり帯電が防止されている。

このような受動的帯電制御は、比較的低コストで簡便にできるという特長があるが、次のような問題点も内在している。

- (1) 日陰時の絶対帯電は防止できない。
- (2) 透明導電性コーティングを施すと、
 - (a) 太陽電池の効率や熱制御材料の熱制御性の低下
 - (b) ボンディング材による重量増
 - (c) 導電性コーティング材の経年劣化

などが生ずる可能性がある。したがって、ミッション期間の短い衛星に対しては、受動的帯電制御が有効な方法であるといえるが、一方、ミッション期間の長い衛星に対しては、最善の帯電制御技術とは言い難いため、次に示す能動的帯電制御が重要視されるようになってきた⁽⁴⁾。

4.2 能動的帯電制御

衛星帯電は、衛星にプラズマ粒子が流入することにより生じ、通常はプラズマ中の電子電流の寄与が大きいので、衛星は負に帯電する。したがって、衛星の帯電を制御するには、衛星に入射する電流をキャンセルするように衛星から荷電粒子を放出すればよい。これが能動的帯電制御の基本原則である。

能動的帯電制御技術としては、衛星から荷電粒子を放出することであるので、荷電粒子放出方式としては次のものがある。

- (1) 加熱陰極からの低エネルギー電子放出
- (2) 電子銃からの加速電子放出
- (3) プラズマ放出

(1)及び(2)は、衛星から宇宙プラズマへ電子を放出するもので絶対帯電の制御には有効であるが、局所帯電は制御できない。筆者等

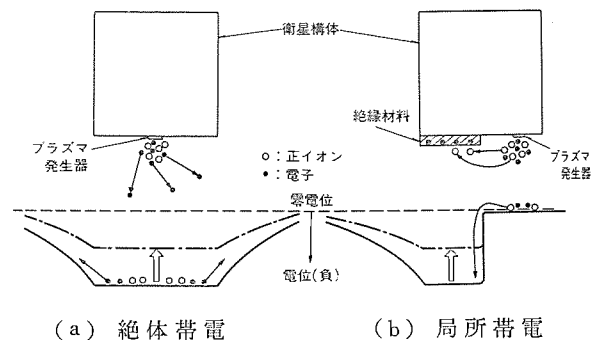


図 8. プラズマ放出による能動的帯電制御の原理

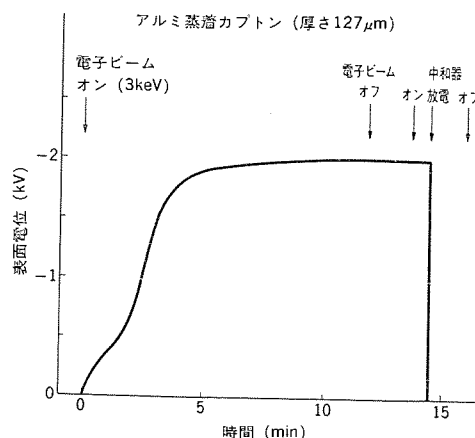


図 9. 能動的帯電制御実験結果

は、絶対帯電も局所帯電も制御可能な(3)項のプラズマ放出方式を検討した。プラズマ放出機器としては、イオンエンジン中和器⁽⁵⁾が最適である。イオンエンジン中和器は、イオンエンジン動作時の加速イオン(正イオン)に放出プラズマ中の電子を混ぜて中和し、衛星の電位が宇宙プラズマ電位に対して負に沈まないようにするもので、基本的に衛星帯電制御を行うことを目的としている。

このイオンエンジン中和器による帯電制御の原理を図 8. に示す。図 8. (a) は絶対帯電の制御の場合である。衛星構体電位にあるイオンエンジン中和器からの放出粒子のうち、電子が負に沈んだ衛星電位とプラズマ電位との間の電位差により衛星から放出され、正イオンが衛星に残留し、衛星電位は次第に正側に移行していく。すなわち、絶対帯電が防止制御できる。同図(b)は、一部の衛星表面が絶縁性の場合の局所帯電の制御を示している。構体電位に対して負に帯電した絶縁性表面に、中和器からの放出粒子のうちの正イオンが、その電位差により引き寄せられ、絶縁物表面に蓄積した負電荷と電荷交換する。したがって、絶縁物表面と構体の電位差が次第に小さくなっていき、局所的な帯電が制御される。以上のように、プラズマ放出による能動的帯電制御においては、正イオンの残留や付着が生じるが、キセノンなどの希ガスイオンであれば汚染の問題は生じない。

このようなイオンエンジン中和器による能動的帯電制御の検証実験結果の一例を図 9. に示す。接地したモデル構体に 127 μm のアルミ蒸着カプトンを取り付け、それに 3 keV の電子を約 12 分間照射したときの帯電が、構体に取り付けたキセノンイオンエンジンの中和器を動作させることにより制御できるか否かを実験したものである。電子線照射停止 2 分後に中和器を稼働させ、中和器が放電(キセノンプラズマ生成)状態になった瞬間に帯電が解除され、電位は零になった。この場合、カプトンと中和器とは約 60 cm 離れていたにもかかわらず、

プラズマ中のキセノンイオンにより帯電が制御できた。このように、プラズマ放出により能動的帯電制御の可能性が検討できた。

5. 人工衛星への適用

現在、衛星帯電放電の信頼性及び長寿命化に対する重要性が認識され、三菱電機(株)で製作中の技術試験衛星 V 型や通信衛星 3 号の設計において、受動的帯電制御技術が適用されている。

また、帯電放電現象解明には地上シミュレーション実験のみならず、実際に宇宙で帯電の観測実験を行う必要があり、技術試験衛星 V 型に、国産衛星として初めて、宇宙環境モニタの一つとして帯電電位モニタが搭載され、3 種類の衛星表面材料の帯電特性の測定が予定されている。図 10. にその試作品の写真を示す。

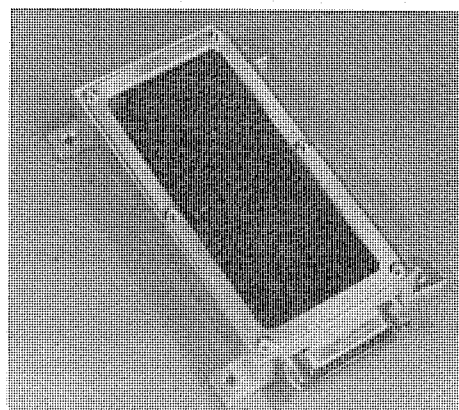


図 10. 帯電電位モニタ(試作品)

6. む す び

以上、人工衛星の帯電放電現象とその防止技術について述べた。衛星帯電は宇宙にプラズマが存在する限り避けられない問題であり、将来の長寿命大型衛星の開発に対して、能動的帯電制御を中心とした帯電防止技術と帯電解析技術の確立を図っていくことが重要である。

(原稿受付 昭 61-10-16)

参 考 文 献

- (1) H. B. Garrett : Rev. Geophys. Space Phys., 19, 577 (1981)
- (2) 山田ほか : 電気学会雑誌, 104, 487 (昭 59)
- (3) H. Fujii et al : Proc 3rd Space Systems Technol. Conf., AIAA-86-1191-CP (1986)
- (4) C. K. Purvis et al : Prog. Astron. Aeron., 71, 299 (1980)
- (5) 東ほか : 三菱電機技報, 54, No. 4, p. 305 (昭 55)

人工衛星用電熱式ヒドラジンスラスタの熱解析

長島 隆一*・梶原 堅一*・松井 安次**・古森 秀樹***・関 時明+・吉川 皖造**

1. ま え が き

我が国の人工衛星の開発は近年めざましいものがあり、通信、放送、気象観測など実用に供されているとともに、今後の利用分野も海洋観測、資源探査など多岐にわたって予定されている。これに伴って人工衛星の大型化、長寿命化が進行中で、この傾向に対応できる軌道制御、姿勢制御用の二次推進系の開発は重要なテーマである。

電熱式ヒドラジンスラスタ (EHT: Electrothermal Hydrazine Thruster) は、現在の推進系に対し比推力が 35~40% 程度高く、衛星のペイロード重量を大幅に増加させることができる推進系として注目されている。我が国では、宇宙開発事業団 (NASDA) を中心にして、EHT の国産化を目指した研究開発が過去 3 年にわたり進められており、1990 年代初頭に打上げ予定の ETS-VI (技術試験衛星 VI 型) に搭載する方向で検討されている。

三菱電機(株)は昭和 59 年度から、NASDA 及び石川島播磨重工業(株) (IHI) と共同で、EHT の主要部分である加熱部の開発を行ってきた。EHT のシステム設計には、噴射時期・時間を含めた運用マヌーバーからの問題、太陽電池を含む電力供給系、ヒドラジン分解部との整合性、機械的強度や寿命、など各種の問題を明らかにしていく必要がある。それらの中でこの報告では、主に加熱部の熱交換特性に注目し、加熱部設計に必要な熱解析結果の概要について述べる。

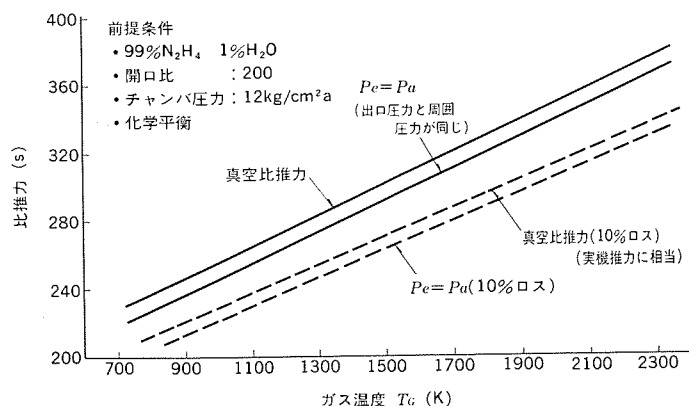


図 1. 比推力とガス温度の関係図

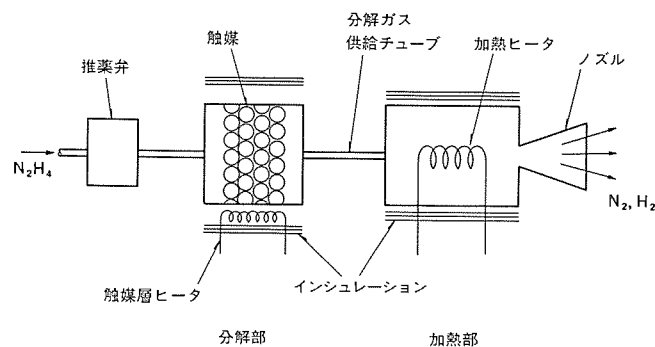
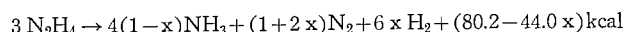


図 2. EHT の構成概念図

2. EHT の原理及び基本構成

2.1 原理

現在は二次推進系として、触媒式ヒドラジンスラスタ (CHT: Catalytic Hydrazine Thruster) が用いられているが、CHT はヒドラジン (以後、 N_2H_4 とよぶ) の分解熱を利用して推力を得るため、性能に原理上の限界がある。関田らの解説書⁽¹⁾によれば、 N_2H_4 の分解反応は次式で示される。



ここで、 x はアンモニア NH_3 の分解率である。比推力 (I_{sp}) は、 T_g/m (T_g : ガス温度、 m : ガス平均分子量) の平方根に比例するため、比推力を高めるには、① NH_3 の分解率 x を 1 に近付け、ガス平均分子量を小さくする、②分解率が上昇することによる発熱量減少を補うと同時に、噴射ガス温度 T_g を可能な限り上昇させることが必要である。このガス加熱を電気ヒータで行う推進系が EHT である。図 1. に比推力と T_g の関係の一例を示す。加熱室圧力は 12 気圧で、ガスは平衡濃度であるとしている。なお、ノズルの開口比は 200 とし、理論比推力を実線で、ノズルなどによる損失を 10% とした場合を破線で示している。CHT の比推力は約 220 s であるが、EHT でガス温度を 1,600°C 程度に上げれば約 300 s の比推力を得ることができる。

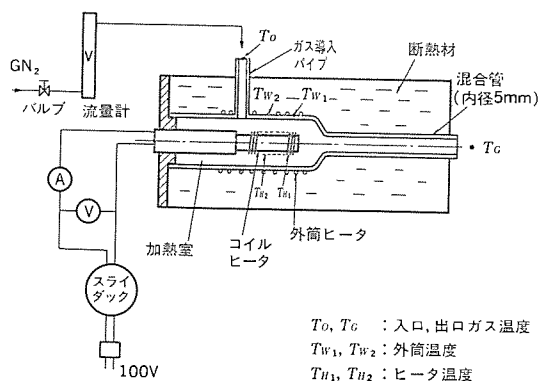
2.2 基本構成

図 2. に EHT の構成図を示す。触媒 (例えば Shell-405、酸化アルミ担体イリジウム合金) により N_2H_4 を分解し、その分解ガスを加熱部でヒータ加熱するものである。この方式の EHT では、加熱部ヒータに不具合が生じても、CHT としての動作が可能であるという特長がある。この方式は米国 ロケット・リサーチ社で開発され、既に Satcom-G に搭載されている⁽¹⁾。更にヒドラジン分解を電気ヒータを利用して行う方式が、TRW 社により提案されている。

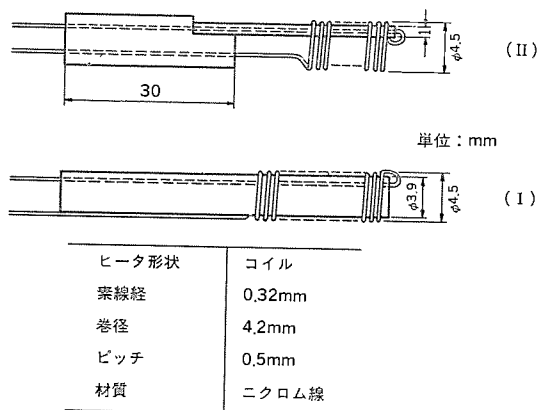
3. EHT 加熱部の熱伝達特性

3.1 加熱部熱伝達率の測定

熱モデルによる数値計算を行う上で、熱伝達特性を知る必要がある。従来から種々の流れ場に対して、ヌセルト数 $N_u = \alpha d / \lambda$ (α : 熱伝達率、 λ : 熱伝導率、 d : 代表径) とレイノルズ数 $Re = U d / \nu$ (U : 平均流速、 ν : 動粘性係数) の関係が求められているが、今回の加熱部は形状が複雑で流れが発達していない。そこで、 N_2 ガスを用いて類似形状での N_u-Re 関係を測定し、数値計算の資料にした。測定に用いた装置構成及びヒータ形状を図 3. (a), (b) に示す。加熱部は石英管で作られ、外筒にニクロム線ヒータが巻かれており、外筒とガスの熱交換も測定できる構成となっている。温度の測定は、ヒータの先端及び中央の温度 T_{H1} , T_{H2} を断熱材の一部に設けた窓から二色光温度



(a) 試験装置の構成図



(b) ヒータ形状図

図 3. 装置構成及びヒータ形状

計で、また T_{H1} , T_{H2} に対応する位置での外筒温度 T_{W1} , T_{W2} はセラミック接着材にて筒面に固定したK形熱電対により行った。熱交換後のガス温度 T_G を正しく測定するため、加熱室下流に内径 5 mm、長さ 50 mm の石英管を接続し、 N_2 ガスの温度分布がほぼ均一になるようにした。熱伝達率は、2~20 NL/min の N_2 ガスを供給し、ヒータ入力を種々変化させ、定常時の各温度 (T_G , T_{H1} , T_{H2} , T_{W1} , T_{W2}) を測定し、この値から算定した。なお、ガス導入パイプはヒータに直交してガス供給を行うものと、旋回して行うものを用意した。

ヒータ形状は図 3. (b) に示すものを基本形としている。すなわち、タイプ (I) はセラミック上にコイルを巻きつけるか、又はセラミック内に封入して、ヒータからの電気入力をセラミック支持体を介してガスに伝達するもの (傍熱形) であり、タイプ (II) は細いセラミック棒でヒータコイルを保持し、コイルの空間をガスが流れ、熱交換するもの (直接形) である。

3. 2 測定結果

測定した熱伝達率 α_H , α_W をヌセルト数で整理したものを図 4. に示す。外筒との熱交換は内径や入口形状 (直交又は旋回) によらず、 $Nu=0.7 Re^{0.6}$ で表せることが分かる。更に、ヒータ部の熱交換も傍熱形及び直接形で大差なく、 $Nu=0.7 Re^{0.5}$ で表せる。ただし、

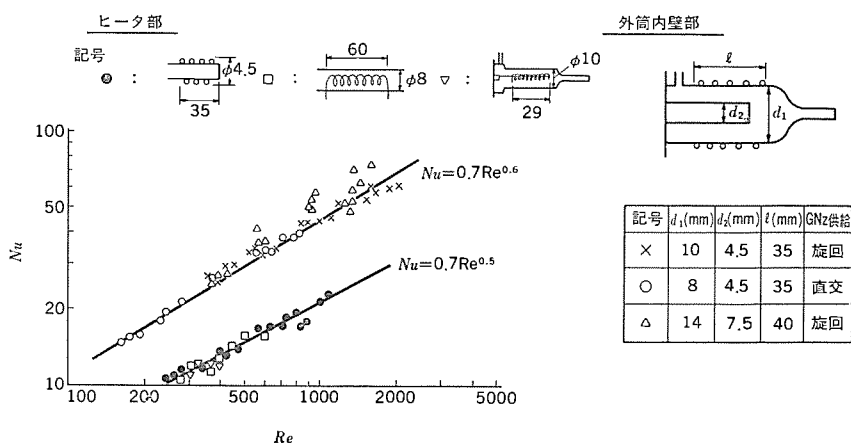
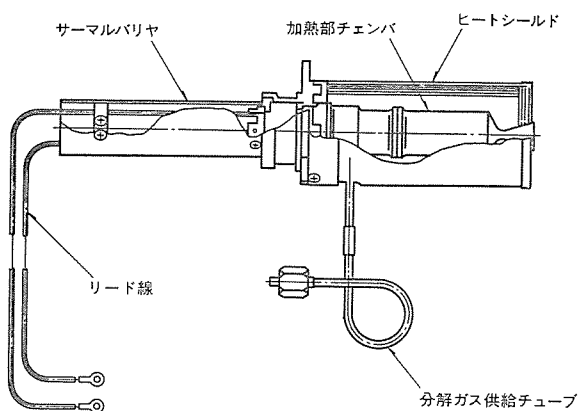


図 4. $Nu-Re$ の関係図

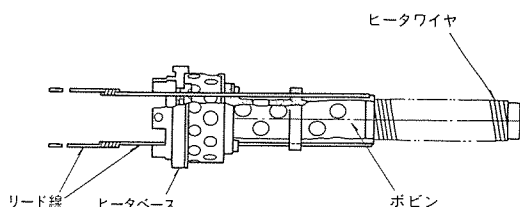
表面積としては、傍熱形の場合には図中 l で示したヒータ巻線部 ($S = \pi d l$)、直接形の場合には素線の全表面積をとっている。

4. 試作加熱部の熱交換解析

熱解析の妥当性を評価するための加熱部として、図 5. (a) に示す試作品を作成し、 N_2 ガス及び N_2H_4 分解ガスの噴射試験を行い、解析モデルによる温度分布、比推力の計算結果と比較した。傍熱形ヒータは図 5. (b) に示すよう、外周にねじを切った中空の支持ボビン (BN: ボロンナイトライド) の周囲に 3 % Re-W のヒータ (ピッチ 0.8 mm,



(a) 加熱部



(b) ヒータ部

図 5. EHT 試作品の形状図

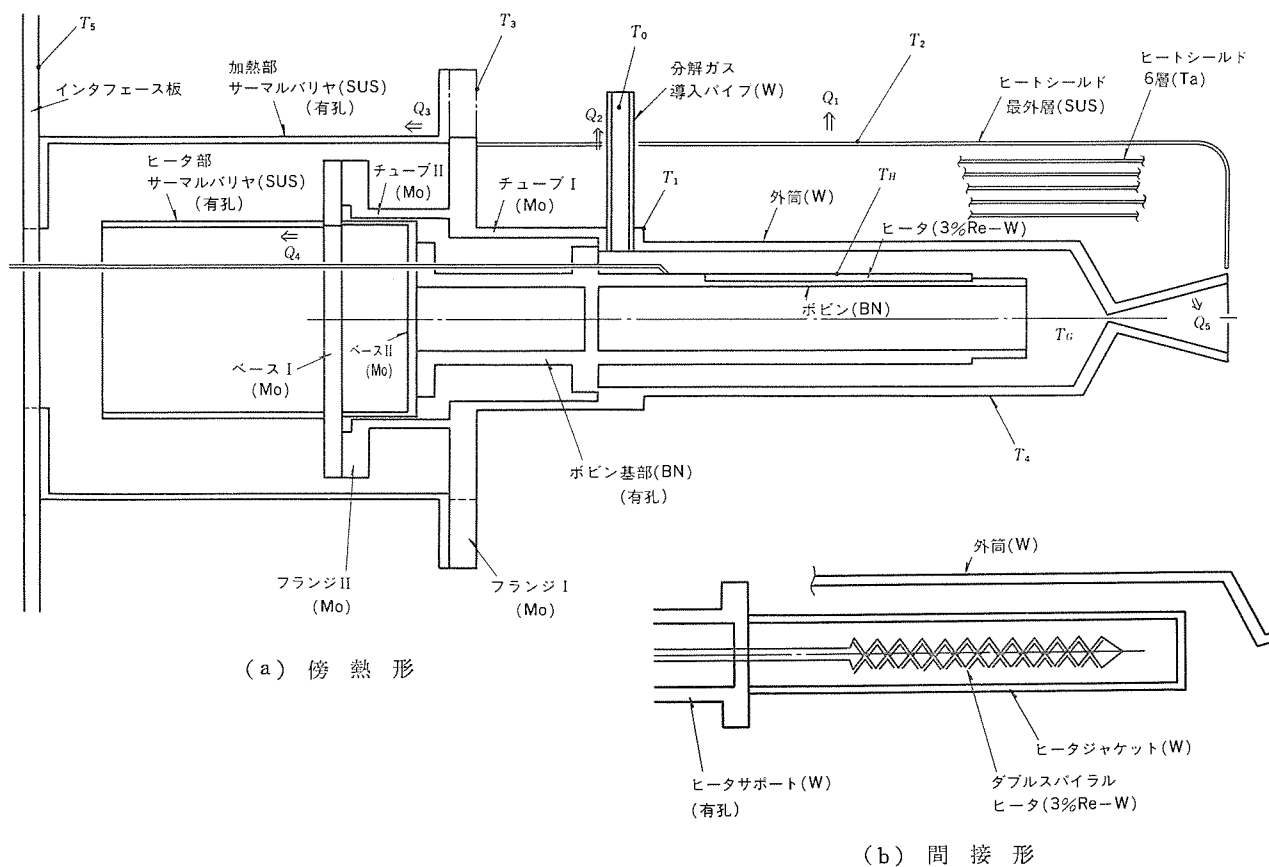


図 6. EHT 加熱部の解析モデル

線径 0.5 mm) を巻いた構造とし、ヒータにより加熱されたボビンと分解ガスが内・外周面で熱交換する。

4. 1 解析モデル

EHT 加熱部の解析モデルを図 6. に示す。図には各代表温度位置 (T_H , T_G , $T_1 \sim T_5$) 及び熱損失を算定した箇所を示している。また、加熱部の各部材質についても示した。熱損失の定義は、 Q_1 : 熱シールドからの放射損失、 Q_2 : ガス導入パイプからの伝導損失、 Q_3 , Q_4 : フランジ I, II を通しての伝導損失、 Q_5 : ノズルからの放射損失、 Q_6 : その他 (主にフランジからの放射損失) である。計算は熱回路網法を用いた熱解析プログラム (T-NET) を利用し、多重反射を考慮したふく射熱伝達を考え、比熱、熱伝導率などの物性値には温度依存性を入れて計算している。なお、今回は傍熱形について噴射試験を行い、モデル計算と比較している。

EHT 加熱部における伝熱特性は、以下のようにモデル化している。

(1) ヒータ部の熱伝導

熱伝導率はタングステンの値を使用した。ヒータは円筒形状に近似した。軸方向への熱伝導率はピッチと線径から計算して素材の $1/2,500$ とし、ヒータからボビンへの熱伝導は、静止雰囲気中の実測温度値により $\lambda = 0.8 \text{ kcal/mh}^\circ\text{C}$ を算出した。また、ヒータ抵抗値の温度依存性も考慮している。

(2) ガスへの熱伝達

中空ヒータの内外面を沿って流れる流量比は $1:1$ とし、ノズル直前で均一に混合するものとした。ヒータ内・外周及び外筒とガスとの熱伝達率は、前節の値をそのまま使用した。一方、導入パイプ内の熱伝達は発達した乱流の値、 $Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4}$ (Pr : プラントル数) を用い、先端部にガス温度と等しいノードを設け、熱伝導によ

る損失を算定している。

(3) 物性値の温度依存性

ガスの物性値 (熱伝導率、比熱、動粘性係数など) は、圧力にほとんど依存しないため、ここでは N_2H_4 分解ガスを $N_2: H_2 = 1:2$ の混合ガスとして、1 気圧での物性値を算定して用いた⁽²⁾。また、 N_2 ガスについては文献⁽³⁾の値を用いた。更に、温度変化が大きい部分に用いられているモリブデン (Mo)、タングステン (W) の熱伝導率は温度依存性を考慮し、SUS, Cu などほぼ一定温度で使用する材料は、その温度域での値を用いた。

(4) 有孔部の伝熱

サマルバリア部、ヒータ支持ボビンの基部などからの熱伝導及び放射伝熱による損失を小さくするため、多数の小孔をあけた。これらの部分は有効的な熱通過断面積、表面積を各々算定して用いている。

(5) ヒートシールド

放射の反射などを考慮して熱シールド部を詳細にモデル化し、更に①熱シールド最外筒でフランジと接触する。②熱シールド筒内の位置決め部材を通して熱伝導がある。③熱シールド内の希薄大気による熱伝導がある。などを考慮している。ただし、③を考慮するに際して、熱伝導率は圧力にはほとんど依存しないため大気圧の値を用いている。

4. 2 噴射試験結果とシミュレーション結果の比較

N_2 ガス及び N_2H_4 分解ガスの噴射試験結果を表 1. に示し、シミュレーション結果と比較した。なお、図 7. には No. 4 の条件での代表点の温度分布を示した。[] 内はガス温度であり、() 内に実験値を比較している。シミュレーション条件は、表 1. の試験条件を用いているほか、 T_0 , T_5 を温度の境界条件としている。 T_H , $T_1 \sim T_4$ など各部の温度の比較からは、試験結果と計算結果がよく一致しており、

表 1. 計算値と試験値の比較

No.	ガス種	ガス流量 (kg/s)	ヒータ入力 (W)	環境圧力 (Torr)	各部温度 (°C)								比推力 (s)	加熱効率 (%)
					T_0	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_H	T_G		
1	N ₂ ガス	1.10×10 ⁻⁴	170	2.00	—	—	326	566	884	—	1,462	845	—	31.8 (41.2)
					550	—	445	557	894	170	1,473	—	—	
2		1.10×10 ⁻⁴	200	2.00	—	—	346	601	975	—	1,620	696	—	32.5 (42.2)
					550	—	520	615	991	187	1,610	—	—	
3		1.10×10 ⁻⁴	230	2.00	—	—	376	635	1,061	—	1,723	718	—	32.6 (42.3)
					550	—	535	638	1,050	183	1,756	—	—	
4	N ₂ H ₄ 分解ガス	0.58×10 ⁻⁴	331	0.25	—	689	404	592	1,072	—	1,661	1,363	278	47.3 (55.4)
					496	655	426	614	1,050	146	1,650	—	276	
5		0.81×10 ⁻⁴	0	0.32	—	349	211	305	353	—	—	421	—	—
					527	313	153	283	287	93	—	—	—	
6		0.64×10 ⁻⁴	246	0.65	—	650	359	525	874	—	1,423	1,141	258	49.9 (57.5)
					500	619	352	494	885	138	1,430	—	242	

注 上段は計算値, 下段は測定値

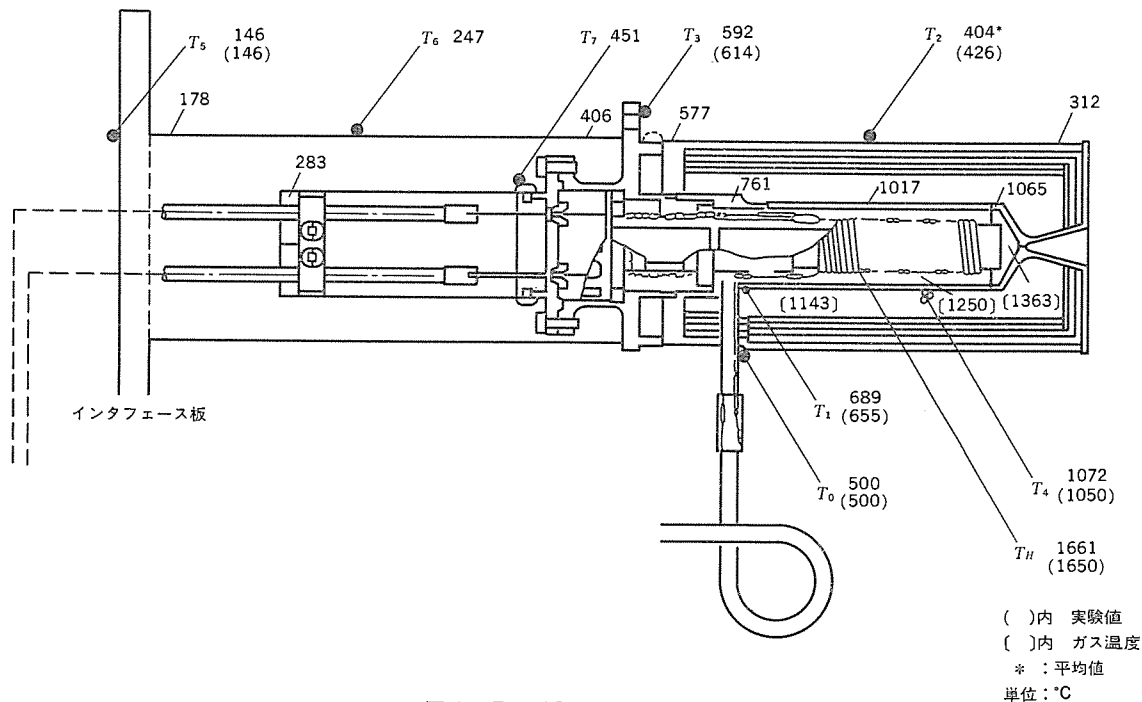


図 7. Run No. 4 の温度分布

今回のモデル計算が試験結果をよく説明できることが確認できた。しかしながら、N₂ ガス噴射試験では計算結果の方が、 T_2 が低くなっている。N₂H₄ 分解ガスを用いた場合には、両者の一致がよいことを考えると、N₂ 噴射試験時にはヒートシールドの端面がノズル部に触れるなどのため、 T_2 の温度上昇が大きくなっていたものと考えられる。

また、表 1. には N₂H₄ 分解ガスでの比推力の比較を示している。シミュレーションでの比推力値は、計算での加熱ガス温度 T_G から図 1. の真空比推力 (10% ロス) の破線を用いて算定している。測定比推力値と計算値はよく一致している。なお、今回の数値計算から、熱シールド内の残留ガス (噴射試験用真空チャンバ内の圧力: 0.25~2 Torr) による熱伝導が大きく、熱シールドからの放熱に大きく寄与していることが分かった。表 1. には、この希薄ガスの効果がないとした場合の加熱効率を () 内に示している。完全真空に近い宇宙空間では、今回の測定結果により高推力が得られることが予想される。

5. 熱交換特性の予測

前節で妥当性が検証された熱解析モデルを用い、傍熱形及び間接形について、入力電力 (W) 又は分解ガス供給量 ($\dot{M}$) が変動した場合の加熱ガス温度 T_G 及びヒータ温度 T_H の変化を予測した。間接形は図 6. (b) のモデル図に示すように、ガス流路とヒータ部を分離した方式であり、ロケット・リサーチ社で検討されている⁽⁴⁾。ヒータが直接分解ガスに接触せず、ガスとの反応によるヒータの劣化やガス流動による変形がないという特長を持つため、比較検討を加えた。なお、ヒータ部は 0.5 mm 径のヒータ線を二重コイルに巻いた構造と考えている。

仮定変動幅は電力が 300~400 W、 $\dot{M}$ は 0.59×10^{-4} kg/s (供給圧 = 2 気圧) ~ 0.87×10^{-4} (6 気圧: 標準流量) ~ 1.70×10^{-4} (10 気圧) の範囲である。計算結果を図 8. (a) に示す。なお、導入パイプ部ガス温度 T_0 はアンモニア分解率 90% 以上の場合の最悪条件 (図 8. (a) 中の一点鎖線で示す) とした。加熱室形状を同一にしたこのモ

テルでは、傍熱形、間接形とも T_G がほぼ同一になっており、加熱効率は同程度であることが分かった。傍熱形(破線)では、 T_G 、 T_H とも $\dot{M}$ にほぼ反比例して大幅に変化する。したがって、ヒータボンの耐熱性 ($<2,000^\circ\text{C}$) を考慮して、しかも広い変動範囲で安定した高比推力を確保していくためには、ヒータ温度を常に一定に保つような電力制御器が必要であると考えられる。幸い今回用いたヒータ線の抵抗は、ほぼ絶対温度に比例して増大する特性を示すため、校正したヒータ抵抗により温度を検出して、電力制御する方法が考えられる。この方式による制御器は実際に試作され、前節の噴射試験に利用されている。ヒータ制御時の T_G 及び所要電力の変化を図 8. (b) に示す。 T_H 一定の制御のもとでは、 T_G もほぼ一定の値が得られるため、流量変動があった場合にも EHT の比推力はほぼ一定になり、推進の有効利用が図れる。

今回の形状では、 $T_H=2,000^\circ\text{C}$ の制御で、比推力 300 s が確保できると考えられる。一方、間接形の場合には、ヒータからの熱移動がふく射によって行われ、しかも内筒温度がヒータに比べて低いため、 T_H は $\dot{M}$ によらず比較的一定値を保つ。この場合には、ヒータ入力が一様になるような制御を行っておれば、過入力によるヒータ断線は防げるであろう。しかし、 T_G の方は傍熱形と同じ特性を示しており、 $\dot{M}$ の大きい領域で比推力の低下は避けられない。なお、標準状態で $T_G=1,600^\circ\text{C}$ を確保するためには、今回のヒータ形状では $T_H=2,300^\circ\text{C}$ まで上昇し、ヒータ線の蒸発量が多くなってくる。ヒータ温度の低減法及び加熱効率の向上などを更に詳細なモデルをたてて検討している。

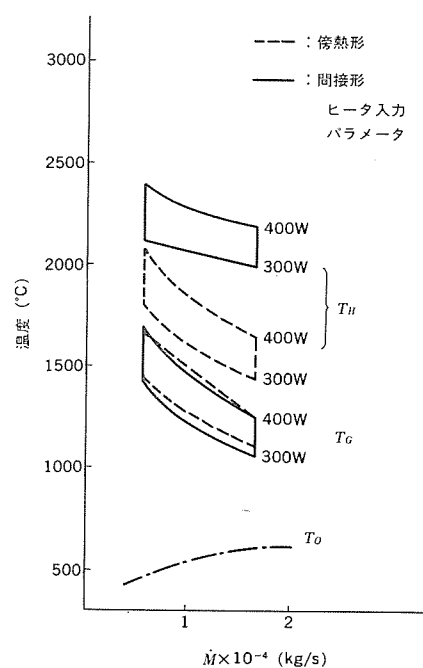
6. む す び

以上の加熱特性の評価をもとに EHT の開発を進めており、ほぼ所要の性能が得られることを確認した段階である。今後加熱効率の一層の改善のための方策、ヒータや各種材料及び接合部の耐熱強度や寿命を含めた総合的な性能評価を行っていく予定である。

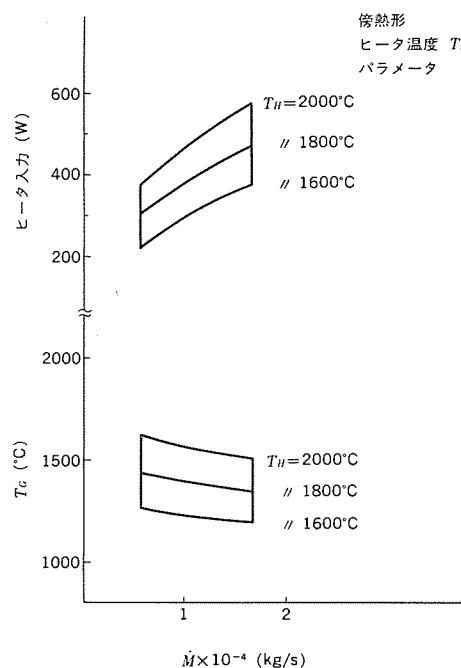
最後に、このテーマを研究する機会を与えていただいた宇宙開発事業団、及びヒドラジン分解ガスを用いた真空噴射試験を実施していただいた IHI の関係諸氏に感謝の意を表す。

参 考 文 献

- (1) 関田ほか：日本航空宇宙学会誌，33，82 (1985)
- (2) 佐藤：物性定数推算法第 8 版 丸善(株)
- (3) 伝熱工学資料：日本機械学会編
- (4) F. X. Mckevitt：AIAA paper 83-1255 (1983)



(a) T_H , T_G と $\dot{M}$ の関係



(b) ヒータ温度制御時の T_G 、ヒータ入力と $\dot{M}$ の関係

図 8. 熱交換特性

新住宅用規格形エレベーター

吉川 博*・谷野 純一*・吉田 研治*・塚原 義人**・杉山 美樹*

1. ま え が き

当社は昭和33年に、日本で初めての住宅専用エレベーターである公共住宅用規格形エレベーターを開発、納入した。その後、常に最新の技術を取り入れて性能向上を図りながら、数多くの住宅用エレベーターを供給してきた。また、昭和58年には中層住宅用のエレベーターである《コンパクト4》を開発するなど、住宅用エレベーターの多様なニーズにこたえてきた。

住宅用エレベーターは一般のエレベーターに比べ、だれにでも使いやすいこと、信頼性が高いこと、そして機械室や昇降路に近接する住居でも静粛性が保たれるよう低振動低騒音であることなどが特に重要である。また、近年、建築工期の短縮化に伴い、エレベーターの据付け工期の短縮も強く要望されてきた。

このたび、最新のマイクロエレクトロニクス技術を駆使し、かつ構造を根本から変革することにより、使いやすさ、信頼性、静粛性をより一層高め、更に据付け工期も短縮できる新しい住宅用規格形エレベーターを開発、市場投入した。以下、このエレベーターの主な特長と構成について紹介する。

2. 特 長

今回開発したエレベーターは、次に示す優れた特長をもっている。

- (1) 新開発のインバータ制御や高集積素子の採用などにより、制御装置の超小形化を実現するとともに信頼性を一層向上させた。
- (2) 電動機の磁気振動を低減するとともに、駆動装置の防振構造を改良し、居室や乗場での静粛性をより一層高めた。

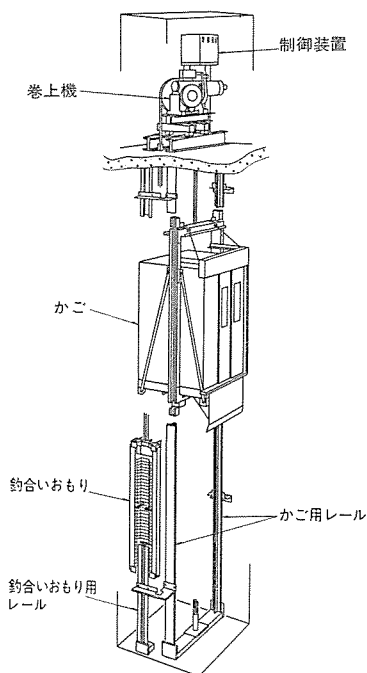


図1. 全体構造

(3) 大形デジタルインジケータをかご操作盤の上部に設け、目的階への停止直前に点滅させて到着を知らせるなど、使いやすさを向上させた。

(4) かご枠、安全装置及びドア装置に新材料、新機構を採用し、また駆動装置も構造を改良して小形軽量化を図り、建物に加わる荷重の低減や、レイアウトの容易化を実現した。

(5) 釣合おもりを1本のレールで案内させたことや、制御装置と巻上機の一体化などに合わせた据付け作業の改善、及び据付け工法の改善により、据付け工期を短縮した。

3. 構 成

図1. に新しいエレベーターの全体構造を示す。このエレベーターの定員は6人及び9人で、速度は45及び60m/minである。従来のエレベーターと大きく異なる点は、制御装置を大幅に小形化して巻上機の上部に設置したこと、及び釣合おもりを1本のレールで案内させたことである。今回新たに開発・改良した主な項目は次のとおりである。

- (1) 小形制御装置
- (2) 釣合おもり用新形レール
- (3) 新形かご
- (4) かご用大形デジタルインジケータ

以下、これらの項目の詳細について紹介する。

3.1 小形制御装置

VVVF制御装置の基本構成は、従来の規格形エレベーター⁽¹⁾のものと同一であるが、今回、次に示す新たな技術を用いて制御装置を従来の1/5(容積比)に小形化し、信頼性も向上させた。図2. にこの制御装置の外観を示す。

(1) 回生電力制御インバータ⁽²⁾

エレベーターは、減速時及び全負荷の下降運転時に電動機を制動運転させなければならない。従来のVVVF(可変電圧可変周波数)制御方式では電動機を回生制動させ、回生エネルギーを制御装置内の制動

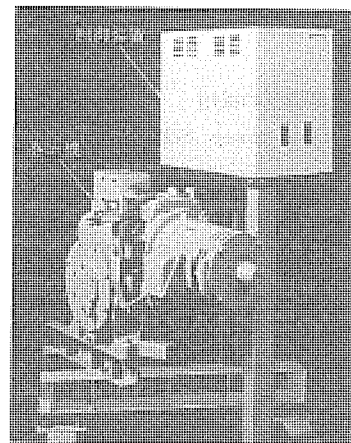


図2. 制御装置

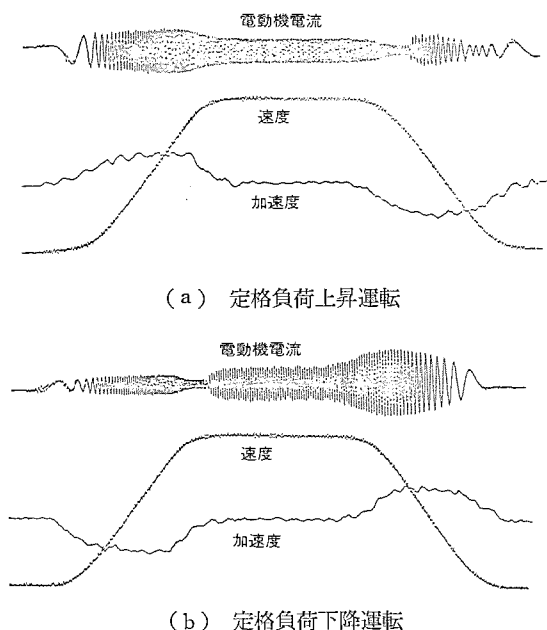


図 3. 運転特性

抵抗で消費させていた。そのため、回生エネルギーの消費回路が必要なばかりか、回生エネルギーの消費による発熱が大きい。制御装置の小形化が困難となっていた。そこで今回、制動運転時の回生エネルギーを、熱容量が大きく、しかも自冷効果もある電動機内で消費させるといふ、新しい原理に基づくインバータ制御方式を開発した。この方式を用いることにより制動抵抗が不要となり、制御装置の低発熱化、小形化が実現でき、信頼性も向上させることができた。

図 3. にこの方式による運転特性を示す。

(2) ベース駆動回路の省電力化

VVVF 制御装置では、6 個のトランジスタを PWM 制御するため、そのトランジスタ駆動にそれぞれ分離した電源を必要とし、多数の独立巻線を持つトランスを設けていた。これに対し、今回、電源をスイッチングレギュレータ化するとともに、ベース電流を低減しトランスをプリント基板上に搭載できるまでに小形化した。

(3) 専用 LSI の開発

マイクロプロセッサとのインタフェース回路として必要であったエレベーター固有の処理機能を集約した専用 LSI を開発、採用した。この結果、従来は約 50 個の汎用論理素子で構成していた速度帰還信号処理回路などを、わずか 1 個の専用 LSI で実現した。これにより、制御装置を一層小形化し信頼性を向上させた。また、専用 LSI を用いることにより、素子間の配線を不要とし演算速度、耐ノイズ性を向上させた。

(4) 低消費電力論理素子の採用

従来の LSTTL (Low power Schottky Transistor Transistor Logic) より消費電力の少ない高速 CMOS (Complimentary Metal Oxide Semiconductor) を採用することにより、論理回路部分の電力消費を低減した。この素子の採用により制御装置内の論理回路用電源の容量を従来の 1/4 以下に縮減し、装置内の低発熱化を実現した。更に、この素子の採用によりノイズや周辺温度に対する裕度も向上した。

以上のとおり、制御装置の小形化の障害となっていた発熱を回生電力制御インバータ方式の開発で解決し、最新のマイクロエレクトロニクス技術を駆使してプリント基板の高密度化を実現した。これらの技術

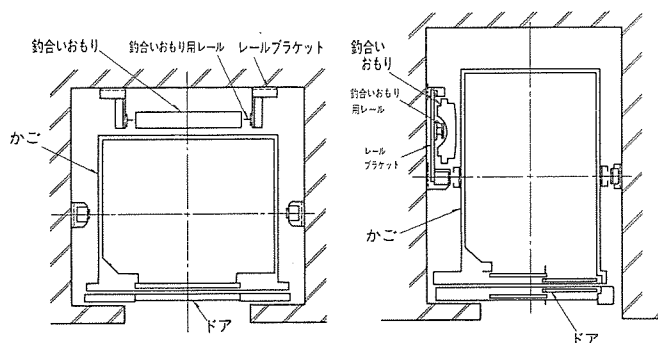


図 4. 昇降路平面図

によって大幅に小形化した制御装置を巻上機と一体化し、機械室内での配置並びに両者間の配線作業を容易化した。

制御装置と巻上機の一体化に際しては、FFT (高速フーリエ変換) 装置を用いてモデル解析を行い、非共振化設計を実施した。また、防振ゴムには、動ばね定数が低く、減衰性能の高いものを使用して防振特性を向上した。一方、インバータのチョッピング周波数を高周波化して、電動機の発生する電磁振動及び騒音を小さくした。このようにして、巻上機や電動機から建物へ伝搬する振動を低減し、機械室に近接した居室における静粛性をより一層高めた。

3.2 釣合いおもり用新形レール

図 4. に乗用規格形エレベーター及び住宅用規格形エレベーターの昇降路平面図を示す。住宅用規格形エレベーターは、入居者の家具などの運搬を容易にするため、乗用規格形エレベーターに比べ、図 4. に示すようにかごの間口を小さくし、奥行きを大きくしている。また、ドアも乗用規格形の 2 枚戸中央開きに対し、2 枚戸片開きとして開閉スペースを縮減している。このような住宅用エレベーターの特徴を考慮して釣合いおもり用新形レールを開発し、従来 2 本のレールで案内していた釣合いおもりを 1 本のレールで案内できるようにした。

(1) 形状及びレイアウト

図 5. にこのレールの断面形状を示す。このレールでは十分なねじり剛性と曲げ剛性をもつよう、断面形状を π 形にした。板厚は 4.5 mm で重量は 11 kg/m である。

図 6. に釣合いおもりの形状を示す。この釣合いおもりを図 5. に示すレール断面の頭部で案内し、図 4. のように戸袋側の空所に配置した。また、かごレールの取付ブラケットを延長してこのレールを支持した。このように、釣合いおもり用レールを 1 本とし、かごと釣合いおもりのレールブラケットを共用化して、レールの据付け作業を大幅に合理化し、据付け工期の短縮化を実現した。なお、このレールは昭

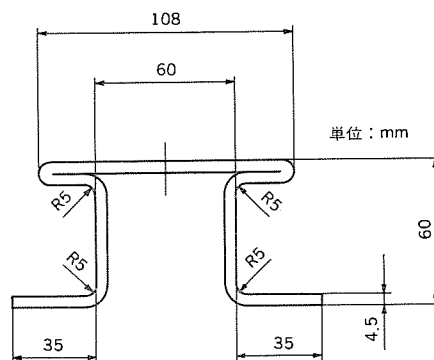


図 5. レール断面形状

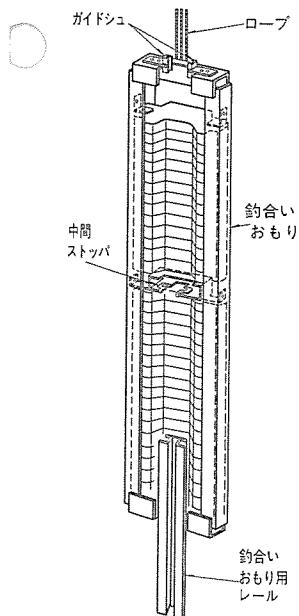


図 6. 釣合いおもり

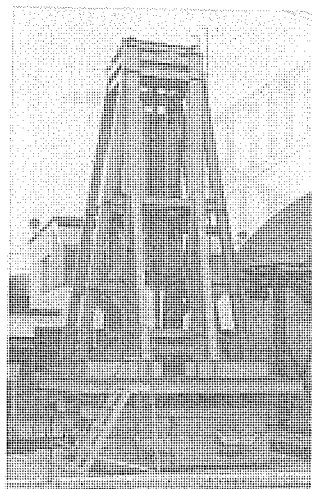


図 7. レール加振試験状況

和 60 年 9 月に、日本建築センターの性能評定を取得している。

(2) 加工方法

このレールはロールフォーミングによって成形しており、伸び率の高い材料の使用と、成形技術の改良により十分な精度を得た。すなわち、材料はカーボン、マンガ、サルファなどの成分を調整して伸び率を改善し、かつ、介在物の含有量を抑えるように管理されたものを用いた。また、ロール成形機を改良し、180° 曲げ部分に圧縮応力を加えて成形品端部のスプリングバックを大幅に低減し、成形精度を高めた。

(3) 安全性の確認

このレールでは、静的荷重に対する応力や変形を計算と実験で確認するとともに、地震時の安全性を実物の加振試験によって確認した。図 7. に加振試験の状況を示す。まず、水平 2 方向について正弦波の周波数スイープ加振を行い、レール・釣合いおもり系の固有振動数と減衰係数を調べた。次に、実際の地震波形で加振し、地震時の

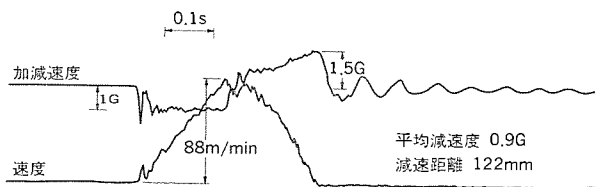


図 9. 非常止め装置の制動特性

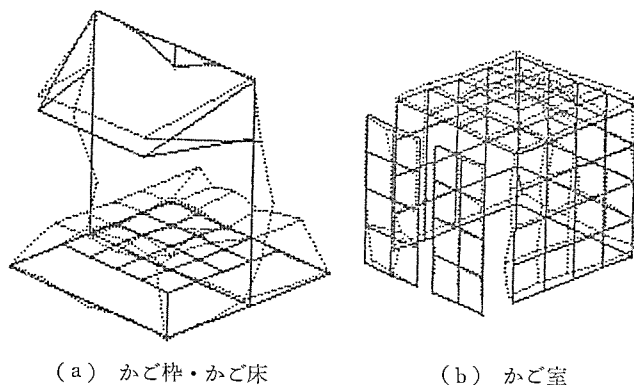


図 10. 振動モード測定結果

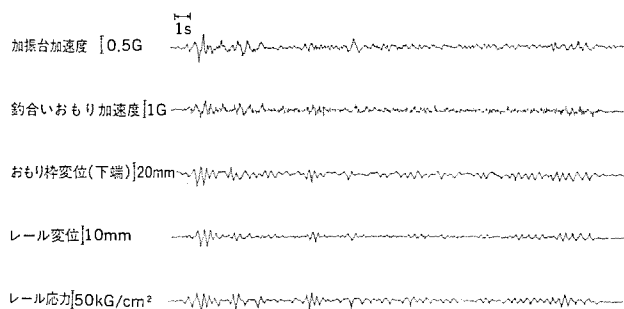


図 8. 加振試験結果

表 1. 加振試験結果

加振方向*	X 方 向		Y 方 向	
	レール最大応力 (kg/cm²)	レール最大変位 (mm)		レール最大変位 (mm)
		X 方向	Y 方向	
エルセントロ	170	0.8	1.8	150
タフト	210	0.9	2.1	180
宮城沖	200	1.5	2.4	130

注 (1) *印

(2) 釣合いおもり加速度 0.6 G, レールブラケットスパン 2.5 m

挙動を確認した。この際、代表的なエルセントロ、タフト、宮城沖の 3 種の地震波形を用いた。その結果、固有振動数と減衰係数は従来のレール・釣合いおもり系の場合と大差ないこと、地震時のレールの応力と変位はいずれも許容値内であることが確認できた。図 8. に測定結果の一例を示す。表 1. は、釣合いおもりの加速度を 0.6 G (G : 重力加速度) としたときの測定結果であり、十分安全であることがわかる。なお、0.6 G は高さ 60 m 以下の建築物に設けるエレベーターの設計用水平震度である。

3.3 新形かご

エレベーターでは、建物に加わる荷重の低減、省エネルギー及びレイアウトの容易化のため、かご機器の小形化や軽量化が重要である。このエレベーターは、ドア装置、非常止め、かご枠などについて機構の小形化や材料の改善を行い、15 % の軽量化を実現した。

(1) ドア装置

今回開発した新形ドア装置では、駆動モータの減速機構部及び扉の駆動部にタイミングベルトを採用し、ベルト部でのスリップを防止して開閉性能を向上した。また、プーリの小形化や扉駆動機構のコンパクト化により、重量を 30 % 軽減した。更に、従来機械接点式のスイッチを用いていた扉の位置検出部に光スイッチを採用し、信頼性の向上、長寿命化を実現した。

(2) 次第ぎき非常止め

次第ぎき非常止めとは、かごの下降速度が所定値を越えたときに、くさび形の制動子によってレールを挟持し、かごを減速、停止させる安全装置である。今回、特殊形状の焼入鋼を制動子に用いて摩擦特性を改善するとともに、機構を改良して従来比 40 % の軽量化を実現した。図 9. に今回開発した次第ぎき非常止めの制動特性測定結果を示す。

(3) かご枠

このかご枠では、強度の高い材料 (自動車用圧延鋼板 : SAPH

45) を用いるとともに、構造を改良し、重量を約 20 % 軽減した。また、このかご枠を用いたかごのモデル解析を行い、共振周波数と振動モードを明らかにした。そして、各部材の非共振化や防振ゴムの特性の最適化を行い、かごの低振動化を実現した。図 10. にモデル解析結果の一例を示す。

3. 4 大形デジタルインジケータ

このエレベーターでは、大形、高輝度のオレンジ色 LED デジタル表示器を装備した。表示器の設置場所は、方向灯、運行灯とともにかご操作盤の上部とした。これにより、多階床サービスの場合でも表示位置を一定とし、大形化と相まって視認性を向上させた。なお、表示器に 16 セグメントタイプを使用して、数字、英字及び両者の組合せを表示できるようにした。また、停止直前に表示を点滅させ、目的階への到着を乗客にあらかじめ知らせるなど、使いやすさをより一層向上させた。

制御装置からの表示信号の伝送は、行先階ボタン信号の伝送ラインと重畳させた。この方式により、表示文字信号専用の伝送ラインを廃し、据付け工期の短縮と信頼性の向上を実現した。

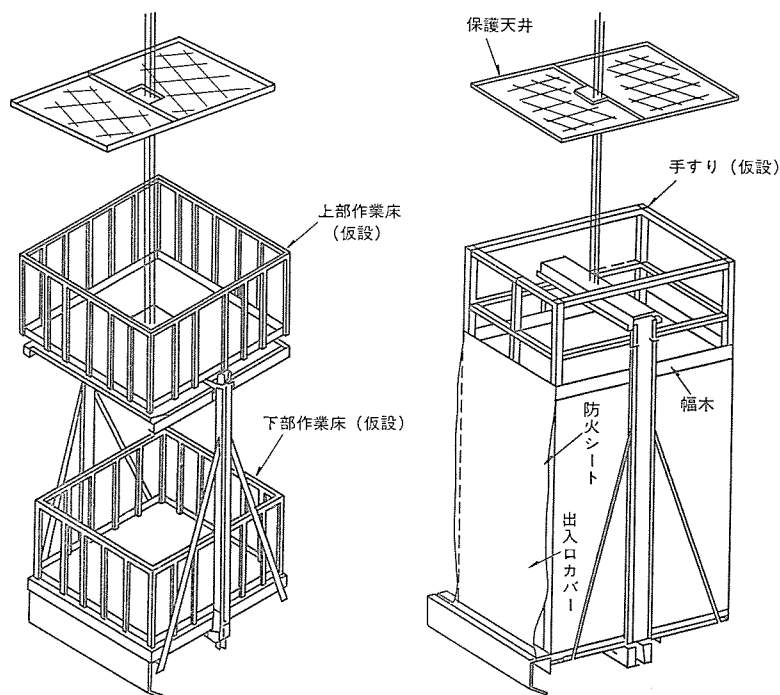
4. 据付け工法

ビル建築工期は、建築工法の進歩や綿密な工程管理などにより、短縮化してきている。このような情勢をふまえ、このエレベーターでは製品開発に合わせて据付け工法を改善し、これにより据付け工期を 15 % 短縮した。

従来の据付け工法⁽³⁾では、図 11. (a) に示すように仮設作業床をかご枠の上部・下部にそれぞれ設け、昇降路内の作業を終了した後に撤去してかご室を組み立てていた。このエレベーターでは、図中 (b) のようにかご室の天井を作業床として利用できるように据付け工法を変更し、作業時間を短縮した。

また、制御装置と巻上機の一体化や、釣合いおもり用レールの 1 本化など、製品構造の改良と合わせて、それらの据付け時間の短縮化も実施した。例えば、制御装置や巻上機などの機械室機器は、テンプレートに合わせて機械台上に取り付けることにより、心出し調整を不要とした。また、1 本化した釣合いおもり用レールとかご用レールを同時に心出しできる治具を作成し、レールの心出し時間を大幅に短縮した。

なお、部品の輸送や建築現場への搬入についても、据付け初期の短期間のうちにほとんどの部品を昇降路内に搬入可能にするなどの改善を行い、建築現場の部品のストックヤードを縮小した。



(a) 従来 (WOS 工法)⁽³⁾

(b) 本工法 (新 WOS 工法)

図 11. 据付け用作業床

5. む す び

以上、新住宅用規格形エレベーターについて、主な特長と構成を示した。集合住宅の増加に伴い、住宅用エレベーターは生活に密着した必要不可欠のものとなってきた。信頼性の向上その他多くの特長を持つこのエレベーターは、需要家各位の期待にこたえるものと確信する。

また、高齢化の進展や地価の上昇などにより、住宅に対する社会のニーズは刻々と変化している。今後共、住宅用エレベーターのあるべき姿を探求し、個人住宅から高層住宅まで、社会のニーズに適合した住宅用エレベーターを開発してゆく所存である。

参 考 文 献

- (1) 花木ほか：新規規格形エレベーター《エレペットアドバンス V》，三菱電機技報，58，No. 11 (昭 59)
- (2) 野村ほか：回生電力制御 VVVF 方式の研究 エレベーターへの応用，昭和 61 年度電気学会全国大会講演前刷集，758
- (3) 国岡ほか：移動足場工法による中高層ビル向けエレベーターの据付け，三菱電機技報，57，No. 11 (昭 58)

高耐圧・大電流GTOサイリスタの特性

石堂 道治*・鈴木 正則*・宮嶋 辰夫*・徳能 太*

1. ま え が き

GTOサイリスタ (GTO) は、自己ターンオフ能力をもつサイリスタとして注目を集め、インバータ装置やチョップ装置の小形・軽量化、高性能化を図るため、従来の高速サイリスタに取って代わり実用化が急速に進められている。特に、GTOは基本的にサイリスタ構造をもつ半導体であるため、高耐圧・大電流化が比較的容易であるという特長を備えているので、大電力制御装置の代表格である電鉄用制御器への実用化が急速に進展し、今や電鉄用VVVFインバータやDCチョップ装置及び車載用CVCF電源などの制御素子には、その大半がGTOに移行している。近年、4.5 kV耐圧の高圧GTOが開発されるに及び、1,500 Vの架線ラインを直並列接続なしに制御できるようになってから、メンテナンスフリーの可能なインバータ装置と交流電動機との組合せによる推進器を搭載した電車、いわゆるインバータ電車が実用期を迎え、地下鉄や近郊電車の主流となりつつある。

このように、電鉄用制御器におけるGTOの役割は極めて重要になってきており、今後の制御器はGTOを抜きにしては考えられないうままでに至っている。本稿では、電鉄用を主体としたGTOに的をしぼり、高耐圧・大電流GTOの構造と特長、その定格特性について解説する。

2. GTOの構造と高耐圧大容量化

GTOは可制御オン電流 (I_{TQ}) の向上の観点から、個々に分離されたカソードエミッタ領域と、これを取り囲んで形成されたゲート電極によって構成された島状の単位サイリスタ (GTOセグメント) を、多数個並列接続されたマルチエミッタ構造が通常用いられている。このような構造をもつGTOを高耐圧大容量化するためには、以下の項目に示すような設計上の配慮が必要である。

- (1) 個々のGTOセグメントの I_{TQ} を向上させるとともに、各々のGTOセグメントが均一に動作するように、セグメントの配列の最適化を行う。
- (2) 実効オン電流の向上のためにシリコンの大口径化を図るとともに、セグメントの密度を増して導通面積を増加する。
- (3) セグメント数の増加に伴って、ゲート陰極間接合周辺長が長くなるので、このために生ずるゲートトリガ電流の増加を抑制する。
- (4) 高耐圧化を図るため、耐圧の出にくいネガティブベベル構造をポジティブベベル構造に改善する。

GTOセグメントの I_{TQ} を向上させるためには、陰極エミッタ直下のPベース層の横方向抵抗を下げるのが有効である。これには陰極エミッタ幅 W_{nE} を小さくし、かつPベース層の不純物濃度 C_{PBj} を高くしなければならない。図1は4.5 kV耐圧のGTOについて、 I_{TQ} と W_{nE} 及び C_{PBj} の関係を示したものである。 W_{nE} の減少に伴って I_{TQ} はほぼ直線的に増加し、 C_{PBj} の増加に伴って I_{TQ} は急激に増加している。

しかし一方、 W_{nE} の減少は、GTOセグメントの有効導通面積を減

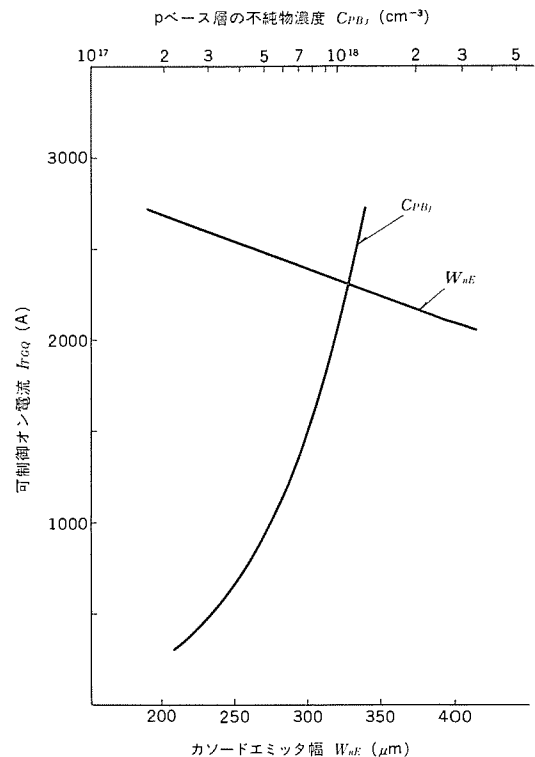


図1. I_{TQ} と W_{nE} , C_{PBj} の関係

小さくするので、実効オン電流の低下を招く。また、 C_{PBj} の増加は、npnトランジスタの α を低下させ、オン電圧、ゲートトリガ電流の増大を招く。すなわち、GTOセグメントの I_{TQ} の向上とGTOの大容量化との間にはトレードオフの関係がある。このトレードオフの関係を考慮して、 W_{nE} , C_{PBj} の最適化を図るとともに、大口径シリコン内での電流分布を均一化するようにGTOセグメントの配置パターンの最適化を図り、遮断性能の優れた大電力GTOを実現している。

C_{PBj} をあまり変化させずに V_{GR} を増大させ、 I_{GT} を減少させる方法として、当社ではゲート陰極間接合 (J_3) 付近を2段にエッチダウンする構造を導入した。図2はこの構造の断面図及び V_{GR} , I_{GT} のエッチダウン深さ d との関係を示している。 d が17 μm 付近までは V_{GR} が増大し、 I_{GT} が減少し、20 μm 以上でほぼ飽和している。

GTOではPベース層の横方向抵抗を下げるために、高耐圧サイリスタで一般的なPベース層の2段拡散法を採用せず、高濃度のP形不純物を一度に拡散する1段拡散法を用いている。このため、陽極陰極間を阻止する接合 (J_2) 付近のPベース層不純物濃度分布が急しゅんとなり、一般のサイリスタに比べてPベース層への空乏層ののびが少なくネガティブベベル構造では順方向耐圧が得にくい。この問題を解決するために、高耐圧GTOではベベル技術の高精度化を図り、 J_2 接合に対してポジティブベベルとなる Σ ベベル構造を用いた。図3は、ネガティブベベル及び Σ ベベルの構造を示す断面図と、両者を用いた場合の順方向印加電圧 V_D 対漏れ電流 I_D を示している。ネガティブベベル

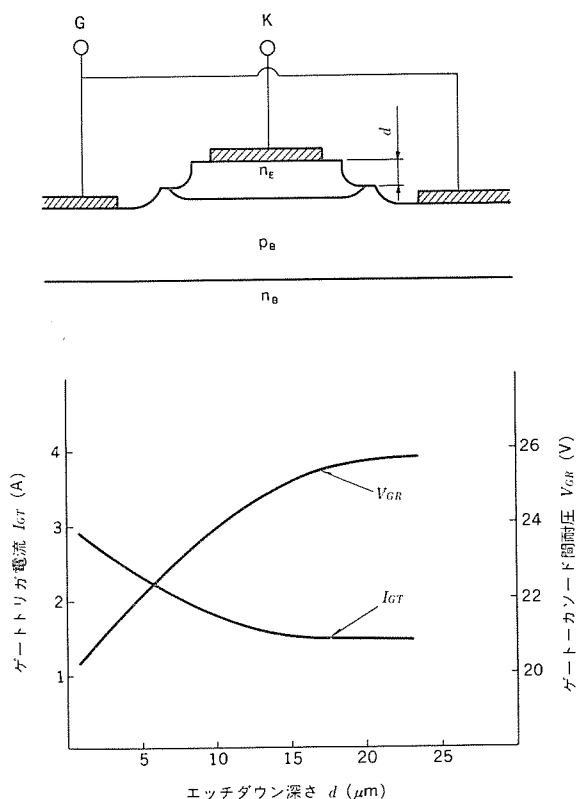


図 2. 2 段階差構造と V_{GR} , I_{GT} 対 d の関係

では、3,800 V 付近でブレイクオーバーが起こっているが、ポジティブベベル (Σベベル) では 5,500 V 付近までブレイクオーバーは抑制され、漏れ電流も 1 mA 以下となっている。

以上のように、陰極エミッタ幅、P ベース層濃度の最適化、J₃ 接合構造の改良、及びセグメント配置パターンの最適化を図り、世界最大級の高耐圧大容量 GTO の実用化が可能となった。

3. 高耐圧大容量 GTO の特性定格

3.1 GTO の主要特性定格

現在、広範な市場要求に対応して、当社では開発中のものを含め、可制御オン電流 I_{TQ} 及びオフ電圧 V_{DRM} がそれぞれ 100~3,000 A, 1,200~4,500 V の GTO のシリーズ化を行っている。図 4. は、これらの GTO シリーズの電圧電流定格を示したもので、今後共その充実化を図る方向で開発が進められている。この中で、特に車両用として実用化されている高耐圧大容量 GTO は、FG 2000 AV (4,500 V, 2,000 A), FG 1800 AH (2,500 V, 1,800 A), FG 600 AV (4,500 V, 600 A) などであり、その主な特性定格を表 1. に示す。FG 2000 AV は、 V_{DRM} が 4,500 V, I_{TQ} はスバコンデンサ容量 C_S が 4 μF のとき 2,000 A, 6 μF のとき 2,500 A の能力をもち、これは現在実用化されている大容量 GTO では世界最大級のものである。

ここで、スバコンデンサ容量 C_S は、GTO のターンオフ時の dv/dt を抑制するためのものであり、 C_S を大きくすることによって dv/dt を低く抑えて I_{TQ} を増加させることが可能である。したがって、GTO の I_{TQ} をうんぬんするとき、その条件として必ず C_S の値が指定されなければならない。一般には外部回路との協調をみて C_S が決定され、その値に準じた I_{TQ} が保証される。図 5. は、FG 2000 AV のオン特性を示しており、接合温度

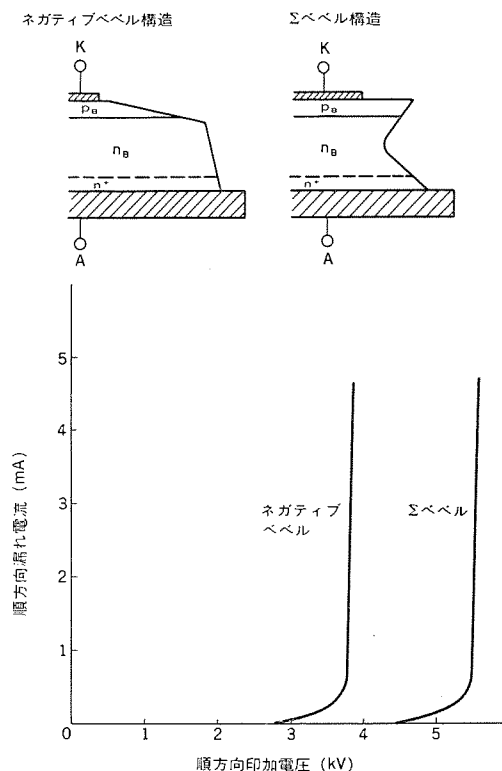


図 3. GTO のベベル構造とオフ状態特性

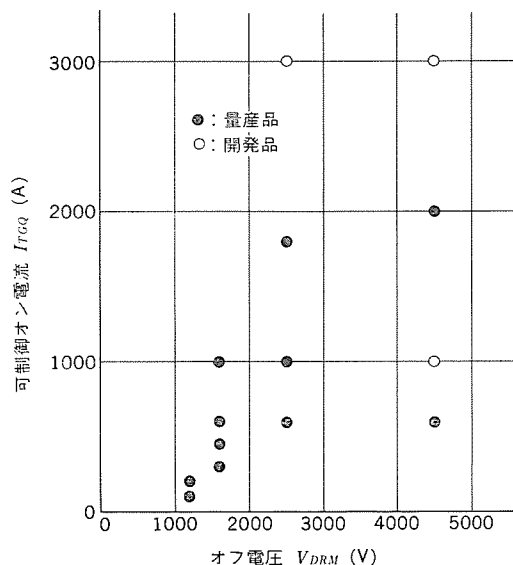


図 4. 三菱 GTO シリーズの電圧・電流定格一覧

表 1. 高耐圧大電流 GTO の主要定格特性

項 目	記 号	単 位	FG 2000 AV	FG 1800 AH	FG 600 AV
ピーク繰り返しオフ電圧	V_{DRM}	V	4,500	2,500	4,500
平均 オン 電 流	$I_T(AV)$	A	600	550	150
可 制 御 オ ン 電 流	I_{TQ}	A	2,000 ($C_S=4 \mu F$) 2,500 ($C_S=6 \mu F$)	1,800 ($C_S=4 \mu F$)	600 ($C_S=2 \mu F$)
臨界オン電流上昇率	di/dt	A/μs	300	300	300
サー ジ オン 電 流	I_{TSM}	A	13,000	16,000	4,000
オ ン 電 圧	V_{TM}	V	3.5 ($I_T=2,000 A$)	3.0 ($I_T=1,800 A$)	4.0 ($I_T=600 A$)
ター ン オン 時 間	t_{gt}	μs	10	10	10
ター ン オフ 時 間	t_{gq}	μs	30	30	25
最大ゲートトリガ電流	I_{Gt}	mA	3,000	3,000	1,500

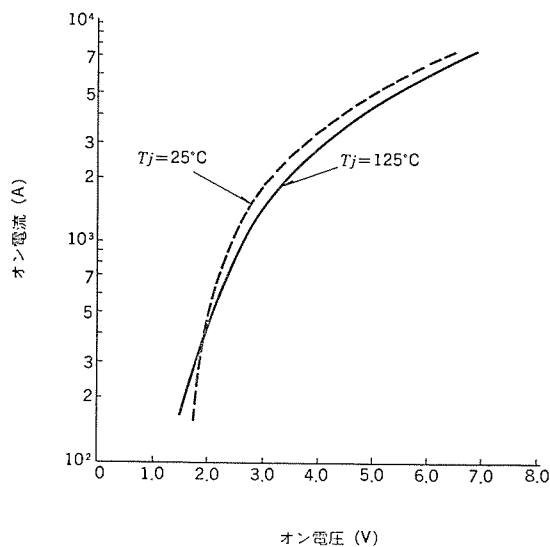


図 5. オン状態特性 (FG 2000 AV)

(T_j) が 125°C でオン電流 $I_T=2,000$ A のときオン電圧は 3.5 V 以下となり、高耐圧大容量 GTO として十分に低いオン電圧を実現している。

3.2 ターンオン及びターンオフスイッチング

図 6. は、FG 2000 AV のターンオンスイッチング時のターンオン遅れ時間 (t_d)、ターンオン時間 (t_{gt}) のピークオンゲート電流 (I_{GM}) との関係である。 t_d 、 t_{gt} も I_{GM} が増加すると短縮する傾向を示している。

大電力 GTO は、前章でも述べたように、マルチエミッタ構造となっ

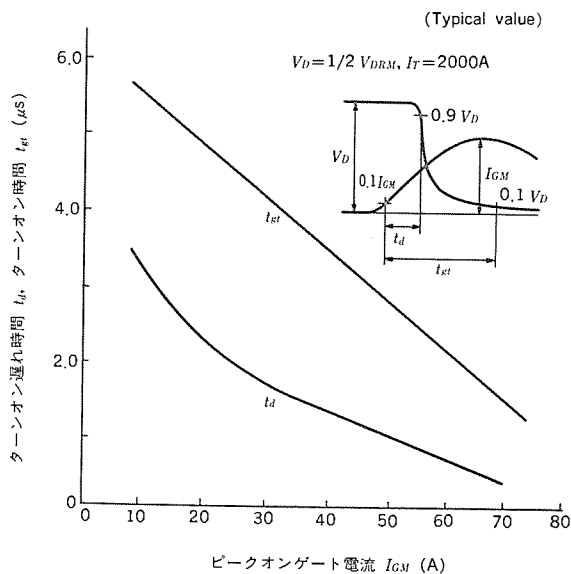
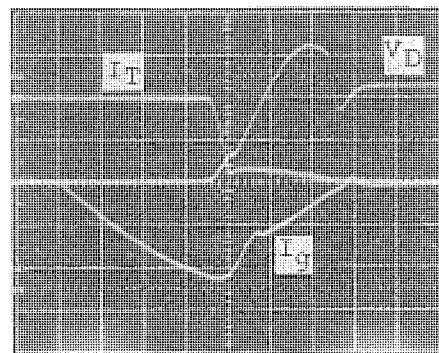
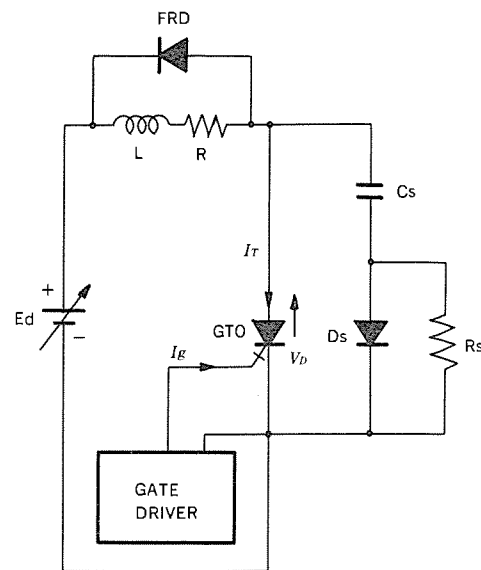


図 6. t_d 、 t_{gt} と I_{GM} の関係 (FG 2000 AV)

ており、オン領域の広がりには各セグメントに限られるとともに、大容量化を図るため大口径シリコンを採用し膨大な数のセグメントを保有するため、ゲート周囲長は極めて大きな値となる。このため、各セグメント間及び各セグメント内での電流密度が均一となる安定したオン状態を得るためには、オンゲート電流の立ち上がり時にオーバードライブ (ハイゲートドライブ) が必要となる。図 6. は、このハイゲートドライブのピーク値とターンオン時間との関係を示したもので、使用に応じた最適なピーク値 (I_{GM}) の設定が必要となる。

図 7. は FG 2000 AV の、ターンオフスイッチング特性の基本測定回路とその波形例を示したものである。測定回路はコンデンサ C_s 、ダイオ



V_D : 1000V/div
 I_T : 1000A/div
 I_g : 200A/div
 t : 5μs/div

図 7. ターンオフ特性測定回路とその波形例 (FG 2000 AV)

ド D_s 、抵抗 R_s からなるスナバ回路を GTO に並列接続し、負荷はインダクタンス L と抵抗 R で、負荷には GTO のターンオフ時のインダクタンス分による誘起電圧を抑えるためにフライホイールダイオードを逆並列接続している。この波形では、 $I_T=2,000$ A、 $V_D=2,250$ V、 $-di_g/dt=30$ A/μs の条件で、ターンオフ時間 $t_{gg}=20$ μs で遮断している。また、ゲート逆電流は $I_{GRM}=450$ A であり、ターンオフゲイン G_{GQ} は 4.4 となっている。この動作波形を解説すると次のようになる。GTO に流れていた電流 I_T は、オフゲート電流が開始してから蓄積時間 (t_s) (18 μs) の後、急激に減少する。

この減少電流分はスナバ回路に転流され、スナバ回路のインダクタンスにより、 V_D は一度急激な立ち上がりをみせスパイク電圧 V_{DSP} を発生させる。その後 V_D は、スナバコンデンサ容量 C_s と負荷電流 I_T とにより決まる dv/dt ($dv/dt=I_T/C_s$) 一定の期間を経て、主回路の浮遊インダクタンスにより発生した電圧が重畳されて、過充電ピーク電圧 V_{DM} に達する。その後、この過充電電圧はスナバダイオード D_s の逆回復時に一度落ち込んだ後、スナバ抵抗 R_s を通して放電し、電源電圧に戻る。それに対して I_T は、急激な減少の後テール電流と呼ばれる電流がしばらくの間流れ続けている。

この電流は、シリコン内部の過剰キャリアがまだ完全に消滅しない状

態で高電界が印加されるために、回復途中にある接合を貫通して流れる変位電流で、後に述べるスイッチング損失の大きな要因となっている。 I_g はゲート回路のインダクタンスとゲートの電源電圧で決定される $-di_g/dt$ で増加し、ほぼ t_{gq} の時間の後ゲート陰極間接合が回復した時点でピーク値に達する。その後、減少してゲート回路からの電流供給はとどめるが、陽極から流入する変位電流分がすべてゲートを通して流れ出るため、テール電流とほぼ等しい電流が持続する。以上の動作において、 $-di_g/dt$ が小さいと、 t_s の値が増加しターンオフ特性を悪化させるので、 $-di_g/dt$ を一定の値以上にするのが望ましい。

3.3 スwitching損失と dv/dt 耐量

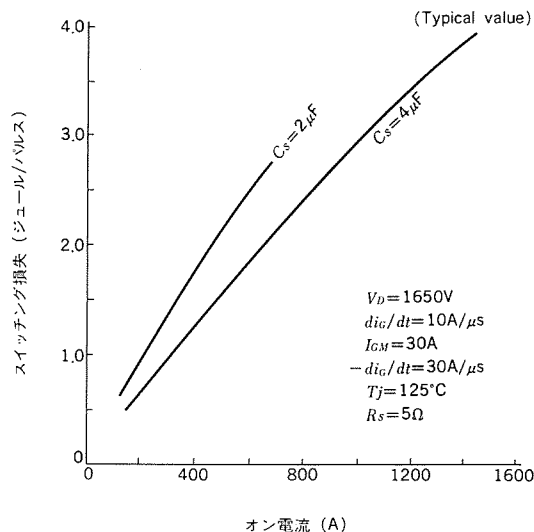
図8は、FG 2000 AV のオン電流とスイッチング損失の関係を示したものである。スイッチング損失は、ターンオン損失、ターンオフ損失を合計したもので、オン電流が大きくなると損失も大きくなり、また C_s を小さくするとターンオフ時の dv/dt が大きくなるため損失は増加する。一般にターンオフ損失はターンオン損失の3倍～4倍ほど大きな値を示すため、ターンオフ損失を低減することがスイッチング損失を大きく減少させることになる。前に述べたように、ターンオフ時のテール電流はターンオフ損失の大きな要因となっており、テール電流の低減はスイッチング損失の低減に大きく寄与する。このテール電流の値はキャリアのライフタイムに関係しており、キャリアのライフタイムに依存するオン電圧 (V_{TM}) と強い相関関係がある。一般に V_{TM} が大きい素子はキャリアのライフタイムが短いため、テール電流は小さくなりその結果スイッチング損失は減少する。

スイッチング周波数が高くなると、スイッチング損失の全損失に占める割合が大きくなるため、許容動作周波数における定常オン損失とスイッチング損失との合計が最小になるようにキャリアのライフタイムのコントロールを最適化することが必要となる。FG 2000 AV-90 の場合、許容動作周波数を 600 Hz として最適化を図っている。

図9は、FG 1800 AH の dv/dt とブレイクオーバー電圧との関係を示したものである。G-K間に、2Vの逆バイアスを印加した場合は、 dv/dt 印加によるブレイクオーバー電圧の低下はほとんどみられないが、逆バイアスを印加せず抵抗 R_{GK} を並列接続したのみの場合には、 R_{GK} をパラメータとして dv/dt 印加によるブレイクオーバー電圧の低下がみられる。また、ゲートオープン状態では、2,000～3,000 V/ μ s になると急激に減少している。GTOはこのような特性を示すことから、一般にG-K間に常に2Vの逆バイアスを印加して使用することを推奨している。

4. む す び

以上、電鉄用を主体とした高耐圧・大電流GTOの定格・特性の現状について紹介したが、GTOはその優れた特長を生かし、今後更に高耐圧・大電流化が図られ、電鉄用制御器の主役としての役割



8. オン電流とスイッチング損失の関係 (FG 2000 AV)

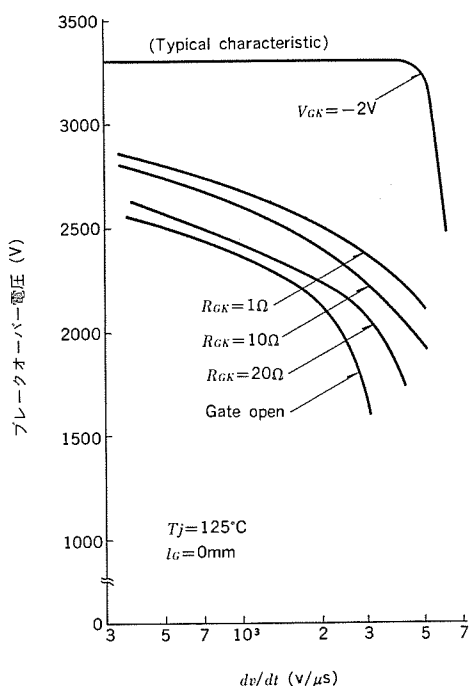


図9. ブレイクオーバー電圧と dv/dt の関係 (FG 1800 AH)

をより一層強めていくものと予想される。また、GTOはより高速・高周波化へと技術開発が進められており、このような特性・性能改善と相まって、GTOの応用分野は電鉄部門にとどまらず、各種電源装置やモータ制御分野に拡大していくものと予想される。

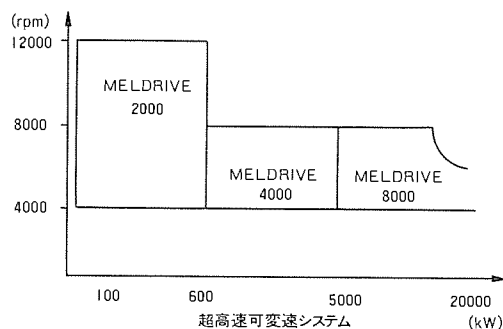
超高速可変速システム 《MELDRIVE2000》

ポンプ・送風機・圧縮機などを超高速駆動する場合には、従来タービン駆動方式や商用電源で駆動される電動機と増速ギヤを組合せる方式が用いられてきました。しかし、これらの方式は、システム全体の効率や寸法、重量の点で問題があり、超高速電動機による直接駆動方式の出現が望まれていました。このたび大容量トランジスタインバータと超高速カゴ形誘導電動機による、超高速可変速駆動システム《MELDRIVE2000》を開発いたしましたので、その概要をご紹介します。

特長

超高速可変速システムは下図に示すように、出力により3種類に大別されます。一方、《MELDRIVE2000》は、600kW以下の領域を対象としたカゴ形誘導電動機をトランジスタインバータで駆動するシステムです。これは次の特長を持っています。

- 超高速駆動により容量アップ。高効率化が可能。
- 機能の小形化、増速ギヤの廃止による据付面積の減少、メンテナンスの向上。
- トランジスタインバータ駆動による制御性の向上。
- システム構成が簡潔で安価（トランジスタインバータ+カゴ形IM）。



仕様

超高速カゴ形IM	400V、2極、防滴保護形、他力通風 定格出力 75kW～530kW 最高回転数 5000/6000/8000/ 10000/Max.12000r.p.m
トランジスタインバータ	正弦波PWM制御、 最高出力周波数200Hz 容量140kVA～760kVA 低減トルク負荷: 75kW～530kW 定トルク負荷: 75kW～485kW

市場・用途

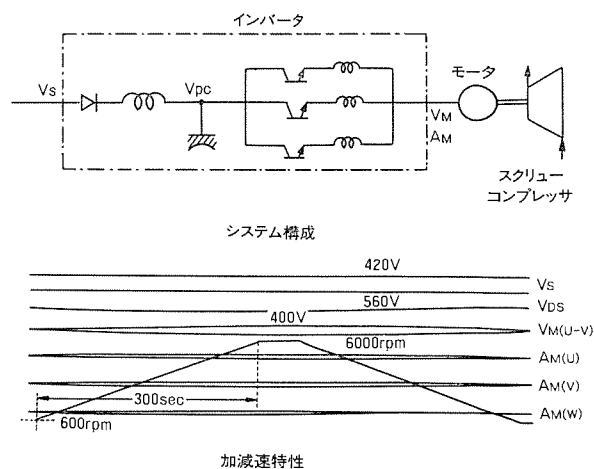
コンプレッサ・ブロウ・ポンプなど小形化、高効率化、高メンテナンス性が要求される市場に最適です。

- スクリーコンプレッサ、ロータリーコンプレッサ市場
- ターボポンプ・ターボ圧縮機・ターボ送風機市場
- 高速回転試験、エンジン試験など

適用例

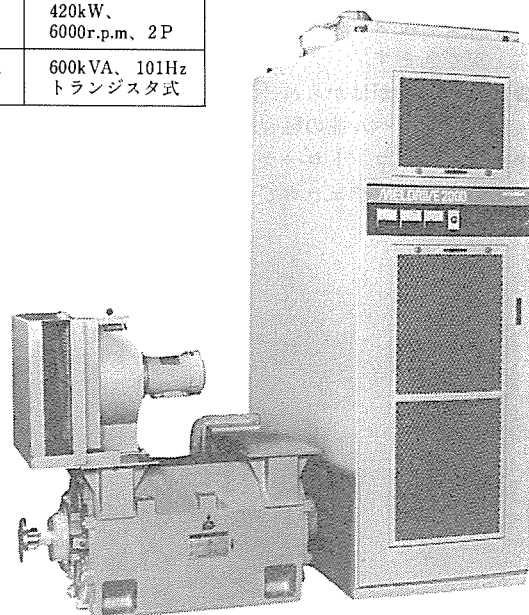
《MELDRIVE2000》の1号機は、蒸気を再圧縮して省エネルギーを行うスクリー形蒸気再圧縮式ヒートポンプ駆動用として国内某社に納入しました。システム構成、加減速特性、機器仕様を以下に示します。

試験の結果、6000r.p.m時振動は両振幅で20 μ m以下、騒音はインバータ駆動無負荷時86dB(平均値)、インバータと電動機の総合効率90.5%が達成されたことが確認されました。この結果は初期の仕様を十分に満足するものです。



機器仕様

モータ	420kW、 6000r.p.m、2P
インバータ	600kVA、101Hz トランジスタ式

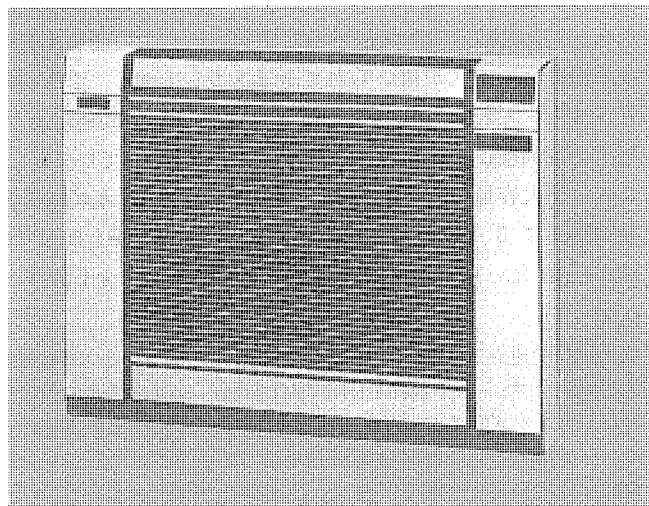


スポットライト 床置形インバータエアコン MFZ-251AF

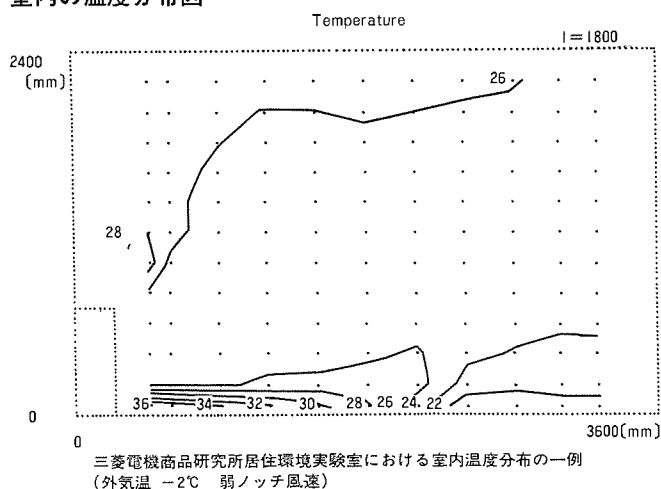
三菱電機ではこのたび、ハイグレードな暖房を目ざし、暖房機として理想の据付位置である床置タイプに上下吹出方式（ハーモニックフロー）とインバータを搭載し、優れた暖房特性と多彩な機能を持つフロータイプインバータエアコン《霧ヶ峰MFZ-251AF》を開発しました。

特長

- ④室内ユニットに上下2つのファンを設けました。暖房スタート時は両ファンともフル回転、暖まってくるに従って下吹出率を高めながら総吹出風量をコントロールするハーモニックフローによって、弱ノッチにおいても、上下温度差が小さい快適な環境を作ることができます。
- ⑤室内ユニットの上下に2つの温度センサを搭載しました。室内温度差が少なく、更に吹出噴流の影響が少ない、快適居住空間を作り出すように、2つのファンを制御するツインサーモントロールを設けています。
- ⑥インバータを搭載し、30Hzから130Hzまで無段階で圧縮機の入力周波数を変化させます。1350kcal/hから4100kcal/h（暖房JIS規格条件時）まで能力が可変で、強力なパワーと経済性を両立させます。
- ⑦電源を入れるだけで、その時々最適な運転を自動的に選択します。その際、暑い・寒い・快適の3つの温感キーの操作によって、各自のお好みの快適居住空間を作り出し、更に記憶できる温感自動運転機構を搭載しています。
- ⑧暖房時の空気の乾燥を防ぎ、快適性を高める加湿機（超音波方式）を本体に内蔵しました。エアコンとの連動運転も可能で、暖房・冷房・除湿・加湿の多機能空調が行えます。
- ⑨リモコンは、本体収納可能なワイヤレスリモコンで、離れたところから操作が行えます。
- ⑩暖房運転の霜取り時にも室温を下げません。また、霜取り回数もメモリ&スタディ機能により、従来タイプよりも低減することができます。
- ⑪低騒音設計がはかられ、「急ノッチ」においても従来タイプの「強ノッチ」レベル並の騒音値を実現します。
- ⑫別売のテレコンローラをご使用になれば、エアコンのON・OFF指令や運転をチェックできる、テレコンローラシステムになります。



室内の温度分布図



仕様

形名	MFZ-251AF
仕様	
電源	単相 100V
ヒューズ、ブレーカ容量<A>	20
冷房能力 <kcal/h>	2500
暖房能力 <kcal/h>	3400
消費電力 <W>	冷房 1090 暖房 1360
運転電流 <A>	冷房 12.1 暖房 15.1
室内側騒音値(急)<ホン>	37
室外側騒音値<ホン>	46
冷房面積の鉄筋アパート南向洋室	20
めやす<m ² > 木造南向和室	13
暖房面積の鉄筋アパート南向洋室	17
めやす<m ² > 木造南向和室	14
重量 <kg>	室内ユニット 25 室外ユニット 33
外形寸法 <mm>	室内ユニット 高さ595×幅790×奥行180 室外ユニット 高さ540×幅780×奥行255
加湿量 <cc/h>	250
給水タンク容量<ℓ>	2.0
連続加湿運転可能時間<時間>	8.0

スポットライト 1.3 μ m CMOS VTM

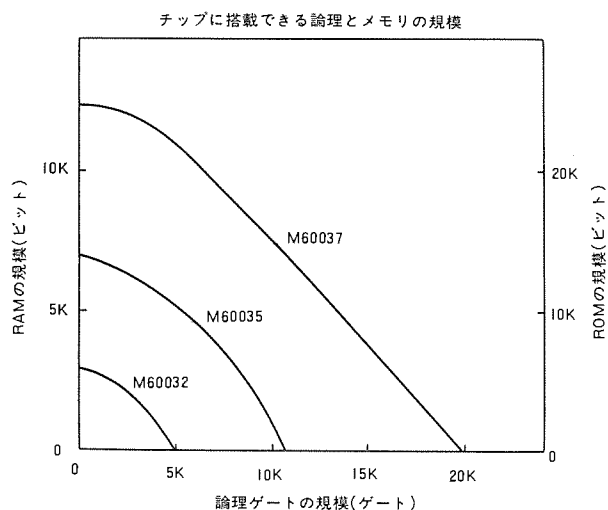
三菱電機ではこのたび、従来のゲートアレイに加え、CMOS VTM (M60030シリーズ) を開発しました。

このシリーズは、従来のゲートアレイのような固定配線チャネルに代り、スタンダードセルのように必要に応じてチャネル幅を変えるVTM (Variable Track Masterslice) 方式を採用しており、1.3 μ m CMOSプロセス技術の適用とあいまって、高速・高集積なセミカスタムを提供できます。

特長

●高集積

チップ上に60Kゲート(M60037)を搭載し、24KビットのROMが実現できます。更に、従来のゲートアレイのように固定チャネルとして使っても、20Kゲートの論理を実現することができます。



●メモリの搭載

VTMでは、メモリのように規則的な回路を効率良く設計することができ、かつ他社のような固定メモリでないために、多数個のROMやRAMを自由に組込むことができます。

●高速動作

1.3 μ m CMOSプロセス技術により、無負荷で350ps/G、FI=FO=3、A ℓ 3mmの負荷時でもシングルドライブで1.15ns/G、ダブルドライブで0.9ns/Gとなり、従来の約2倍(当社比)のスピードが達成できます。

●高駆動出力

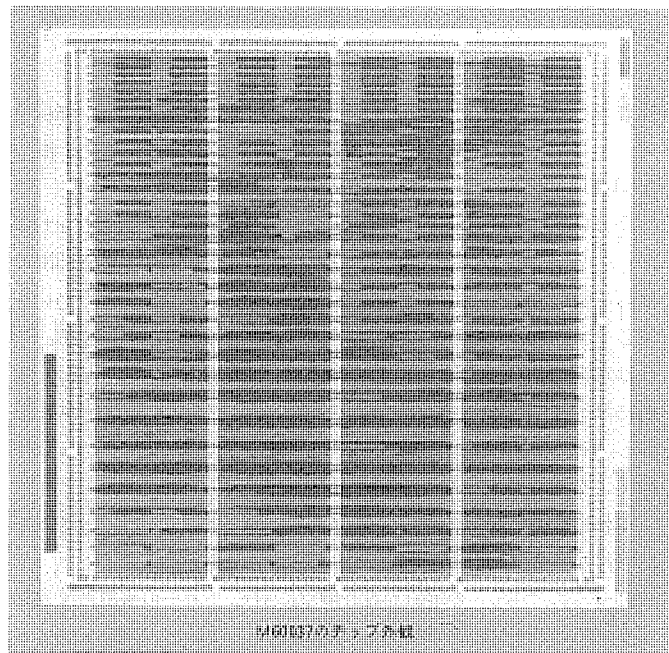
チップ内部で2個の出力バッファを並列接続することが可能です。IOL=20mA (VOL=0.4V) となり、従来の3倍(当社比)の駆動力を得ています。

●豊富なライブラリ

主要なTTL74シリーズのセルと複雑なマクロファンクションがあり、全部で217種類に達しています。これらは、市販のほとんどのワークステーション上で使うことができます。

●入出力ピン数の豊富さ

20Kゲートで256のIOピンはもちろん、4、8ゲートでも132のIOピンを持ち、業界最多のピン数をほこっています。



特性

品 種 名		M60032	M60035	M60037
等 価 ゲ ー ト 数		4,788	11,088	19,656
総 ゲ ー ト 数		10,836	25,200	47,376
総ベーシックセル数		32,508	75,600	142,128
チップサイズ(mm)		6.92×6.52	12.7×7.37	12.94×12.64
I / O 数		132	196	256
遅延時間	内 部 ゲ ー ト	0.35ns/G (INVERTER, F,O=1) 1.15ns/G (2NAND, F,O=3, ℓ =3mm)		
	バッファ	TTL 入力 1 ns (F,O=1) シングル 出力 7.4ns (CL=100pF) パラレル 出力 5.6ns (CL=100pF)		
出 力 電 流 (VOL=0.4V)		シングル 出力 IOL=10mA (VDD=4.5V) パラレル 出力 IOL=20mA (VDD=4.5V)		
メモ リ 容 量	R A M	2.5Kbit	6.0Kbit	12.0Kbit
	R O M	7.5Kbit	18.0Kbit	36.0Kbit
電 源 電 圧		5V $\pm$ 10%		
動 作 周 囲 温 度		-40~85°C		
使 用 テ ク ノ ロ ジ ー		1.3 μ m CMOS ツインウエル, アルミ 2層配線プロセス		

アナログディジタル変換装置 (特許第 997309 号, 特公昭 58-18679)

発明者 磯崎 真, 斉藤成一

この発明はプロセス制御やデータ収集装置に関するもので、無信号時ドリフトによる A/D 変換の誤差発生を極小ならしめるようにした A/D 変換器を提供するものです。

多チャンネルの高速走査を行うためには、各チャンネル当りのアナログ/ディジタル変換は比較的高速であることが必要とされ、また前段の演算増幅器も広帯域型を必要とし、低レベル入力の場合はドリフトも生じやすいため、ドリフト補正フィードバック回路を設けたものです。これは走査サイクル幅に必ず零入力信号をサンプルし、そのディジタル変換結果が零でなければ、その変換結果の正負符号を可逆カウンタに累算し、そのカウンタの状態を D/A 変換し演算増幅器のドリフトを打消すように印加するものです。

これにより、無入力時の A/D 変換結果が常に「零±1」カウント以内になるように自動制御されます。(図 1. 参照)

図 2. は、プラントの電磁界雑音環境に耐え、万一の事故の波及を防ぐための個別絶縁型高耐圧入力回路を示しており、絶縁トランスと MOS・FET スイッチによって入力信号の時分割サンプリングを行い、その後に CMOS 型 IC マルチプレクサを用います。FET スイッチにはエンハンスメント型 MOS を対称に 2 個使用し、正負の広い入力信号範囲にわたり高い直線性を得ます。FET スイッチの駆動は別のトランスを介

して絶縁を保ち、また FET のソースと入力線の間にツェナ・ダイオードを挿入して、高い同相雑音入力に耐えさせています。

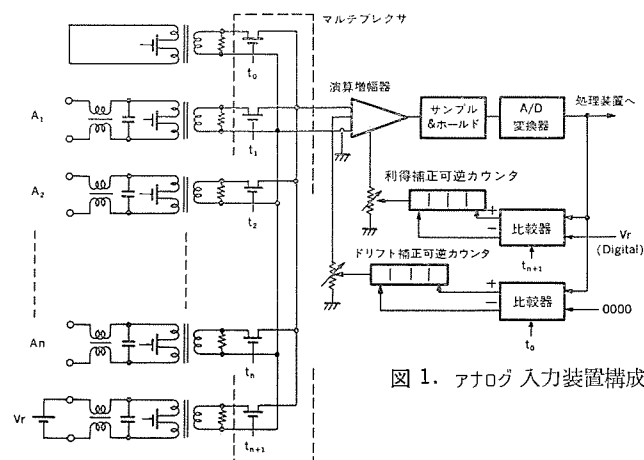


図 1. アナログ入力装置構成

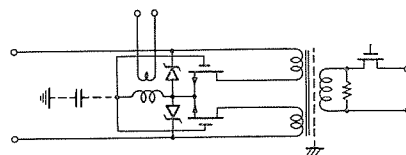


図 2. 個別絶縁型高耐圧入力回路

〈次号予定〉 三菱電機技報 Vol. 61 No. 4 FA 特集

特集論文

- 巻頭言
- FA の現状と将来展望
- FA システム構築手順
- 生産システムにおけるシミュレーション技術
- FA における分散型システム
- FA における新しい制御言語
- メカトロニクス機器の制御技術
- FA におけるセンサ応用
- PROLOG によるオンライン操業支援システム

●自動車工場における FA システム

●半導体工場における FA システム

●電子商品工場における FA システム

●金型工場における FA システム

●組立・マテハンロボット

普通論文

●高速道路交通モニタシステム

●MRI 用超電導マグネットのクライオスタットと低温技術

●準マイクロ波通信専用・L バンド 50W シリコンバイポーラトランジスタ

●高速 256K CMOS スタティック RAM

三菱電機技報編集委員

委員長	鶴田 敬二
委員	峯松 雅登
"	松村 充
"	尾形 善弘
"	高橋 宏次
"	藤井 学
"	三輪 進
"	郷 鉄夫
"	高橋 誠一
"	関沢 英男
"	柳下 和夫
幹事	長崎 忠一
3月号特集担当	郷 鉄夫

三菱電機技報 61 巻 3 号

(無断転載を禁ず)

昭和 62 年 3 月 22 日 印刷

昭和 62 年 3 月 25 日 発行

編集兼発行人 長崎 忠一

印刷所 東京都新宿区板町 7

大日本印刷株式会社

発行所 東京都港区新橋六丁目 4 番 9 号 (〒105)

三菱電機エンジニアリング株式会社内

「三菱電機技報社」Tel. (03) 437 局 2338

発売元 東京都千代田区神田錦町 3 丁目 1 番地 (〒101)

株式会社 オーム社

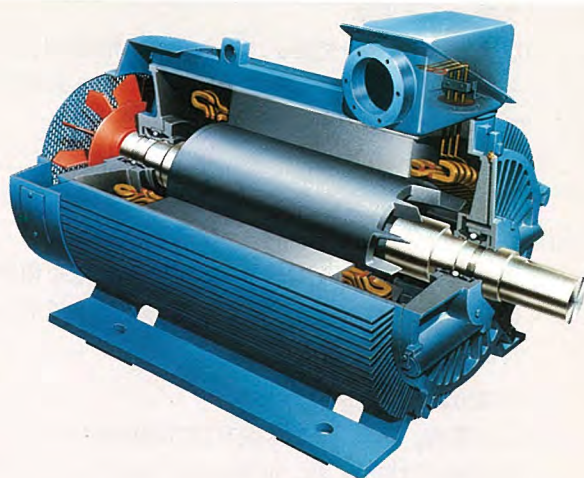
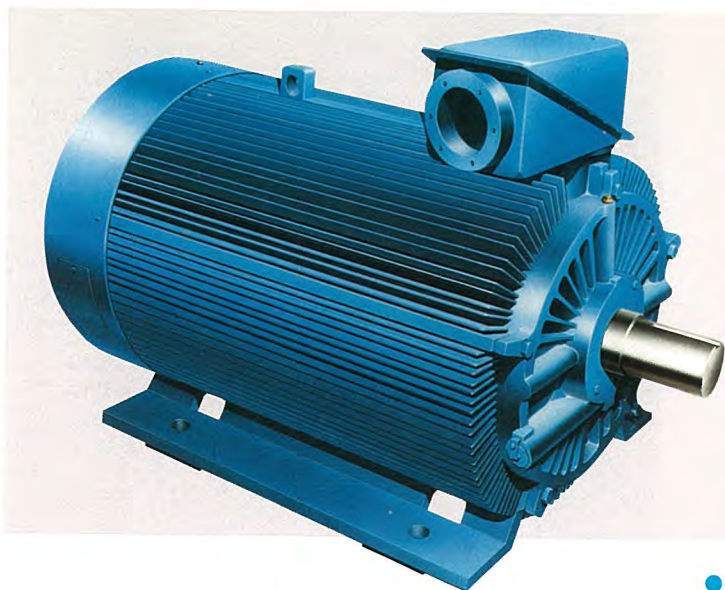
Tel. (03) 233 局 0641 (代), 振替口座東京 6-20018

定価 1 部 700 円送料別 (年間予約は送料共 9,100 円)

スポットライト

三菱スーパーラインモートル 《LシリーズSF-LH315~400フレーム》

中容量全閉外扇形
新シリーズ



構造断面図

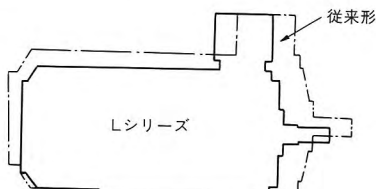
三菱スーパーラインモートル、中容量全閉外扇形の新シリーズ《Lシリーズ》は従来シリーズに比べ、更にコンパクト化、機能アップを目標に、最新技術を駆使するとともに、長年蓄積してきたデータをベースに開発されました。

特長

●コンパクト

耐振性、耐衝撃性に優れた鋼板フレームの採用と徹底的な熱解析、及び試作検証による最適な冷却性能の実現により、より一層のコンパクト化を果たしました。これにより最大800kWまでの収納を可能とし、当社比で約1.5倍の出力アップを達成しています。

新旧比較図



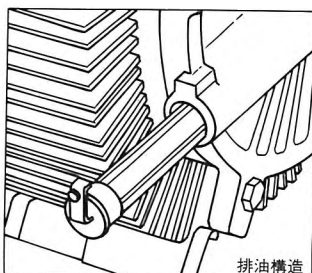
3000V 50Hz 450kW 4Pの例

●静かな運転

モートルのコンパクト化に加え、剛性アップ、最適ファンの採用により、従来シリーズに比べ3～5dB(A)の騒音低減をはかりました。

●メンテナンス性に優れた軸受

従来より好評の軸受構造に、更に改良を加え、給油間隔を従来の1.2～2.0倍という大幅な延長を実現しました。また、グリースの注入口はブラケット最上部に設け、グリース排油口は側面へのカセット方式としているため、運転中でも安全。容易に給排油作業が行えます。



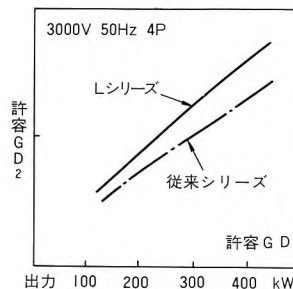
排油構造

●大きな許容GD²

許容GD²を従来に比べ、約20%アップし、より広範囲の用途に対応します。

●短納期

多品種少量生産に適したフレキシブルな生産システム、合理的な製造プロセス、自動専用設備の採用により、納期短縮をはかりました。



定格表

極数	枠番	最高出力 (kW)								
		400V級			3000V級			6000V級		
		400V 50Hz	440V 60Hz	重量 (kg)	3000V 50Hz	3300V 60Hz	重量 (kg)	6000V 50Hz	6600V 60Hz	重量 (kg)
2	315M	200	200	1180	160	160	1180	—	—	—
	315L	300	300	1540	250	280	1420	185	200	1260
	355L	—	—	—	500	560	2140	300	335	1950
	400LL	—	—	—	800	800	3220	500	560	3100
4	315M	200	200	1180	160	160	1180	—	—	—
	315L	300	300	1540	250	280	1410	160	185	1340
	355L	—	—	—	500	560	2220	315	335	2030
	400LL	—	—	—	800	800	3190	600	630	3190
6	315M	160	160	1200	132	132	1250	—	—	—
	315L	250	280	1720	200	250	1640	110	132	1330
	355L	—	—	—	400	450	2300	250	280	2110
	400LL	—	—	—	560	630	3270	450	500	3270
8	315M	110	110	1200	110	110	1250	—	—	—
	315L	185	200	1720	160	185	1640	75	90	1330
	355L	—	—	—	280	315	2210	185	200	2110
	400LL	—	—	—	400	450	3270	355	400	3270

注 1) 仕様は標準仕様によります。2) 重量は各枠番最高出力時における値です。

仕様

No	項目	標準仕様	特殊仕様
1	形 式	全閉外扇屋内形 全閉外扇屋外形 JPV44, JC4 (IP44, IC0141)	防食形 安全増防爆形
2	準 拠 規 格	JEC37 (1979), JEM1380, JEM1400	IEC, BS, NEMA その他
3	絶 縁 種 別	F種	B種, E種,
4	時 間 定 格	連続	
5	回 転 子 形 式	深みぞかご形	二重かご形
6	相数 電圧 周波数	三相 400V級 3kV級 6kV級 50/60Hz	
7	基 準 周 囲 温 度	-20℃ +40℃	
8	取 付 方 式	床置足取付け	
9	端 子 箱	取 付 位 置 フレーム上部	
		ケーブル 引出口の向き 負荷側より見て左向き(45°ピッチで回転可能)	
		ケーブル 引出方式 屋内形: 90丸穴 屋外形: PF3 電線管方式	
		モートル端子 ラグ式 (圧着端子)	スタッド
10	始 動 方 式	低圧: 直入及びY-D共用 (但し、直入指定の時は3本リード) 高圧: 直入	
11	軸 受	ころがり軸受	
12	負 荷 と の 結 合 方 式	直結	ベルト掛け*
13	グ リ ー ス	マルチンブSRL (協同油脂製)	
14	回 転 方 向	負荷側より見て反時計方向 (2極機を除き両回転可能)	
15	塗 装 色	マンセルN5.5	
16	付 属 品	軸端キー (平行キー)	基礎ボルト、ベッド、スライドベース、スベースヒータ、軸受温度計、サーモスタット、巻線温度素子

*2極機のボルト掛けは製作致しません。

スポットライト MELPAX 1000

パケット交換システムは…

- 効率的な通信:パケット交換システムでは情報量に応じた料金体系になっているため(従量制)、ムダのない効率的な通信が行えます。
- 高い信頼性:パケット交換網内のエラーがほとんどなく、また交換網と端末間の回線上でも伝送制御手順により誤りの回復が行われます。
- 複数の相手と同時通信:X.25(パケット形態)端末を使用することにより、1本の回線で同時に複数の相手と通信することが可能になります。

MELPAX 1000は…

- 複数端末を集線、多重化：端末固有の各種通信プロトコルを、国際標準CCITT X.25に準拠したプロトコルに変換する機能と、複数端末回線を集線多重化する機能を備えた高性能・高性能なパケット多重化装置です。
- ネットワーク構築の簡素化：MELPAX 1000をご採用いただくことにより、本機に収容されている種々の端末と、パケット交換網に接続されている端末間の通信が可能となり、信頼性の高いN:N通信網がローコストで、しかも簡単に実現できます。

特長

●複数プロトコルを同時サポート

端末側プロトコルは、SNA/SDLC、X.28(含むフリーラン)、X.25
及びMNA/BSC-Pなどに柔軟に対応することができます。また、
各回線ごとにそれぞれプロトコルを選択、設定できます。(なお、
ホスト計算機はパケット交換網へ直接接続可能)

● 多数の端末を収容

16台までの各種端末及び計算機などを接続でき、これらを多重化します。(増設機構により、最大32台まで拡張可能)

●X.25(パケット形態)端末も収容可能

端末回線側にX.25(パケット形態)端末を複数接続でき、パケットマルチプレクサとしてもご利用いただけます。

●ローカル交換(ミニLAN)サービス

端末回線側に収容された端末相互間の通信ができます。

● 多彩な収容回線

各種端末は、直接のみならず専用回線及び交換回線(電話網)を介しても収容可能です。

●国際標準インタフェースをサポート

国際標準インタフェースであるX.25によって、パケット交換網へ最大48kbpsでアクセスできます。

●ダイレクト・コールも可能

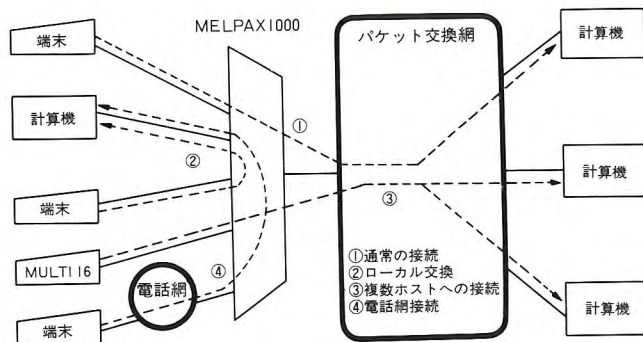
端末の接続要求に応じて、あらかじめ設定された相手（ホスト、コンピュータなど）に発呼要求を出すことができます。

●複数ホスト計算機への接続

当社パーソナルコンピュータMULTI 16をご使用いただくことにより、SNA/SDLC、MNA/BSC-P手順も、バーチャルコール接続で複数（異機種）のホスト計算機へアクセスできます。（オプション）



利用例



相互接続例

- SNA/SDLC端末 ←→ SNA/X.25ホスト計算機
- X.25(PT)端末 ←→ X.25(PT)端末
- X.28(含フリーラン)端末 ←→ X.25(X.29)ホスト計算機
- X.28(含フリーラン)端末 ←→ X.28(含フリーラン)端末
- MNA/BSC-P端末 ←→ MNA/X.25ホスト計算機
- MULTI 16 ←→ SNA/X.25ホスト計算機
 └→ MNA/X.25ホスト計算機

仕様

網側インタフェース	プロトコル: CCITT X.25(76,80年版) 物理インタフェース: V.24, X.21 回線速度: 2.4~48kbps
端末インタフェース	プロトコル: SNA/SDLC MNA/BSC-P X.28 CCITT X.25(76,80年版) 物理インタフェース: V.24 回線速度: ~9.6kbps (電話網接続可)
概 略 寸 法	600(H)×200(W)×600(D)mm
重 量	約35kg
消 費 電 力	約350VA

三菱公衆形ビデオテックス端末 スポットライト VT700IIシリーズ

三菱電機では、ビデオテックス事業強化の一環として、公衆形ビデオテックス端末の開発に取り組んでおりますが、このたび豊富なオプション機能を用意したMELTEX VT700IIシリーズを発売いたしました。

このMELTEX VT700IIシリーズは、街かどやビルフロアなど、人の集まる場所に簡単に設置することができ、公衆電話のようにビデオテックス端末を使うこともできます。

特長

- MELTEX VC100/300やキャプテン情報センターなど、あらゆるセンターとオンラインで結べます。
- 簡単な操作で、手軽に情報センターを呼び出し、美しいカラー画像で情報を表示します。
- 画面番号を簡単に登録することができ、ワンタッチで必要な画面の呼び出しができます。
- プリントキーで画面プリントができ、プリントされた用紙は自動的に切断されて出てきます。
- 多数のオプション機能を用意していますので、ご要望に合わせてカスタマイズすることができます。

仕様

	ランク2	ランク3
表示方式	ハイブリッド方式(文字はコード、図形はパターン)	
表示ドット数	248×204(横×縦)	496×408(横×縦)
表示色	16色(8色2階調)	4096色中の任意の16色
表示文字数	496字(小形文字) 120字(標準文字)	1984字(小形文字) 496字(標準文字)
頭出し画面	12画面	
通信網	ビデオテックス通信網、一般電話網、専用線	
プリセットダイヤル	12センター	
キーボード	頭出し画面または情報センター呼び出しキー 12個 ファンクションキー 7個 数字キー 10個 その他(*、9、#) 3個	
プリンタ	プリント速度	約20秒/枚
	プリント方式	感熱方式
	用紙	幅110mm、100mロール
	プリント枚数	約700画面/ロール
	画面サイズ	100×84mm 画面サイズ 77×64mm
モニタ	21インチ	14インチ
筐体	レベラー及びキャスター付	



オプション機能

課金機能	使用硬貨 100円、50円、10円 時間 1分間隔で設定可能 残金返却 未使用料金返却可
ビルボードメモリ	128Kバイト、248Kバイト、384Kバイト
ビデオディスクの映像	スーパーインポーズ表示可能
電源タイマ	自動投入・切断可能
カードリーダーライター	JIS磁気ストライプ付クレジットカード モータ駆動方式 カード往復時間約1秒