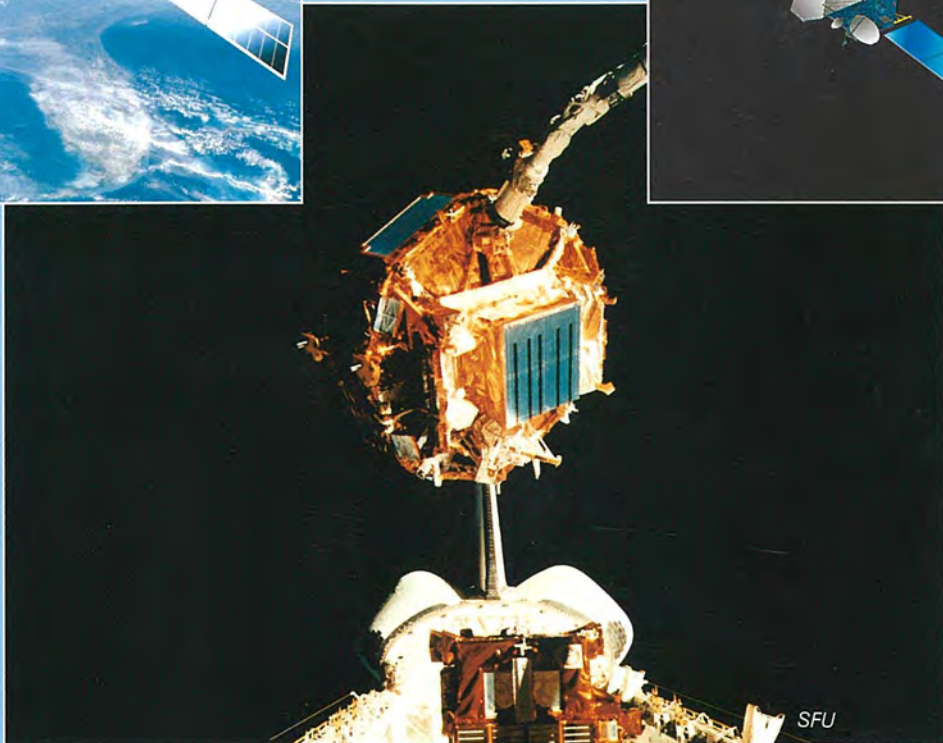


# MITSUBISHI

## 三菱電機技報 Vol.71 No.9

特集 “宇宙開発と衛星通信”

'97 **9**



## 特集 “宇宙開発と衛星通信”

### 目次

#### 特集論文

宇宙開発と衛星通信の現状と展望 .....	1
植田剛夫	
宇宙実験・観測フリーフライヤ“SFU”の飛行運用報告 .....	7
若田光一・佐藤正雄・桐谷浩太郎・塚原克己	
データ中継技術衛星“DRTS” .....	14
金森康郎・小杉史郎・鳥山 潔・市野裕行・鹿川直人	
次世代型無人宇宙実験システム“USERS” .....	21
伊地智幸一・富士隆義・山口哲郎・国井喜則・佐藤正雄・斎藤 収	
小型・低コスト衛星の開発構想 .....	27
井上正夫・柏瀬俊夫・下地治彦・吉河章二	
人工衛星のアンテナ駆動における適応型姿勢制御方式 .....	31
山田克彦・宮崎景太・米地寛夫・吉河章二・藤原勇一・首藤泰雄	
N-STAR搭載Ka帯アンテナ及びビーム形成回路 .....	37
板波隆雄・上野健治・内藤 出・大橋英征・小林右治・宮脇克介	
商用衛星用太陽電池パネルの量産化 .....	43
大久保 充・桜井也寸史・後藤正芳・堀江 琢	
インテルサット仕様DCME .....	47
竹本光宏・起 ゆりか・玄長喜尋	
デジタルSNGシステム .....	52
大場達博・日向正瑞・香月良夫・杉原正己・今井英夫・藤井秀奇	
超小型衛星通信用端末装置 .....	60
西村修司・渡辺栄司・喜田智裕・井上誠也	
ノートブック型衛星通信端末 .....	65
富士 剛・土井正幸・浅原 隆・田中稔男・土谷牧夫	
<b>特許と新案</b>	
「凹凸パターン入力装置」「無声放電式パルスレーザ」 .....	70
「電気装置」 .....	71
<b>スポットライト</b>	
国際宇宙ステーション用DC/DCコンバータ .....	69
ランデブ・ドッキングシステム開発試験設備(RDOTS) .....	72
人工衛星搭載用アンテナ軽量リフレクタ .....	73
三菱地域防災無線システム .....	74
ASC向け大型展開アンテナ .....	(表3)

#### 表紙

##### 宇宙実験・観測フリーフライヤ“SFU”

微小重力環境下で各種実験観測をする無人再使用型多目的宇宙実験機である。1995年3月にH-IIロケットによって打ち上げられ、約500kmの軌道上で各種実験観測を10か月間実施した後、'96年1月にスペースシャトルによって回収され、地上に帰還した。

##### 次世代型無人宇宙実験システム“USERS”

超電導材料実験を行う電気炉を搭載し、実験終了後に地球に帰還する回収カプセル(REM)とREM支援及び独自の実験機器を搭載するサービスモジュール(SEM)とからなる宇宙環境利用システムであり、2000年度の打上げを目指している。

##### “SUPERBIRD-C”

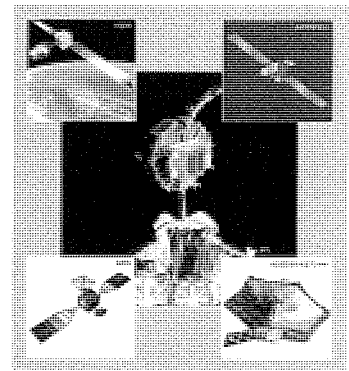
Ku帯、X帯の通信サービスを行う通信静止衛星である。サービス範囲は、Ku帯では日本、ハワイ、北東/南東アジアが対象であり、X帯ではリージョナルビームによる日本、太平洋の一部へのサービスに加え、ナショナルビームによる日本列島及びその周辺海域へのサービスを対象とする。

##### “DRTS”

地球観測衛星、宇宙ステーションから地上局との間でデータ中継を行うことにより、通信放送技術衛星“COMETS”の衛星間通信機能を発展させ、より高度なデータ中継技術の蓄積を図るとともに、中型静止衛星バスの基盤技術を確立する。2000年度及び2002年度に各1機のDRTS(W/E)打上げを予定している。

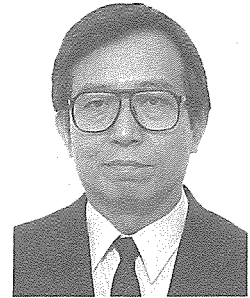
##### MUSES-Bの大型アンテナ

電波天文観測用の大型展開アンテナで、鏡面を柔軟な金属メッシュとし、伸展マストを展開して有効径約8mのパラボラアンテナを構成する。第16号科学衛星(MUSES-B)に搭載して1997年2月に打上げられ、現在観測に供用中である。



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

## 宇宙開発と衛星通信の現状と展望



電子システム事業本部

宇宙システム事業部長 植田剛夫

### 1. ま え が き

1957年に世界最初の人工衛星スプートニクが打ち上げられて以来、今年がちょうど40周年に当たる。この間に“宇宙開発”の名の下に世界中で科学探求、実利用等の各面で実に様々な活動が展開されてきた。ただし、'90年代に入ってからの世界での著しい傾向は、冷戦終結によって米ソ間の国威と安全保障をかけた宇宙を巡る開発競争に終止符が打たれ、国の“宇宙開発”は比較的地道に限られた予算で行われるが、通信衛星を始めとする宇宙の実利用が国家の重要なインフラとして確立され、国民生活に不可欠のものとなりつつある点にある。したがって、今日ではもはや宇宙活動全般を“宇宙開発”という語によって表すことは不適切となっており、宇宙の利用を国家・国民の戦略的な最重要インフラと位置付ける認識が極めて重要であると見られる。

本稿では、このような観点から、我が国を中心とした衛星技術について、特に利用に直結した切り口で現状を解説し、近い将来の姿を展望する。

### 2. 我が国の宇宙開発計画の現状と展望

欧米の宇宙先進国での国による宇宙計画の重点が、以前にも増して安全保障や産業振興といった国の戦略的施策に置かれてきている中で、我が国の宇宙開発計画は、主として本来の“開発”に特化した形で行われてきた。これは'90年のいわゆる“スーパー301条”に絡んだ日米間の合意により、政府の衛星計画が研究開発を目指すこととなったのが要因であるが、各分野の技術は比較的バランスよく開発される結果になっている。反面、世界の大きな潮流である低コスト化の開発は、H-IIロケット等を除き、専ら産業界の自主努力に委ねられた形となってきた。

#### 2.1 通信分野

我が国の通信衛星の開発は、地上系のバックアップとして離島間通信や災害時通信を主目的としたCS(さくら)に始まり、特に世界に先駆けて開発してきたKa帯通信系を大きな特色としてきた。ただし、前述の'90年の政府系非

研究開発衛星の公開調達を定めた日米合意以来、通信衛星の基幹技術の開発は低調となった。この間に、低中軌道の移動体通信システム、大型展開アンテナを用いた静止軌道移動体通信システム、Ka帯利用の高速衛星通信システム等、世界規模の戦略的通信インフラにおいて、欧米は実用システム建設にまで至り、我が国は著しい立ち後れを余儀なくされてきた。一方、民間衛星通信事業の国民生活への浸透や、国家的又は経済的安全保障の面から、国として通信インフラに自主技術を持ち得ぬことへの危機感が官民共に高まり、近い将来に海外よりも一歩先を行けるような技術・システムの開発へようやく目が向けられるようになってきたと言える。

我が国の本格的な初の通信技術開発衛星は'94年に打ち上げられた技術試験衛星VI型(きく6号)であったが、静止軌道投入の不調により、メインミッションであるS帯移動体通信等の実験は十分には行われなかった。ただし、これらの技術はN-Star(図1)('95、'96年打上げ)に全面的に盛り込まれ、実用に供せられている。'98年には、きく6号のバス機器を活用した通信・放送技術衛星(COMETS)が打ち上げられて、衛星間通信技術や高度衛星放送等の実験

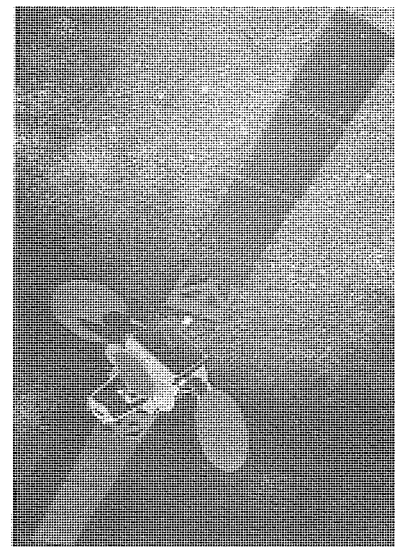


図1. N-Star

に供せられる。また、2000年には、初の光通信実験に供せられる小型衛星として、光衛星通信実験衛星(OICETS)が低軌道に打ち上げられる予定である。

今後増加する地球観測衛星のデータを地上の不可視域からもリアルタイムに国内の受信局に送ったり、宇宙ステーションの日本実験モジュールと我が国の間で通信回線を確保するために開発されているのがデータ中継技術衛星(DRTS)(図2)で、2000年度及び2002年度に各1個が東経90°及び170°に打ち上げられる。DRTSは我が国では初の静止軌道上初期質量1.5トンクラスの中型静止三軸バスの衛星で、直径3.5mのアンテナによってユーザー衛星を追尾する高精度の姿勢制御装置が特長の一つである。

次世代の移動体衛星通信実験や、大型衛星バス技術等の開発と実証のために計画されたのが技術試験衛星VIII型(ETS-VIII)(図3)である。ETS-VIIIは静止軌道上初期質量約2.5トンクラスの大型衛星で、直径13mの大型展開アンテナ2基を備え、ハンドヘルド型携帯電話での通話が可能となる。大型展開アンテナについては、我が国ではフライト実績が少なく、今後の開発成果が期待されるが、将来、このアンテナを更に大型化して地上のユーザー端末の大幅な小型化を図ることが開発のポイントである。

マルチメディア時代の情報インフラストラクチャ(いわゆる“情報スーパーハイウェイ構想”)に、地上の光通信ネットワークと並んで、衛星通信ネットワークが重要な役割を果たすであろうことはもはや定説となっているが、この目的に用いられる超高速衛星通信システムの開発も開始された。一般に“ギガビット衛星”と呼ばれるもので、超広帯域中継器や高性能アクティブフェーズドアレーアンテナ等の技術を基幹とし、2002年ごろに宇宙実証を行うことが計画されている。

低高度の周回衛星を用いた移動体通信において、携帯型端末によって高品質映像伝送を実現しようとする次世代システムであるグローバルマルチメディア移動体衛星通信システム(GMMSS)の検討も開始されている。これは、後述する米国のイリジウム、テレデシックの次世代システム

をねらうもので、2005年ごろの打上げ実証を目的として、技術的課題をクリアするための研究開発が開始されている。

以上のように、現代のグローバルな衛星通信システム展開への技術開発の遅れ(特に低コスト化技術)への危機感がばねとなって、次世代へ向けた通信衛星技術開発が積極化されようとしている。現在でも、固体化電力増幅器(SSPA)を始めとして、我が国で開発された通信衛星用ハードウェアは、その高性能と価格競争力をもって欧米の主要衛星メーカーから高く評価され、使用される状況にある。さらに、前述の次世代へ向けての技術開発が加速され、優れたグローバル通信システムや高性能のハードウェアが実現すれば、世界の通信インフラへの貢献や、国際協力プログラムの構築への大きな意義が見込まれるであろう。

## 2.2 地球観測分野

従来の我が国の地球観測衛星計画は、主として地球科学と結び付いたもので、観測データに基づいた研究成果が二次的に水産業や資源開発、環境管理といった実応用に結び付くものであった。しかるに欧米においては、衛星による地球観測データの最大のユーザーは国防関係であり、近年これが地図作成、災害監視、危機管理等の一般行政及び民間用に広く使われるようになってきた。我が国でも、近々米国の商用地球観測衛星の1m級高分解能データが市販される予定で、地球観測衛星の商業化及び国際協力システム化が進んでいくことが予想されている。

最近の地球観測衛星の中で、'96年夏に打ち上げられた地球観測プラットフォーム技術衛星(みどり)においては、高性能可視近赤外放射計(AVNIR)による我が国初めての分解能8mの光学画像を始め、米、仏との国際協力によって搭載されたセンサも含めて8種のセンサが3.5トン級の大型衛星バス上に配置され、貴重な地球観測データを送り続けていた(図4)。“みどり”によって大型衛星バスへの多数の観測センサの搭載という技術的課題に対して十分の実証が得られ、'99年打上げ予定の環境観測技術衛星(ADOES-II)(図5)では、同クラスの大型衛星として全

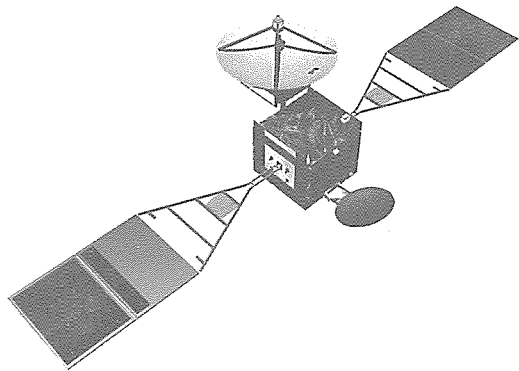


図2. DRTS想像図

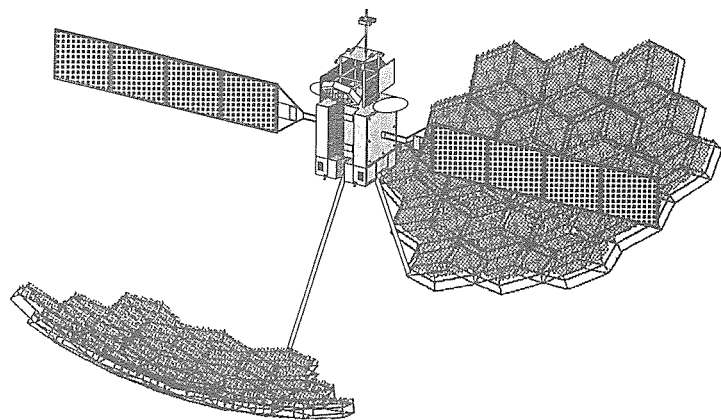
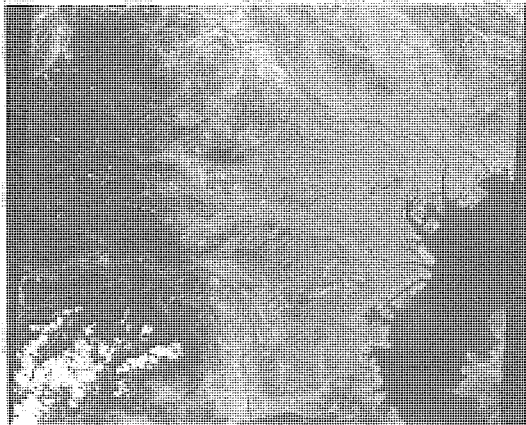


図3. ETS-VIII想像図





C N35 40/E139 28 POINT: 20.17 INCLD: 22.9 R SUN EL43 AZ153 COMP: 7  
 ID: 19961018-013504 GAIN: N HEOC ALT: 797km  
 NASDA RETAINS OWNERSHIP of DATA processed on Oct 23/1996 exposed on Oct 23/1996

図4. ADEOSの画像例

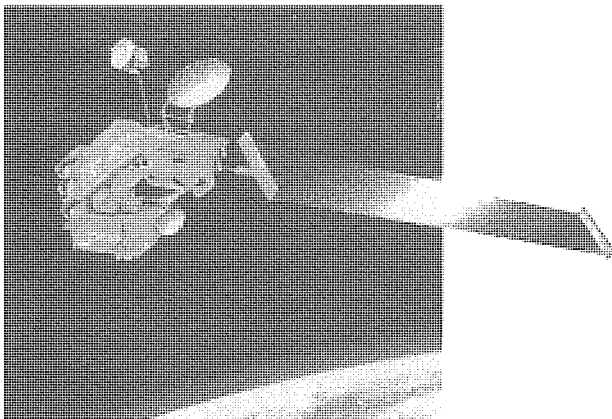


図5. ADEOS-II 想像図

地球規模の水やエネルギー循環のメカニズム解明に不可欠な地球科学データの取得を目的として、高性能マイクロ波放射計(AMSR)などのセンサが搭載される。さらに、大型観測衛星シリーズとして計画されている陸域観測技術衛星(ALOS)では、災害状況把握や資源探査など高度な陸域観測技術の開発を目的として、光学センサに加え、分解能10mの合成開口レーダが搭載される予定である。このレーダは我が国でこの分野では初めてのフェーズドアレー方式であることに特長がある。

今後、我が国でも地球観測データの科学分野以外への利用が進んでくると、現在の大型多機能の単に一個の観測衛星から、安価で単機能ながら高分解能の小型衛星の複数個のシステムにより、観測頻度を上げ、かつ画像コストを下げるという、欧米で既に見られる傾向が開発にも盛り込まれてくるであろう。

地球観測分野では、地上での観測データ処理、解析技術が極めて重要であることは言うをまたない。従来この面で

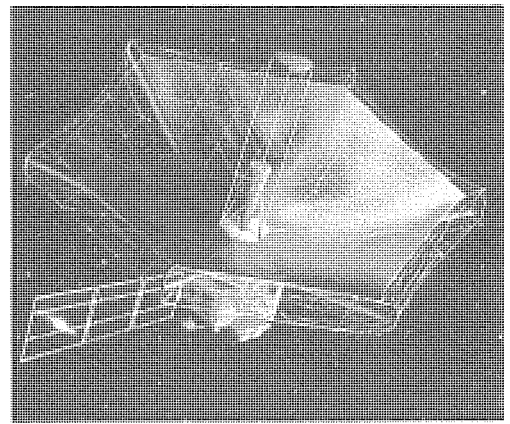


図6. MUSES-Bの大型アンテナ

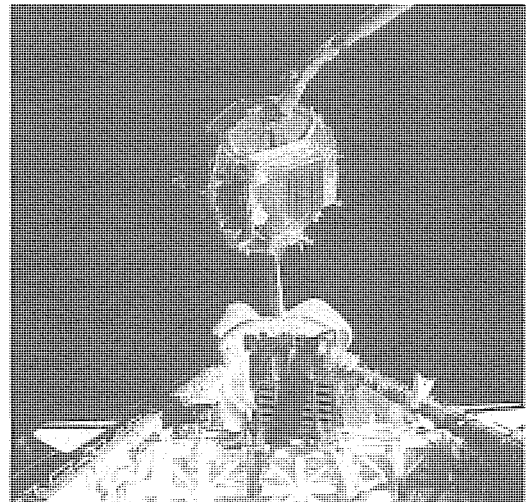


図7. SFUの回収状況

も地球科学という切り口からの技術が主流であったが、今後は前述のような用途拡大に伴い、変化抽出、分析、変化予測といった分野に技術開発の重点が移行していくことも考えられる。

地球観測分野は、通信分野のように国民個々の生活と密着したものはなり難い面はあるが、特に災害、環境、安全保障といった地球レベルでの国際協力計画としての期待は大きく、我が国が特に全天候型センサである合成開口レーダ等の技術開発により、世界に大きな貢献のでき得る分野であろう。

### 2.3 その他の分野

宇宙科学分野では、第16号科学衛星MUSES-B(はるか)に搭載された超長基線干渉計(VLBI)大型アンテナ展開(図6)の成功により、我が国を始め諸外国における電波天文観測の有力な手段として運用が開始されているのが最近のトピックスであるが、今後も天文系・地球周辺系の両面にわたって活発な観測計画が立てられている。特に、月・惑星の科学探査については、今後の月面での各種宇宙活動を前提として、月の無人探査システムの研究が開始さ

れた。

宇宙環境利用分野では、我が国初の回収再利用型実験プラットフォームであるスペースフライヤーユニット(SFU)が、'96年にスペースシャトル搭乗の我が国の若田宇宙飛行士によって成功裡に回収され(図7)、有効な実験結果が得られた。次計画としては、次世代型無人宇宙実験システム(USERS)(図8)が超電導材料製造技術の開発を目指してシステム構築が進められている。

従来なかった新しいシリーズとして、ミッション機器やバスコンポーネントの事前軌道上実証を目的としたミッション実証衛星シリーズ(MDS)が計画され、今後短期間の開発で安価に効率良く事前実証を行う有効な道が開かれた。

従来の気象衛星シリーズは、航空管制ミッションを併せた運輸多目的衛星(MTSAT)として'99年度に打上げ予定であり、GPSを用いた世界の航空管制システムのパイオニアとしての役割が期待されている。

衛星と輸送系の双方の機能を持つ宇宙機の一つとして、宇宙ステーションへの資材の補給を行うシステム(図9)の開発も開始された。2001年度に技術実証機が打ち上げられる予定であるが、衛星のランデブ・ドッキングや航法誘導制御技術にロケットの機体、推進技術が高度に結びつく衛星・ロケットの両産業の融合化の例として注目されている。

### 3. 衛星通信の現状と展望

#### 3.1 世界の状況

世界の衛星通信の過去5年の伸びには著しいものがある。この要因としては、アジアを始めとした開発途上国等において、地上通信ネットワークの整備の遅れを比較的手軽に安価にカバーできる衛星通信が高く評価されてきていることが挙げられる。世界の静止通信衛星の打上げ個数の伸びの状況を図10に示す。衛星寿命の伸びによる更新需要の現象を新規需要はるかに上回っていることが分かる。

以上の固定通信の伸びに加えて、今後続々とグローバル規模の低又は中軌道の移動体衛星通信システムが登場する。

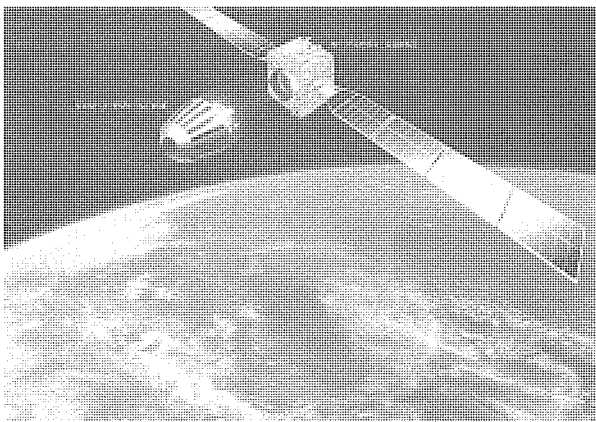


図8. USERSの想像図

計画中の物は数多くに上るが、主要なシステムだけでも低高度のイリジウム、グローバルスター、中高度のICOがあり、いずれも衛星の製作中であって'98年から'99年の開業を予定している(表1)。

静止軌道の移動体衛星通信システムは地域的なものであるが、既に米国のAMSC、カナダのTMIが営業中であり、さらに、大型アンテナを搭載して地上端末をハンドヘルド型とする中国のAPMT、インドのAgraniが続こうとしている。

一方、米国の主唱するGII(Global Information Infrastructure)計画に呼応する形で、低軌道のグローバルシステムとして米国のテレデシック、静止軌道システムとして米国のサイバスター、スペースウェイ、アストロリンク等の諸計画が準備中であり、いずれもKu帯又はKa帯を用いた高速通信を目指している(表2)。

これらのシステムの中核となる通信衛星は静止軌道衛星については大型化・大出力化の傾向にあり、現在の主流となっている静止軌道上初期質量1.5トン前後、発生電力5~10kWのものが、今後初期質量2.5~3トン、発生電力10~20kWに移行しようとしている。一方、低高度衛星は

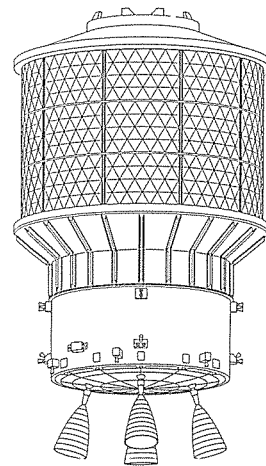


図9. 宇宙ステーション補給システムの外観図

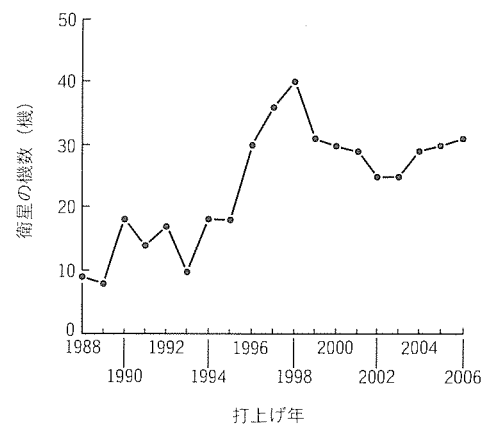


図10. 商用静止通信/放送衛星の市場動向

表1. 移動体システムの比較

システム名称	IRIDIUM	ODYSSEY	GLOBALSTAR	I C O
実施事業者	Iridium Inc.	TRW Inc.	Globalstar	ICO Global Communications
衛星総数	66	12	48	10
軌道面数	11個×6面	4個×3面	6個×8面	5個×2面
軌道高度	780km	10,354km	1,414km	10,355km
周回時間	1時間40分	6時間	1時間54分	6時間
軌道傾斜角	86.4度	55度	52度	45度
衛星重量	689kg	2,200kg	約450kg	2,600kg
発生電力	1,200W	6,177W	1,000W	8,700W
フィーダリンク周波数	Ka帯	Ka帯	C帯	C帯
サービスリンク周波数	L帯	L/S帯	L/S帯	S帯
サービス	音声, ページング, データ, FAX, 測位	音声, ページング, データ, FAX	音声, ページング, データ, FAX, 測位	音声, ページング, データ, FAX
サービス開始	1998年	1999年	1999年	2000年

表2. Ka帯システムの比較

システム名称	Teledesic	Spaceway	CyberStar	Astrolink
実施事業者	Teledesic Corp.	Hughes Communications Galaxy Inc.	Loral Space & Communications Ltd.	Lockeed Martin Corp.
軌道位置	低軌道, 周回衛星 高度: 1,300~1,400km	静止	静止	静止
衛星数	288	20	3+1 (予備)	9
軌道スロット数	-	15	3	5
衛星バス	-	HS-702	FS-1300	A2100
伝送レート	16kbps~2Mbps 155Mbps~1.2Gbps	16kbps~6Mbps	384kbps~3Mbps	16kbps~8Mbps
サービス	音声, 画像, データ	音声, 画像, データ	音声, 画像, データ	音声, 画像, データ
サービスエリア	全世界	全世界	全世界	全世界
サービス開始	2002年	1999年	2000年	2000年

質量500~800kgの小型衛星が中心であり、民生部品の使用等による超低コストと、運用を極力自律化することによる運用の容易化・省力化を特長としている。今後の通信衛星のすう(趨)勢は明らかに大型高出力化と小型低コスト化の二極に分かれるであろう。

前述のように、米国は明らかに世界の伸長する衛星通信市場において圧倒的主導権を握るために投資や政策面への反映の強化に努めており、欧州がこれに続いている。我が国が、早くサブシステム、コンポーネント供給のみから脱皮して、衛星システムや通信システム全体に参画することにより、世界の次世代通信インフラ構築に協力できるよう、技術開発にまい(邁)進することが望まれる。

### 3.2 我が国の状況

我が国で衛星通信が独自の特性を生かして地上ネットワークを補完し強化するものとして注目され始めたのは、'85年の通信自由化後に宇宙通信(株)ほか1社が純民間の第1種通信事業者として設立され、活発な用途開発を始めて以来のこととあってよい(図11)。それまでの衛星通信は、一般のユーザーに直結するものではなく、主として非常用、へき地用として、大型アンテナを局内設置に使うものが主

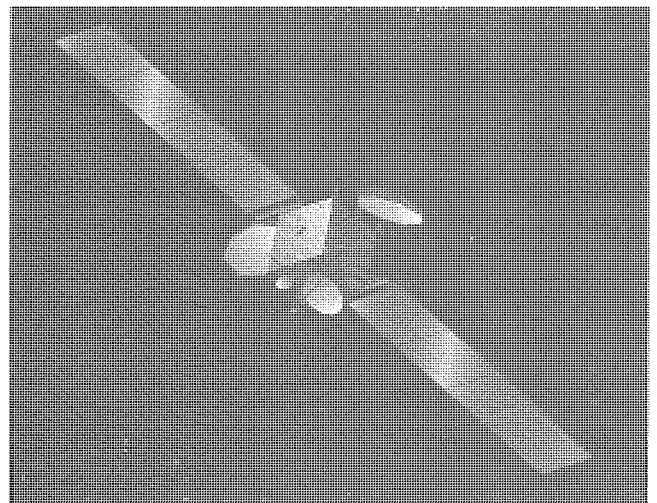


図11. スーパーバード-Cの想像図

流であった。現在では、衛星通信は放送局のニュース取材、企業の社内教育、大学や予備校の遠隔授業、自治体の防災通信、防衛通信等に広く使われ、超小型アンテナで宅内設置できるようになりつつある。さらにデジタル映像圧縮技術の急速な進歩に伴い、従来のアナログ方式よりも高画

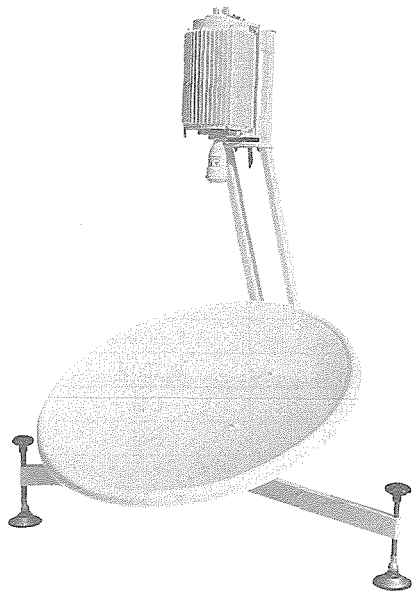


図12. USATの外観

質でありながらトランスポンダ帯域の有効利用ができるようになり、トランスポンダ利用料金の低下に伴って利用が増えている。この結果の最も著しいものがデジタル多チャンネルCS放送の普及で、我が国では、ここ1～2年の間に約300チャンネルもの各種番組が登場し、テレビ番組そのものを変えるほどの動きとなっている。既存のBS放送も徐々にデジタルに切り換えられる方針が打ち出された。高品位TV用コーデック技術についても、我が国の開発成果が米国のATV規格用として高い評価を得つつある。

通信衛星の利用は、我が国においては従来、映像、特に放送モードによるものが多数を占めてきているが、最近いわゆる超小型地球局(Very Small Aperture Terminal: VSAT, Ultra Small Aperture Terminal: USAT(図12))の低価格化の急速な進行に伴い、いわゆるマルチメディア通信のインフラとして、動画等の高速データに至るまでカバーするネットワークとしての重要性が急速に高まってきた。特にデジタル多チャンネルCS放送の受信系と組み合わせれば、2010年ごろに予定されている地上光通信ネットワークの整備を待たずに、今すぐマルチメディアネットワークを実現できるメリットは大きい。

以上は固定通信の状況であるが、移動体通信の分野でも我が国独自のサービスが開始されている(図13)。NTT移動通信網(NTTドコモ)のサービスでは、沿岸船舶を中心とし、自動車等の陸上ユーザーも対象として、現在衛星通信としては世界最小のノートブックパソコンサイズの携帯端末が利用に供されている。ハンドヘルドユーザー端末としては、既にICO Global Communications社向けに、



図13. J-MSATの外観

我が国有力メーカーが中心となって開発が進行中である。次世代の大型システムとしては、2.1節に述べたGMMSS計画が我が国独特の新規性に富むものであり、その開発の急速な進展により、世界の通信インフラに与える貢献とインパクトが期待される。

以上の我が国独自のシステムとサービス展開に伴い、使用される通信衛星も従来の米国製一辺倒から、我が国メーカーが価格競争力を付けるにつれて国内製のものに徐々に置き換えられ、より高い運用上の信頼性要求にこたえ、万一、軌道上の不具合に対しても、即刻万全の手が打てるようになるであろう。欧米の衛星通信会社のように多数の衛星を持たず、直ちに代替衛星に切換えということが困難な事業者にとっては、価格さえ欧米並に下がってくれば、運用上の最大限の信頼を得られる国産衛星のメリットは大きい。

#### 4. む す び

極めて限られたページ数ながら、主として我が国、そして世界の宇宙開発と衛星通信の現状と展望の一面について述べた。

国家や国民の重要インフラのための宇宙利用は広まる一方であり、“ひまわり”の天気図、BS放送、CSデジタルテレビ、CSによるニュース取材、カーナビゲーションの普及などを考えると、既に宇宙なしでは国民の生活が成り立たない段階まで達していると言うことができる。この傾向は今後ますます拡大するものと見られ、宇宙が国民生活により大きな貢献をなすために、国による有効な大型先行開発、さらにこれを商業化する民間の努力がバランスよく実行されることが必ず(須)である。

宇宙利用に過去立ち遅れてきた我が国が、21世紀に向けて諸外国をリードして、国際的にも優れた技術で貢献をなすことができるよう、官民いずれにおいても一層の努力が望まれる。



# 宇宙実験・観測フリーフライヤ “SFU”の飛行運用報告

若田光一\* 塚原克己\*\*  
佐藤正雄\*\*  
桐谷浩太郎\*\*\*

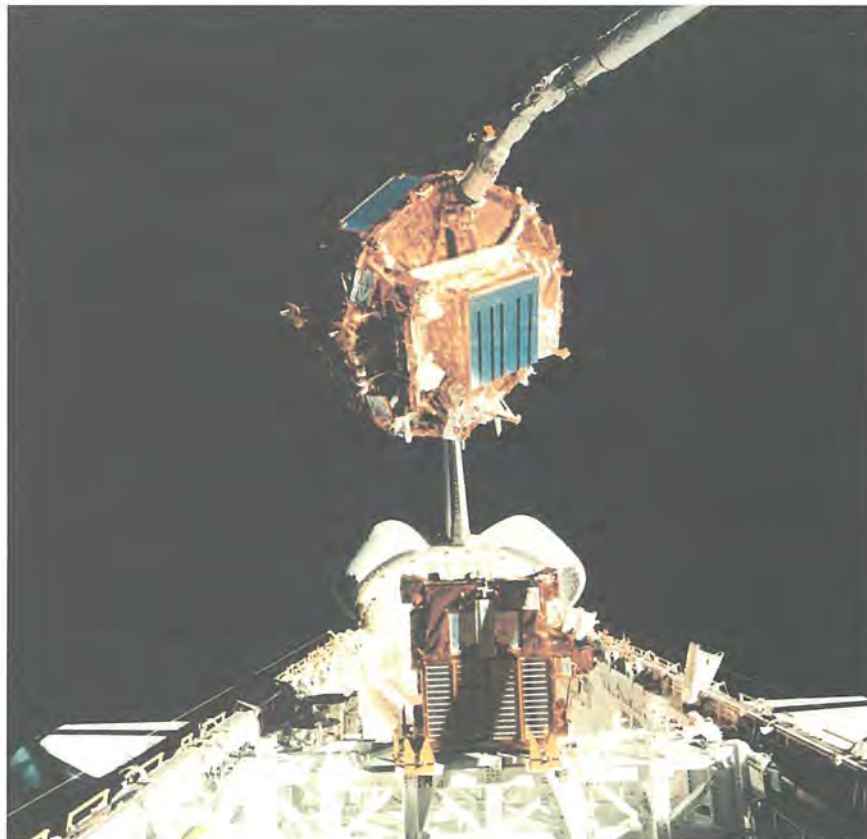
## 要旨

宇宙実験・観測フリーフライヤ“SFU”は、日本初の再使用可能な宇宙機であり、文部省／宇宙科学研究所 (ISAS)、科学技術庁／宇宙開発事業団 (NASDA)、通商産業省／(財)無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) により、1987年から約10年の期間を経て共同開発された。

SFUは、'95年3月18日に種子島宇宙センターから打ち上げられ、約10か月にわたる宇宙実験及び観測を実施した。すべてのミッションを終了した後、SFUは、スペースシャトルエンデバーとのランデブを行った。回収運用においては、幾つかのトラブルに遭遇したが、それらを日米のクルーの協力によって乗り越え、SFUは'96年1月13日

に日本人宇宙飛行士若田光一の操作するロボットマニピュレータによって捕そく(捉)され、世界初の軌道上輸送／回収に成功した。無事帰還したSFUは、米国ケネディ宇宙センターで飛行後処置を受けた後、海路経由で帰国した。帰国後、SFUが日本で初めて回収された衛星であることから、飛行後確認試験を三菱電機(株)鎌倉製作所で実施し、SFUのシステムとしての健全性を確認した。

SFUの成功は、今後の日本の宇宙開発、特に国際協力を柱とした共同プロジェクトを推進していく上で大きな糧となったと考える。



## スペースシャトルエンデバーに回収されるSFU

1995年3月18日に打ち上げられ約10か月余りの間軌道上で数々の実験を実施した宇宙実験・観測フリーフライヤ“SFU”は、回収手順の変更、太陽電池パドル収納の不具合等のトラブルを乗り越え、シャトルのロボットマニピュレータによって捕捉・回収された。

1. ま え が き

当社は、先般、若田宇宙飛行士搭乗のスペースシャトルによって軌道上で回収された“宇宙実験・観測フリーフライヤ”(SFU)の開発及び運用を、システムインテグレータとして取りまとめた。SFUは、文部省/宇宙科学研究所(ISAS)、科学技術庁/宇宙開発事業団(NASDA)、通商産業省/財団法人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)により、1987年から約10年の期間を経て共同開発された日本初の再使用可能な宇宙機である。

本稿では、SFUにおけるシステム飛行運用、特にSFUプロジェクトのメインイベントであるシャトルによる回収運用時の状況について述べる。

2. 軌道上運用の概要

SFUの飛行運用は、打上げフェーズ、初期軌道フェーズ、ミッションフェーズ、回収準備フェーズ、回収フェーズ、及び帰還フェーズの六つのフェーズに分割される。また、SFU打上げ後のシャトルの打上げ延期によってポストミッション期間が回収準備フェーズに付加された。以下では、SFUの打上げから回収運用直前までの概要を簡単に述べる。図1にSFUの飛行運用プロファイルを示す。

2.1 打上げ/初期軌道フェーズ

SFUは'95年3月18日8時1分00.16秒に宇宙開発事業団種子島宇宙センターからGMS-5とともに打ち上げられた。H-IIによる初期軌道投入の軌道要素は次のとおりである。

- 軌道長半径 6,707.431km
- 昇交点赤径 334.775°

- 軌道傾斜角 28.453°
- 離心率 0.001054

その後SFUは、初期軌道フェーズでコアシステムのチェックアウトを実施した後、ミッション軌道(高度482km)までの軌道上昇を実施した。

2.2 ミッションフェーズ

軌道上昇後の約5か月間のミッションフェーズにおいて、SFUに搭載された実験・観測を実施した。その概要を表1に示す。

この実験期間中のSFUの軌道上の微小重力環境 $\mu\text{G}$ レベル評価結果を図2に示す。 $\mu\text{G}$ レベルは周波数成分依存性があるため、一概には言えないが、電気炉実験に影響を及ぼすと考えられる低周波成分は、EURECA(ドイツの開発したフリーフライヤ)と同等のレベルを達成していると言える。

2.3 回収準備フェーズ

SFUは、'95年9月以降回収準備フェーズに入った。本来ならばこのフェーズでは、可視運用の頻度も3日に1日程度になり、SFUはシャトル回収のための準備に専念する予定であった。しかしながら、シャトル側の飛行計画の変更によって回収運用が遅れることになり、回収運用をより確実にするため、ポストミッション実験と称する機能確認を実施した。ポストミッション実験では、SFUの構造パラメータ同定、回収時に重要な役割を果たすバッテリー、通信系、各機器の冗長系及び安全化装置の機能確認、並びに航法誘導制御の機能確認などを行った。

ポストミッションが完了した後、SFUはシャトルとランデブするため、12月に軌道制御を実施した。この期間中

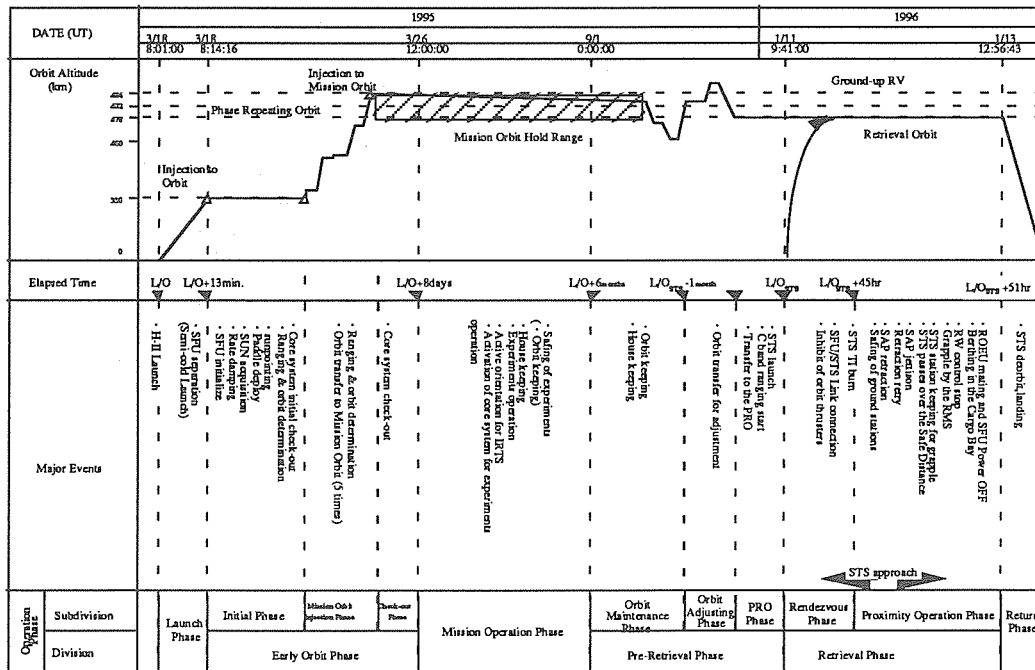


図1. SFU飛行運用プロファイル

表 1. SFU搭載実験機器の実験結果概要

実施機関	実験名称	実験内容	実験結果
ISAS	宇宙赤外線望遠鏡 (IRTS)	赤外線望遠鏡を搭載し波長 1~800 $\mu$ mにわたる領域を観測した	● 銀河全面に有機物の分布を発見 ● 宇宙初期の銀河形成の痕跡 (解析中)
	二次元展開/ソーラアレー (2D/HV)	(a) 三浦折り二次元展開物の展開実験 (b) 高電圧太陽電池/プラズマとの干渉実験	(a) 柔軟な薄膜構造物の展開に成功 (b) テレメトリ異常によって実験中止
	電気推進実験 (EPEX)	MPD (Magneto Plasma Dynamic) アークジェットスラスタシステムの実証	発生推力, 比推力 (約1,100秒) の地上試験との一致を確認
	プラズマ計測装置 (SPDP/SEM)	ガス, プラズマ, 電磁場, 光学及び $\mu$ Gの宇宙環境を総合的に計測	● SFUから放出されるアウトガスの検出 ● 日陰/日照で10Vの電位差を検出 ● 低周波ブローバンド静電波動検出 ● $\mu$ Gの計測
	宇宙生物実験 (BIO)	アカハライモリの産卵, 卵の初期発生に重力の及ぼす影響の調査	● 21個の卵・はい (胚) を回収 ● 発生初期の形態変化の情報を取得
	凝固・結晶成長実験	微小重力下の無対流条件下での凝固・結晶成長中の界面形態の形成因子調査	● 試料の加熱・保持の長時間保持ができな いたため, 良好な結果は得られなかった
NASDA	SFU搭載実験機器部 (EFFU)	(a) 流体ループ熱制御系実験 (b) 装置交換機構実験 (c) 微小重力環境特性実験 (b) 材料暴露実験	(a) 制御系の妥当性の確認 (b) 55回の分離/結合を繰り返し, 機能/潤滑性能データを取得 (c) 3か所のセンサによる測定 (b) 原子状酸素による浸食
	気相成長基礎実験装置 (GDEF)	ダイヤモンド薄膜の化学気相成長実験	● 励起原子状水素の増加 ● プラズマ温度の低下 ● 6枚の基板に薄膜形成
NEDO/USEF	複合加熱炉 (GHF)	温度勾配を利用した電気炉による結晶成長実験	● 気相成長法によるInGaP, CdTeの薄膜結晶成長 ● ブリッジマン法によるGaAs, InPの結晶成長
	焦点加熱炉 (MHF)	回転だ円面を用いた高温加熱可能な電気炉による結晶成長実験	● THM法によるInGaAs, InPの結晶成長
	単熱炉 (IHF)	複数炉方式電気炉を用いた結晶成長実験	● ブリッジマン法によるCdTeの非接触結晶成長 ● 溶液成長法によるAlGaAsの結晶成長

NEDO: 新エネルギー・産業技術総合開発機構

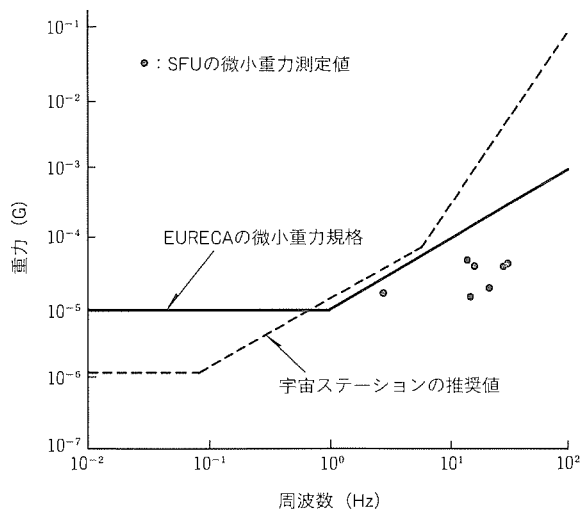


図 2. 微小重力環境

に, SFUの推進系の不具合によってSFUの姿勢異常が発生した。地上局による可視運用のなかった約3日間, SFUが姿勢を喪失した状態で回転し続ける異常事態が発生したのである。この状態では, 太陽電池パドルに正常に

日が当たらないため, バッテリーもほとんど枯渇していた。その結果, バス電圧が規定の下限値を下回り, SFUは約3日の間, 日陰中は死んでいて, 日照に入るとわずかがパドルに日が当たり生き返るといった状態を繰り返していたと推定される。こうしたクリティカル状態からSFUが生還したことは, 正に奇跡的であったと言えよう。

ひん(瀕)死状態からは何とか脱したものの, 回収計画を続行するには, SFUが回収に耐えられる状態であることを米国航空宇宙局(NASA)側に説明し, 了承を得る必要があった。関係者の懸命な努力の結果, SFUが回収に耐えられる状態を維持していることが日米双方で確認/合意された。同時に, 最後の軌道制御を実施しない状態で回収することについてもNASA側の了承を得ることができた。ただし, 姿勢制御スラスタの不具合原因が特定できなかったため, 姿勢異常の原因となったL8, L11スラスタはもとより, 残存スラスタは極力使用しない等の回収運用計画の変更が必要となった。こうした対応でいよいよシャトルによる軌道上回収を迎えるのであるが, 実際の回収運用では, 予想もしない展開が待っていた。

3. 回収運用の経緯

3.1 回収準備運用

シャトル打上げの約1か月前から、SFU回収軌道(Phase Repeating Orbit: PRO)条件、及び回収軌道までのSFUの軌道変換手順をNASA/JSCエンジニアと調整の上合意し、SFUは全3回の軌道制御による回収軌道への移動を開始した。図3にNASAとのインタフェースに

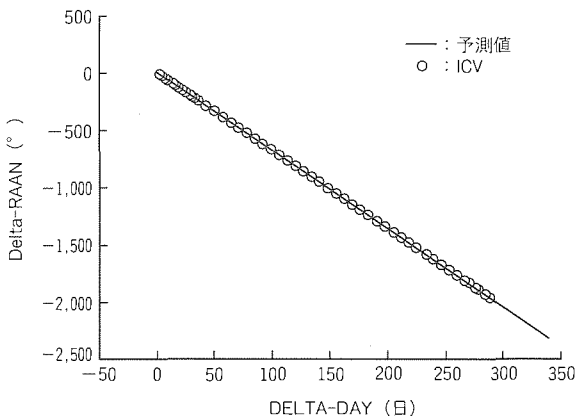


図3. RAAN予測値と実績

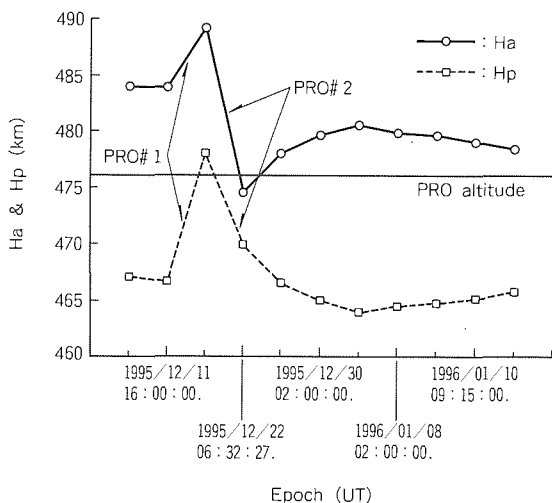


図4. 回収軌道への移動中の軌道データ

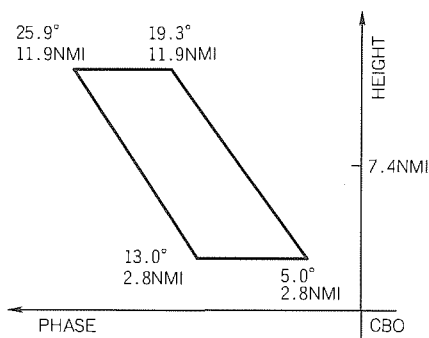


図5. コントロールボックス

使用した軌道データ(RAAN)の予測値と実績、図4に回収軌道への移動中の軌道履歴を示す。

SFUに姿勢異常が発生したのは、第1回制御(PRO#1)と第2回制御(PRO#2)を実施した後、次の軌道制御を準備中の'95年12月26日であった。このため、第3回軌道制御は中止してシャトル打上げを待つことになった。回収軌道に完全に移行できなかったため、スペースシャトルエンデバーSTS-72のロンチウィンドウは当初の60分から45分に短縮された。

SFUは、シャトル打上げ時のオフノミナル事態への対応として、SFUも高度降下を行うハイブリッドランデブ(Hybrid Control Box Rendezvous: HCBR)が実施できるよう軌道変換手順をNASA/JSCエンジニアと調整の上合意し、準備を行ってSTS-72打上げを待った。図5にシャトルとのランデブインタフェースであるコントロールボックスを、図6にランデブ高度とSFUの軌道制御マヌーバ組合せによる位相制御能力の関係を示す。

STS-72の打上げは順調に進行し、打上げ1時間後にはハイブリッドランデブ(HCBR)は不要であることが確認された。シャトルはSFUへのランデブを開始し、約48時間かけてSFUの後方約15km程度まで接近してSFUとの通信回線を確立し、近接域運用を開始した。

3.2 近接域運用

近接域運用は、SFUのシャトル回収における最もクリティカルな運用フェーズである。実際の運用においても、以下に示すように予想を越えるクリティカルな局面に遭遇することになった。

近接域運用では、SFUとシャトルとのインタフェースが重要となることから、準備期間を含めると10年近くにわたる技術的な調整を回収運用直前までNASA側と行った。しかしながら、こうした調整がほぼ完了したところで上述の推進系の不具合が発生したため、長期にわたってNASA側と調整を続け、ようやく合意に至った近接域運用シーケンスではあったが、大幅に変更せざるを得なくなった。

推進系不具合発生前に合意されていたシーケンスの主要

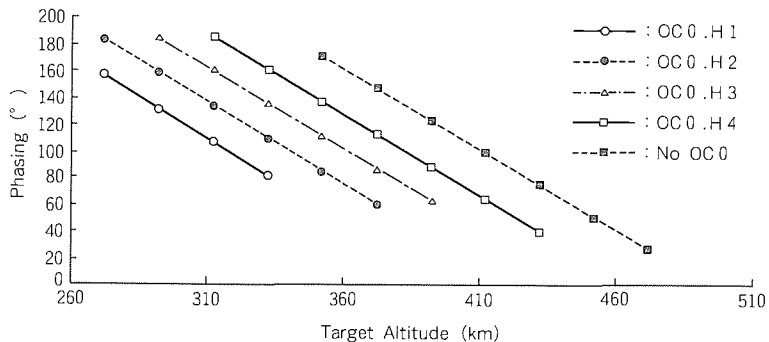


図6. ランデブ高度とSFU位相制御能力

ポイントは、以下のとおりであった。

- (1) 回収シーケンス前には、スラスタ制御の太陽指向で飛行する。
- (2) 回収前には太陽電池パドルを収納するが、パドルの振動と制御系が干渉しないように、制御精度の緩い粗太陽指向モードに切り換える。
- (3) パドルの収納が正常に終了した場合には、日陰直前の点(D点)において、シャトルクルーからのコマンドにより、地球指向モードに移行する。
- (4) 地球指向からスラスタ制御の回収姿勢モードに移行し、ホイール制御の回収姿勢モードに設定し、SFUの全機能を安全化した後、シャトルによって回収される。

このノミナルシーケンスにおいては、ロール軸回り及びヨー軸回りにスラスタを使って回転する必要がある。一方、不具合発生後、姿勢異常の原因となったスラスタ(L8, L11)はもとより、残存スラスタは極力使用しないという方針が決定されていた。そこで、NASA側と協議して回収シーケンスを次のように変更した。

- 回収シーケンス前の姿勢は、ホイール制御の太陽指向とする。
- パドル収納後は、スラスタによるマヌーバを避けるために地球指向姿勢には移行せず、太陽指向姿勢から定常姿勢に移行する。
- シャトルには、定常姿勢のSFUを回収してもらう。

以上の変更はあくまでも運用が正常に行われたノミナルケースの場合であり、万一オフノミナルの場合には推進系の潜在的故障に不安はあるが、以前と同様のスラスタを用いたマヌーバを実施することとした。ちなみに、こうした回収シーケンスの変更は、正月明けの近接運用直前となった'96年1月3日にNASA側の了承を得ることができたものである。

回収シーケンスが直前に変更されるという非常にあわただしい中で、1月11日9時41分(UT)に日本人宇宙飛行士であるNASDAの若田光一を乗せたSTS-72がケネディ宇宙センターから打ち上げられた。1月13日6時44分(UT)ごろ、接近開始のためシャトルの軌道制御が行われ、SFUの近接運用が開始された。

回収シーケンスは、太陽電池パドルの収納までは予定どおり順調に進められた。しかしながら、太陽電池パドルが所定の位置まで収納されても、収納完了を示すラッチスイッチがONにならなかった。この収納完了を示すスイッチは片翼ごとに系統の異なるものが三つあり、NASA側との取り決めでは、三つのスイッチのうちのどれか一つでもONになれば、そのパドルは収納されたとみなすことになっていた。

それらのすべてのスイッチがONにならないという異常事態が発生したのである。その後は、シャトルクルーから1回、運用管制センターから4回の再収納リトライを実施した。これは、計画ではシャトルクルーから1回、運用管制センターから1回のリトライが失敗した後は、すぐにパドルの分離を実行する手順になっていたものの、実際には、NASA側の了承を得た後、数回のリトライを行ったものである。こうしたリトライ運用状況を表2に示す。

最初の収納開始から約1時間にわたって幾度も再収納を試みたにもかかわらず、太陽電池パドルの収納完了を示すラッチスイッチはONになることはなかった。そして最終的に、SFU回収を最優先とするという原則に従い、SFUプロジェクトの決断によって9時34分59秒にSAP-1を9時47分11秒にSAP-2を分離した。この事象は、後日の飛行後解析の結果、パドルのパネルが正常に折り畳まれていなかったことが原因であったことが判明している。図7に分離されたSAPの落下予測を示す。

その後の回収運用は、パドルを分離したため、変更前のスラスタを用いたシーケンスで行った。幸いなことに危ぐ(惧)していたスラスタの不具合は発生せず、姿勢マヌーバは順調に行われた。そして、SFUは10時56分にシャトルのマニピュレータによって捕捉され、11時39分に格納室内に収納された。

SFUが収納された後に、突然テレメトリが途絶する事象が発生した。回線悪化が原因と考えられたため、SFUのアンテナを切り換えたが、信号レベルは変わるものの、テレメトリは回復しなかった。SFUの回収は、SFUのバッテリーのエネルギーがなくなる前に運用を完了しなくてはならないため、NASA側担当者との協議の結果、テレメトリの見えない状態で、バッテリーを切り離してSFU

表2. 太陽電池パドル収納及び分離操作の経緯

日 時 (UT)	操作/状態	結 果
1/13 08:09	パドル収納開始	順調に収納を開始
08:21	SPM姿勢に移行	正常に移行
08:23:58	SAP-2停止	カウンタ:0, ラッチかからず
08:24:04	SAP-1停止	カウンタ:1, ラッチかからず
08:29:58	シャトルクルーによる冗長系を用いた再試行実施	動作せず
08:32:11 ↓ 08:39:13	SOCからの再試行 再収納(3回)→再展開→再収納	動作せず
08:42:51	EPM姿勢へ移行	
08:53:49 ↓ 08:57:11	NASAの了承を経て、主系を用いて一度部分的に展開してから収納を行う	展開/収納動作は正常であったが、ラッチがかからなかった
09:34:59	SAP-1分離	成功
09:47:11	SAP-2分離	成功

SOC: ISAS相模原オペレーションセンター



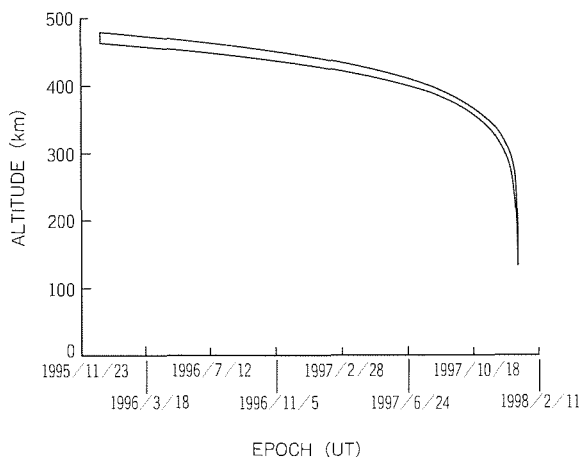


図7. 分離されたSAPの落下予測

をパワーオフすることとした。こうして12時57分にSFUのバッテリーOFFコマンドが送信され、SFU通信系の送信パワーが0レベルを示すことをもってSFU全システムのパワーオフを確認した。

SFUパワーオフの後、シャトルのUmbilical Cable経由でモニタされた推進系の温度、及び外部ヒータの電流/電圧のみがSFU状態を示す情報であった。一部に温度の異常が見られたため調査したところ、モニタラインの配線ミスによってテレメトリの割当てが図面と異なっていることが分かった。これについては、実際の温度のトレンドを熱制御担当のエンジニアが見て、再割当てを行うことで対応した。また、一部の温度が予測温度よりも低くなったため、NASAとあらかじめ決めた取決めに従い、シャトル自体の姿勢を変更し、SFUの冷えた部分を暖めるという運用を行った。

このように、SFUがシャトルに格納された後も幾つかのオフノミナル事象が発生したが、幸いにもシャトルのミッションに大きな影響を与えるには至らなかった。STS-72エンデバーは、9日間のミッションを無事に終え、'96年1月20日ケネディ宇宙センターに帰還した。その後SFUは、現地での点検、危険物処理、格納処理を経て日本に帰還した。その後、当社鎌倉製作所において回収後試験を実施し、飛行後のSFUシステムの健全性を確認した。日本で初めて実施した帰還回収後試験の試験項目は以下のとおりである。

(1) 電氣的総合動作確認試験

打上げモード、最大負荷モード、回収モードに設定して、テレメトリデータ等をモニタしてシステムの健全性を確認する。

(2) 実験インタフェース確認試験

搭載実験機器を取り外す前に、コアシステムとのインタフェースが正常であることを確認する。

現在SFUはコンポーネントごとに分解され、セカンドフライトに備え、各開発担当メーカーに保管されている。

4. むすび

本稿では、1995年にH-IIで打ち上げられ、翌年シャトルに回収されるまでの約10か月にわたるSFUの飛行運用を、回収運用を中心に述べた。

SFUは、軌道高度482kmの宇宙空間で11もの観測・実験を行い、多くの科学的/工学的な成果を上げた。しかしながら、最も大きな成果は、日本初の軌道上衛星の回収に成功したという点である。この成功があって初めて、回収した試料の解析などを通じてより深い科学的な知見を得ることができたと言える。同時に、この回収運用に当たっては、日米のスタッフの互いの文化を越えた交流が大きな力となったように感じる。また、本文では割愛したが、回収運用に関しては日米合同で幾度も本番さながらの訓練リハーサルを実施した。この厳しい訓練リハーサルがあったからこそ、実運用における太陽電池パドルの分離という大変厳しい状況も乗り切ることができたと考える。

このように国際協力によって世界初の国際間の宇宙輸送に成功したことは、今後日本が国際協力を進める上で大きな基礎を築いたと言える。今後は、宇宙開発においても国家レベル又は企業レベルでの“グローバル化”が進み、国際分業も盛んになると予測されることを考えると、SFUプロジェクトは正に先駆けであった。

SFUプロジェクトでの経験は、現在当社が開発を行っている次世代型無人宇宙実験システム(USERS)の設計/製造/試験を効率化するための大きな柱となっている。また、宇宙ステーションへ物資を輸送するために宇宙開発事業団が開発中の宇宙ステーション補給機(HTV)におけるインタフェース調整においては、有人のシャトルとインタフェースを持ったSFU開発で、当社が培ったNASAとの技術調整の経験が大いに役立っている。現在SFUはセカンドフライト構想が検討されているが、セカンドフライトの有無にかかわらず、SFUは、当社の今後の宇宙開発においても、技術的・プロジェクト的に大きな財産を残したプロジェクトと言えよう。

最後に、SFUプロジェクトに参画されたメンバー一人一人の成果が総和となって回収成功に至ったものであり、SFU関係者の皆様に謝意を表する。

# STS-72ミッションにおける SFU回収フェーズについて

宇宙開発事業団 若田光一

SFUとのランデブフェーズは打上げ41時間18分後のシャトルの軌道高度調整マニューバによって開始した。

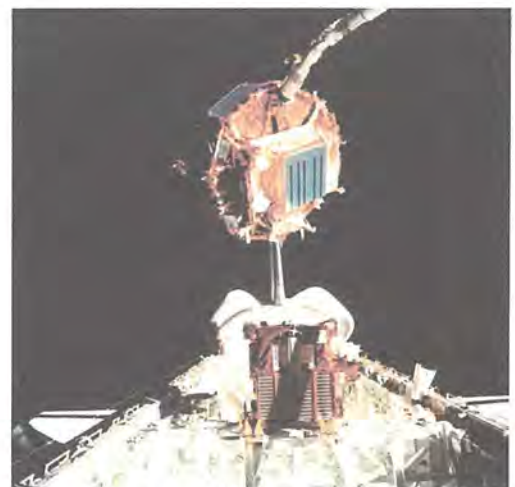
SFUの二つの太陽電池パネルは順調に格納されていくように見えたが、ラッチを確認するテレメトリが左右ともラッチ状態を表示しなかったため、手順に従いSFUを太陽指向姿勢から地球中心指向姿勢に変更するコマンドをシャトルから送信した。この時SFUの真下約67mの位置にあったシャトルからは太陽電池パネルは根元まで格納しているように見えたが、ラッチについては目視による確認は不可能であった。

その後、宇宙科学研究所の相模原オペレーションセンター(SOC)が太陽電池パネルの再展開、再格納を試みたが、結局ラッチも表示が得られず、それぞれのパネルはSFUの速度ベクトルと逆方向に切り離された。この間、ヒューストンのシャトル管制局(MCC)を通じてSOC側の対応状況がクルー側にはっきりと伝えられていた。このシナリオは実は何度も訓練しており、SOCの迅速かつ的確な状況判断と、総合シミュレーションを通じて確立されたSOC、MCCそしてシャトルクルーの素晴らしいチームプレーにより、全員が落ち着いて確実な作業を実施することができたという印象が強い。

その後、SOCによるSFUの安全措置操作が完了したところでシャトルは最終接近を行い、SFUの真下約10メートルの位置で接近を停止し、ロボットアーム手首部とSFU上の捕獲用ピンが正対するようにシャトルのマニューバを行った。アームによる捕獲操作は、アーム手首カメラ映像と操縦室後方の窓越しの直視によって行い、アーム先端が捕獲用ピンの根元付近に達した状態で捕獲コマンド

を送り、SFUのアームへの固定が完了した。引き続き気を引き締めて、SFUの貨物室内への固定、シャトル電力供給システムからSFUのヒドラジン用ヒータに電力を供給するためのアンピリカルの接続を行った後、SFUのヒータの作動表示を操縦室で確認した瞬間、初めてほっとしたことをよく覚えている。

日米の国際協力によるSFUの回収は、スペースシャトルミッションにおいて、外国の打ち上げた衛星を回収する初めての例となった。SFU回収ミッションは日米関係者全員のチームワークがあってこそ実現できたが、訓練・準備段階からクルー側も三菱電機の素晴らしい技術者たちと緊密な情報交換を行えたこともチームの強い信頼関係を築くことにつながったのだと思う。





金森康郎\* 市野裕行\*\*  
 小杉史郎\* 鹿川直人\*\*  
 鳥山 潔\*\*

# データ中継技術衛星 “DRTS”

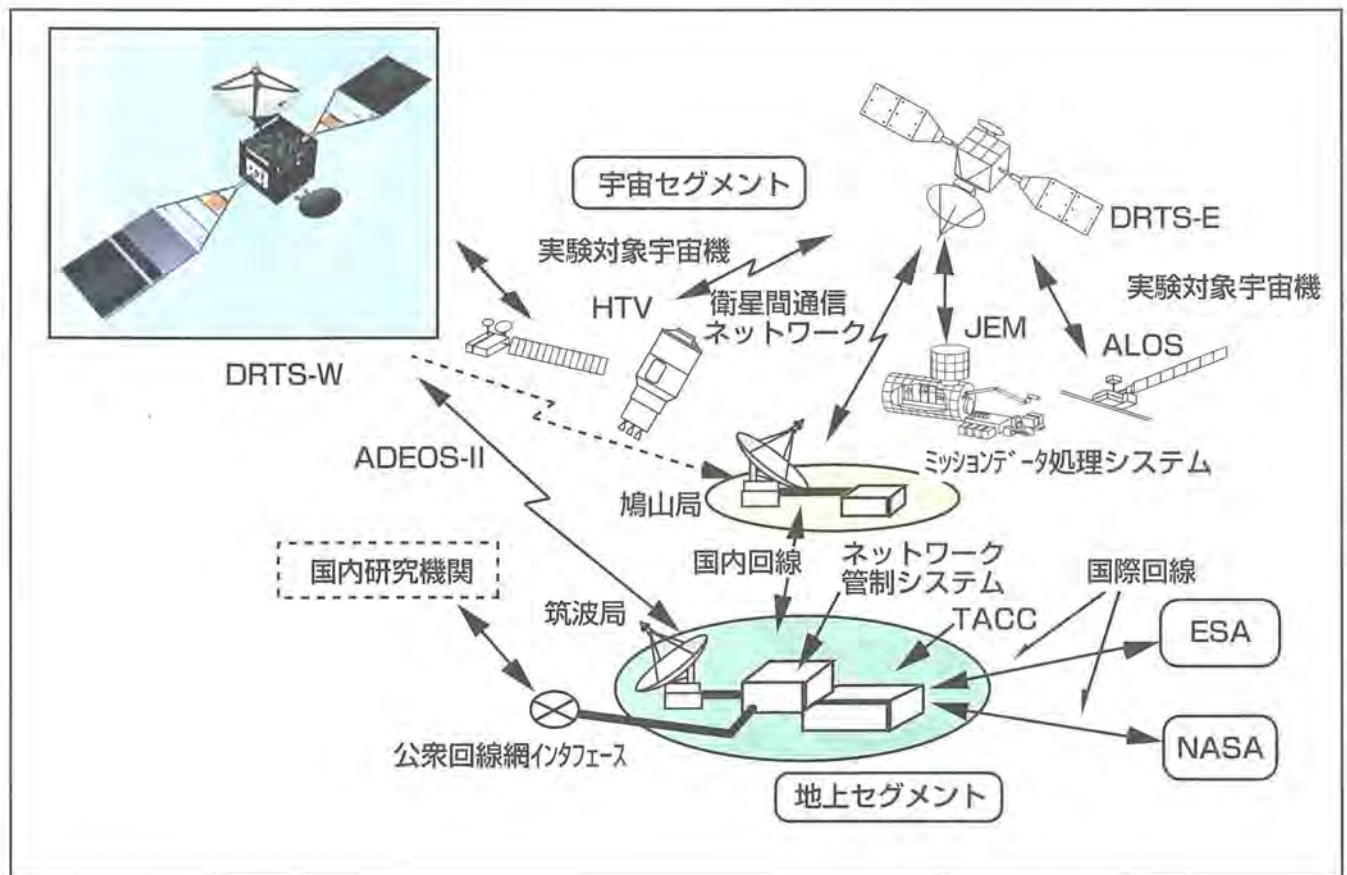
## 要 旨

宇宙開発事業団 (NASDA) は、地球観測衛星の観測データの伝送や今後宇宙ステーション運用の本格化に備え、データ中継衛星システムを構築するため種々の開発を進めてきた。1994年8月には技術試験衛星VI型を打ち上げ、静止軌道への投入には失敗したものの遷移軌道における衛星間通信の基礎実験を行い、'98年2月には本格的なデータ中継実験を行うため、通信放送技術衛星 (COMETS) を打ち上げる計画である。さらに今後拡大する要求に備え、2000年度にデータ中継技術衛星 (Data Relay Test Satellite : DRTS) を2機打ち上げ、COMETSの衛星間通信機能を拡大・向上させ、2機の衛星による大容量データ伝送ネットワーク実証実験を行う予定である。

この衛星間データ伝送ネットワークは、Sバンド (2GHz

帯) 及びKaバンド (20~30GHz帯) の2周波数帯を使用し、最大240Mbpsのデータ伝送を行う。静止軌道上2点に配置されたDRTSは、低高度を飛ばす (翔) する観測衛星や宇宙ステーション又は宇宙往還機 (HOPE) 等の実験対象宇宙機を捕そく (捉) 追尾し、データを地上局へ伝送する。

三菱電機は'96年DRTSの主契約者に選定されて開発に着手し、'97年2月にはシステム基本設計審査 (PDR) を完了して、現在詳細設計及び開発モデルの製作試験を行っている。DRTSは今後必要性が見込まれる1トン級の静止衛星のひな (雛) 型として、拡張性を持った衛星バスの開発という目的も併せ持っており、今後の標準衛星バス設計の確立を目指して開発を進めている。



## データ中継実験システム概念図

データ中継実験システムは、軌道上セグメントとしてのDRTS及び実験対象宇宙機、並びに地上セグメントとしての地上局 (筑波局、鳩山局、増田測距局) で構成される。実験対象宇宙機からのデータは、DRTSを経由して筑波局及び鳩山局へ伝送され、そこで処理された後、各研究機関等へ伝送される。国際的相互運用を行う場合には、NASA又はESA (European Space Agency) へもデータの伝送を行う。

## 1. ま え が き

DRTSは2000年度に2機打ち上げられ、静止軌道上東経90°(暫定)及び西経170°(暫定)に配備される計画である。DRTSは、COMETSのデータ中継・追跡実験を受け継ぎ、今後の宇宙機の高度な運用要求に対応するため、データ中継機能の向上とデータ中継範囲の拡大を図るとともに、今後の各種通信衛星等に応用が期待される短期開発に適した中型静止衛星バスの基盤技術の確立を目的としている。このための要素技術の一つとしてNASDAはETS-VI等で用いた推力2000Nのアポジエンジン(AKE)に代えて推力500NクラスのAKEの開発を進めているが、DRTSではこの500N級AKEの採用を含め、1トン級衛星構体及び姿勢制御系の開発を含む衛星システム技術の開発、高性能アンテナ及び通信用中継器の開発といった各種の技術開発を行いながらシステムの開発を進めている。

本稿では、DRTSの衛星の機能及び性能の概要、DRTSの開発計画の主要点について紹介する。

## 2. DRTS衛星システムの概要と特長

### 2.1 DRTS衛星システムの概要

DRTS衛星システムの主要パラメータを表1に、軌道上の外観を図1に示す。

地上局との通信に用いるフィーダリンク(Feeder Link Communications: FLC)アンテナは衛星構体の+x面(進行方向)に搭載され、実験対象宇宙機を追尾する衛星間通信(Inter Orbit Link: IOL)アンテナは衛星の+z面(地球方向)に搭載される。FLCアンテナの開口径は1.8mであり、IOLアンテナの開口径は3.6mである。IOLアンテナは、実験対象宇宙機の追尾のために最大±15°の範囲内を駆動可能である。

太陽電池パネルは±y軸方向(南北方向)に展開され、翼全長は16.4mである。また、太陽光を追尾するためにy軸を軸として回転する。

システムのブロック図を図2に示す。衛星間通信系(Inter Orbit Communications Equipment: ICE)、バス系8サブシステム、及び技術データ取得装置(Technical Data Acquisition Equipment: TEDA)で構成しており、各機器は基本的に冗長構成である。

DRTSの分解図を図3に示す。衛星構体方式は、セントラルリング方式で、主としてIOL機器を搭載する上部構体、及び主としてバス機器を搭載する下部構体に分割できる構造である。また、IOLアンテナ下部には、一部のIOL機器を収納するRFコンパートメント(RF-CPT)が搭載される。

### 2.2 DRTS衛星システムの特長

DRTS衛星システムは、ICEの性能向上を図り、高精度の実験対象宇宙機の捕捉追尾を実現し、ミッション搭載質量比率を高めるために、次の数多くの特長を備えている。

- (1) ICEにおいて、Kaバンドリターン大容量化と通信チャネル数/伝送レート範囲の拡大のために、IOLアンテナの開口能率の向上、追尾受信機の性能向上(広帯域化・低雑音化)を図る。
- (2) バスの設計においては、COMETS等の既存機器を最大限に活用することで低コスト化を図るとともに、1トン級衛星バスとしての発展性・拡張性を考慮する。
- (3) 姿勢制御系とアンテナ制御系との協調制御で、IOLアンテナの高速駆動に伴う外乱の衛星姿勢に及ぼす影響を低減するための外乱予測値に基づくフィードフォワード補償で質量特性の予測誤差による影響を最小化するために、姿

表1. DRTSの主要パラメータ

形状寸法	衛星構体 (x) 2.37×(y) 2.16×(z) 2.22 (m) IOLアンテナ開口径 3.60m FLCアンテナ開口径 1.80m アンテナ, 太陽電池パドル展開時 (x) 6.65×(y) 16.36×(z) 6.23 (m)
衛星質量	打上げ時 2,650kg 衛星ドライ質量約 1,200kg ミッション (ICE) 質量約 340kg
発生電力	2,115W以上 (寿命末期)
設計寿命	7年
姿勢制御	コントロールド バイアスモーメンタム方式
静止位置	DRTS-W 東経 90° (暫定) DRTS-E 西経 170° (暫定)

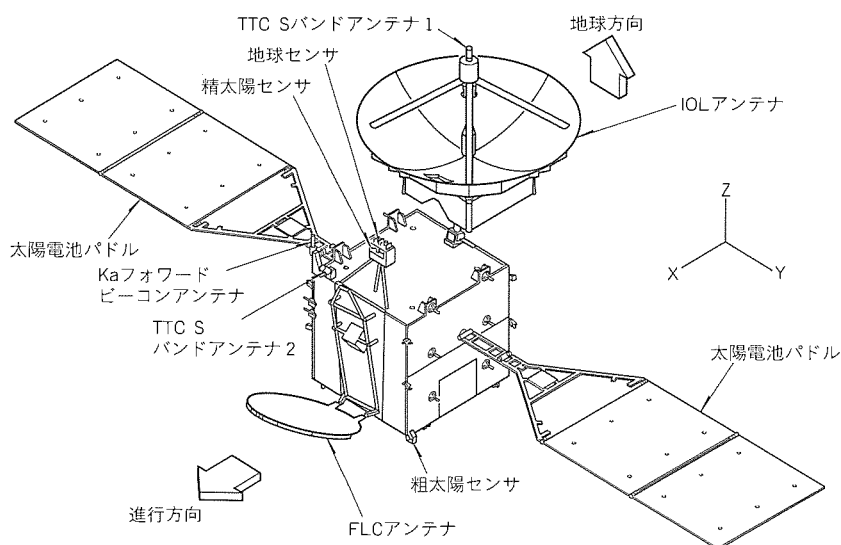


図1. DRTSの軌道上の外観

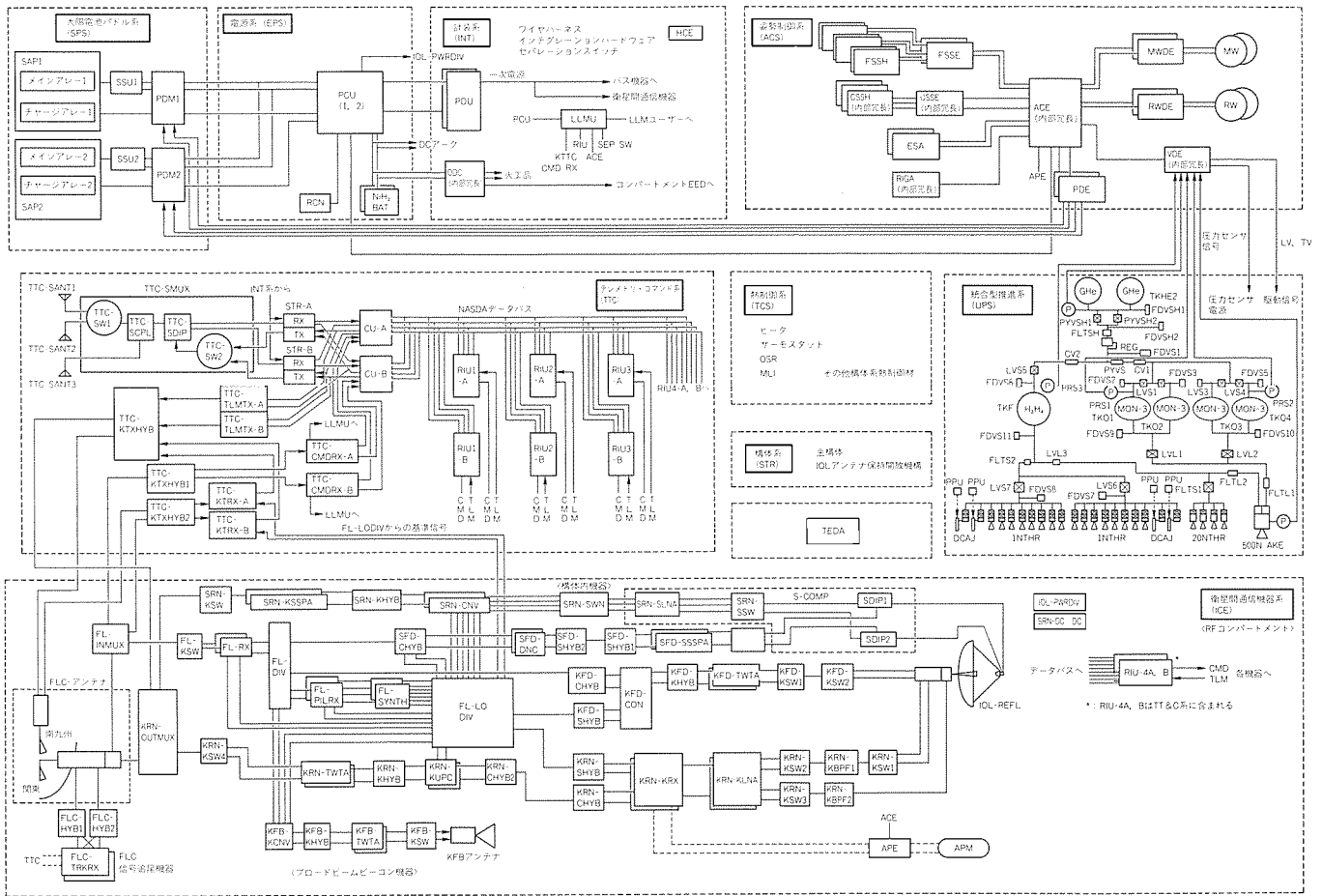


図 2. DRTSシステムのブロック図

勢角誤差からオンラインでパラメータ同定を行う適応制御機能を付加する。

- (4) CFRP製モノコックシェルとストラットを用いて構体の軽量化を図り(打上げ質量比:約6.6%), ミッション系搭載質量約335kg(ドライ質量比:約28%)を達成する。バスとミッションの分離組立てが可能な構体とし、バス部、ミッション部の並行組立て、試験の実施を可能とする。また、大型アンテナを効果的にロケットフェアリング内に収納するために、構体系・熱制御系・推進系の設計を最適化し、コンパクトな衛星コンフィギュレーションを図る。
- (5) 推進系は1トン級バスに質量・寸法の適した500N級二液式アポジエンジンをを用い、南北軌道制御用には搭載性及び推薬量を含めて軽量化の図れるDCアークジェットを採用し、姿勢制御及び東西軌道制御は1Nクラスのヒドラジンスラスタを用いている。
- (6) 電源系のバッテリーは、エネルギー密度、搭載性、サイクル寿命、高電流放電に優れたNiH<sub>2</sub> 50Ahセルを採用する。バス系サブシステムの主要諸元を表2に示す。

### 3. ICE

#### 3.1 IOLシステムの概要

DRTSの搭載ミッションであるIOLシステムは、図4に

示すとおり、実験対象宇宙機との間でSバンド及びKaバンドで通信信号の授受を行うIOLアンテナ、地上局との間でKaバンドで通信信号の授受を行うFLCアンテナ、及びIOL/FLC用の各種中継器で構成される。

このIOLシステムは、中低高度の周回衛星(実験対象宇宙機)用地球局の代替及び通信時間の延長を可能とさせるため、次に示す機能を持っている。

- (1) 地球局とのFLC周波数を変換し、実験対象宇宙機との間でS/Kaバンドによるデータ通信を行えること。
- (2) 軌道高度1,000kmまでの実験対象宇宙機との通信が可能なこと。
- (3) 実験対象宇宙機の捕捉追尾機能があること。また、実験対象宇宙機側のアンテナ捕捉追尾支援のためフォワードビーコン送信機能があること。
- (4) SSA(S-band Single Access), KSA(Ka-band Single Access)は同時に運用できること。また、SSAリターンは2チャンネル同時伝送できること。

なお、実験対象宇宙機として現状想定されているものは、次のNASA開発の宇宙機であるが、今後、国際的相互運用としてNASA, ESAで開発中の宇宙機との通信実験も計画中である。

● ADEOS-II (Advanced Earth Observing Satellite-



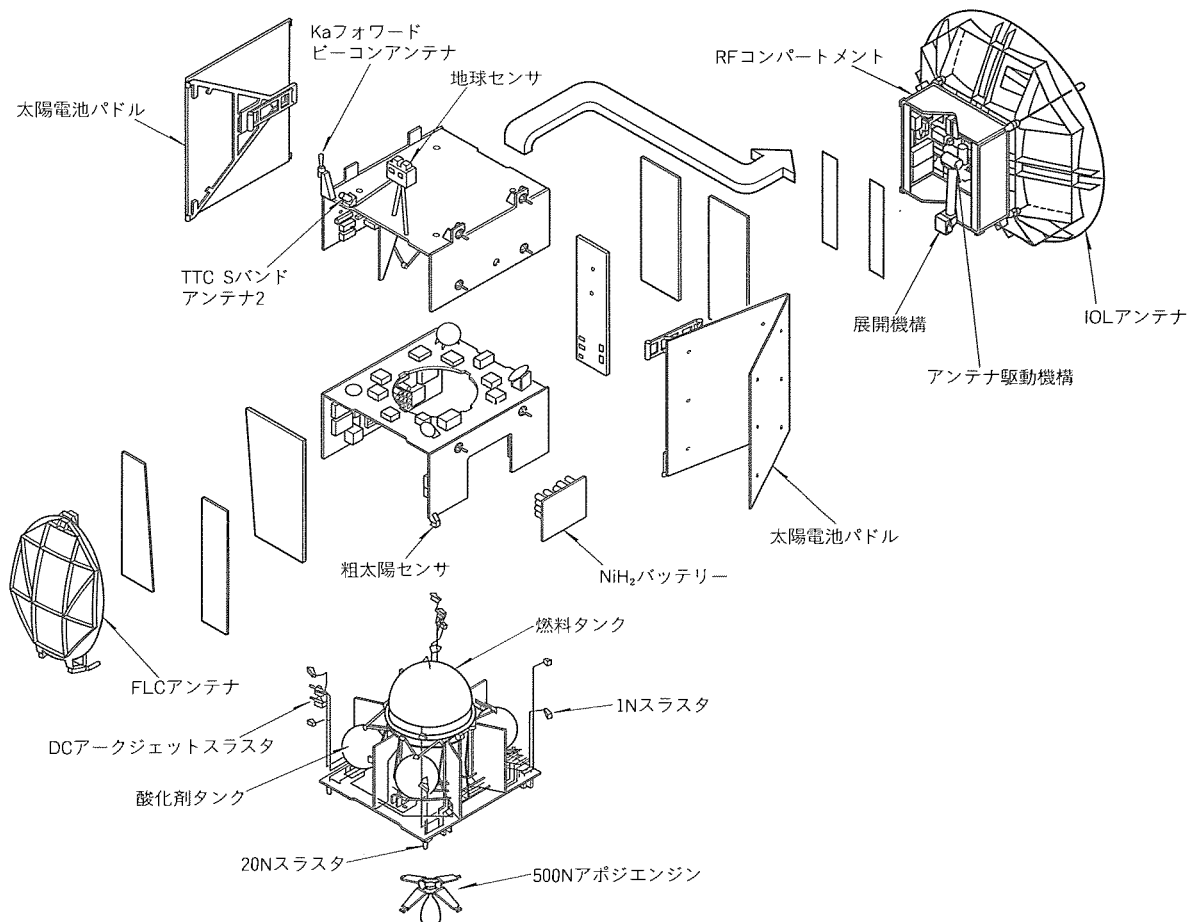


図3. DRTSの分解図

表2. バス系サブシステムの主要諸元

サブシステム	機能・性能	備考
テレメトリ・コマンド系 (TT&C)	<ul style="list-style-type: none"> <li>●SバンドUSB方式及びKaバンド</li> <li>●データバス方式 (CU/RIU)</li> </ul>	CU：セントラルユニット RIU：リモートインタフェースユニット
電源系 (EPS)	<ul style="list-style-type: none"> <li>●32～51.5Vフローティングバス方式</li> <li>●NiH<sub>2</sub>バッテリー (50Ah×2台)</li> <li>●デジタルシーケンシャルシャント方式</li> <li>●供給電力 日照時：2,075W以上 (寿命末期) 日陰時：1,866W以上 南北軌道制御時：3,711W以上</li> </ul>	日照時は、太陽電池パドルから供給する 日陰、南北軌道制御時は、バッテリーから供給する
太陽電池パドル系 (SPS)	<ul style="list-style-type: none"> <li>●超軽量リジッドパネル方式</li> <li>●発生電力 2,115W以上 (寿命末期)</li> </ul>	100μmSi高性能NRS/BSF型セル使用
姿勢制御系 (ACS)	<ul style="list-style-type: none"> <li>●コントロールドバイアスマーモメント方式</li> <li>●姿勢制御精度 定常運用モード時 ロール、ピッチ：±0.05°以内 ヨー：±0.15°以内 軌道制御：IOLアンテナ駆動トランジェント時 ロール、ピッチ：±0.07°以内 ヨー：±0.20°以内</li> </ul>	アンテナ制御系との適応協調制御を行う センサ (レート積分ジャイロ、地球センサ、粗及び精太陽センサ) アクチュエータ (モーメントホイール、リアクションホイール、スラスタ) AEF時 ロール、ピッチ：±2°以内
構体系 (STR)	<ul style="list-style-type: none"> <li>●半中央円筒 (セントラルシリンダ) 方式</li> <li>●剛性 機軸方向：30Hz以上、 機軸垂直方向：10Hz以上</li> </ul>	CFRP製モノコックシェル、ストラット 構体質量 175kg
熱制御系 (TCS)	<ul style="list-style-type: none"> <li>●受動型 (多層インシュレーション) と能動型 (ヒーター、ヒートパイプ) の併用</li> </ul>	ヒートパイプは、RFコンパートメント、衛星本体南北面に配置
統合型推進系 (UPS)	<ul style="list-style-type: none"> <li>●調圧ブローダウン方式デュアルモード推進系</li> <li>●500Nアポジエンジン、20N、1Nスラスタ</li> <li>●南北制御用200mN DCアークジェット</li> </ul>	二液式アポジエンジン系、一液式ガスジェット系の統合型 搭載可能推薬量 N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> 973kg max. MON-3 640.7kg max.
計装系 (INT)	<ul style="list-style-type: none"> <li>●ワイヤハーネス、RFケーブル、導波管、セパレーションスイッチ、コンポーネント</li> <li>●ブラケット、ファスナ、火工品</li> </ul>	コンポーネント：電力分配器 (PDU, PWR-DIV)、 オードナンス制御器 (ODC)、軽負荷分配ユニット (LLMU)、ヒーター制御回路 (HCE)

II)

- ALOS(Advanced Land Observing Satellite)
- JEM(Japanese Experimental Module)
- OICETS(Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite)
- HTV(H-II Transfer Vehicle)
- HOPE-X(H-II Orbiting Plane-X)
- H-IIA

3.2 実験対象宇宙機とのインタフェース

DRTSのICEを用いて各種ユーザーが実験対象宇宙機に対して行う通信実験は、衛星と並行して整備されるDRTS実証実験地上システムを介して行われる。

このDRTS実証実験地上システムを含めたIOLシステムと実験対象宇宙機とのインタフェースは、図5に示すよう

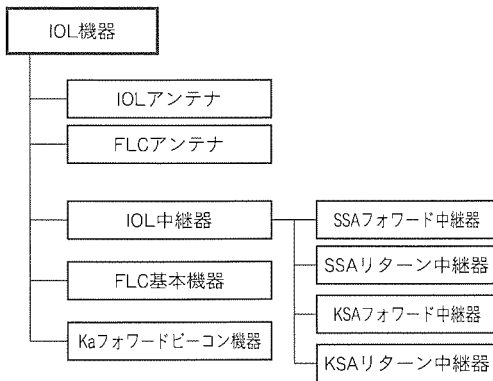


図4. IOLシステムの構成

に、衛星間リンクインタフェースと地上システムインタフェースに大別される。

DRTSが実験対象宇宙機と直接とる衛星間リンクインタフェースには、通信データインタフェースと捕捉追尾インタフェースがあり、それぞれのインタフェース条件は、表3及び表4に示すとおりである。

一方、地上システムインタフェース条件としては、DRTS実証実験地上システムとの適合性の観点から、実験対象宇宙機との間のデータ伝送にかかわるインタフェースがある。表5にこれらのデータ伝送関連の各種インタフェース内容を示す。

なお、これらの実験対象宇宙機との間で通信回線を確立

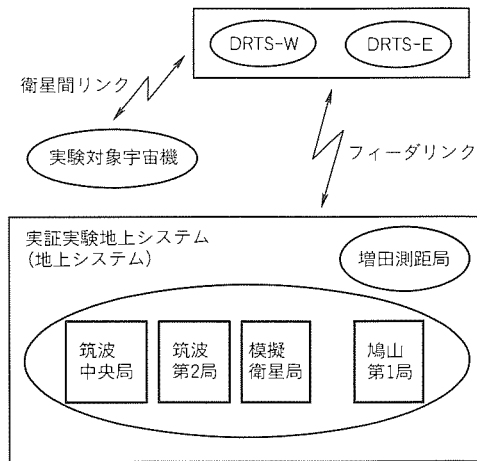


図5. DRTS IOLシステム

表3. 実験対象宇宙機との通信データインタフェース条件

項目	SSAリンク	KSAリンク
周波数	フォワード 2,025~2,110MHz (100kHzステップ可変) リターン 2,200~2,290MHz (100kHzステップ可変) ただし、2波伝送時の2波の周波数間隔は30MHz以上	フォワード 23.175~23.545GHz (1MHzステップ可変) リターン 25.450~27.500GHz (1MHzステップ可変) フォワードビーコン 23.175~23.545GHz (1MHzステップ可変)
偏波	右旋・左旋切換え (送受信同旋方式)	右旋・左旋切換え (送受信独立方式)
送信EIRP (1dBステップ可変)	フォワード 38.0~47.0dBw	フォワード 48.0~62.0dBw フォワードビーコン 30.5~38.4dBw 最大:48dBw以上
実験対象宇宙機の所要G/T (最大データレート伝送時)	-190.1dB/K以上 (スパンロス、ポインティングロスを含む。)	-194.7dB/K以上 (スパンロス、ポインティングロスを含む。)
中継帯域幅	フォワード 20~24MHz リターン 13.5~16.5MHz	フォワード 50~60MHz リターン 300~360MHz フォワードビーコン 10~12MHz

表4. 実験対象宇宙機との捕捉追尾インタフェース条件

項目	SSAリンク	KSAリンク
方式	プログラム追尾方式 ●オンボード軌道伝搬 ●指向角コマンド追尾	プログラム追尾又はプログラム追尾からビーコン/データ信号を用いたオンボード自動捕捉追尾への移行方式
指向誤差	アンテナオフビーム損失 0.2dB相当角度以下 (衛星ダイナミックスを含む。)	アンテナオフビーム損失 0.5dB相当角度以下 (衛星ダイナミックスを含む。)
捕捉追尾シーケンス	実験対象宇宙機及びDRTS側がそれぞれ独立にオンボードで軌道伝搬計算を行い、所要の指向角方向に追尾する。	フォワードビーコン信号又はファワードデータ信号による実験対象宇宙機のDRTS捕捉追尾後、DRTSの実験対象宇宙機捕捉へ移行する。 実験対象宇宙機は、DRTSのアンテナ指向後、リターンデータ信号を送出する。

表5. 地上システムインタフェース条件

項目	SSAリンク	KSAリンク
変調形式	●フォワード UQPSK ●リターン SQPN, SQPSK, QPSK, BPSK	●フォワード UQPSK, QPSK, BPSK ●リターン SQPN, SQPSK, QPSK, BPSK, UQPSK
符号化及び復号方式	●フォワード 原則として不採用 ●リターン 畳込み符号化/ビタビ復号方式 (R=1/2, K=7)	●フォワード 畳込み符号化/ビタビ復号方式 (R=1/2, K=7) (JEM対応で機能付加予定) ●リターン 同上
データ伝送レート	●フォワード 100bps~300kbps ●リターン 100bps~6 Mbps	●フォワード 100kbps~50Mbps ●リターン 100kbps~240Mbps
通信品質 (BER)	●フォワード 1×10 <sup>-6</sup> 以下 ●リターン 1×10 <sup>-5</sup> 以下	●フォワード 1×10 <sup>-6</sup> 以下 (300kbps以下の時) 1×10 <sup>-5</sup> 以下 (300kbps以上の時) ●リターン: 1×10 <sup>-6</sup> 以下

させるための回線基準としては、次の条件を前提にシステムが構築されている。

- FLCのC/Nによる総合C/Nの劣化量: 1dB以下
- 回線マージン(通信データ系): 3dB以上  
(捕捉追尾系): 2dB以上
- 降雨による通信不稼働率  
テレメトリ・コマンド信号及び  
Kaフォワードビーコン: 0.1%以下  
テレメトリ・コマンド信号  
Kaフォワードビーコン以外: 1%以下

また、各種実験対象宇宙機と具体的にインタフェース調整を図る方法としては、DRTSシステム(衛星及び地上局を含めた総合システム)としての基本的かつ共通的な機能及び性能を規定する文書(NASA TDRSSユーザーズガイドに相当)と、各実験対象宇宙機ごとに個別に機能及び性能を規定する文書を作成し、インタフェースの適合性をとることとしている。

### 3.3 IOLシステムの機能と性能概要

#### 3.3.1 機能

IOLシステムは、総合機能として、次に示す通信データ系及び捕捉追尾系の機能を持っている。

(1) 以下に示すIOLによる中継を行う機能、及びSSA, KSA共に地球局からのパイロット信号に位相同期したコヒーレント動作を行う機能がある。なお、パイロット信号に位相同期しないノンコヒーレント動作においても、IOL中継器としての基本機能を喪失しない。

- SSAフォワード中継<sup>(注1)</sup>
- SSAリターン中継<sup>(注2)</sup>
- KSAフォワード中継<sup>(注1)</sup>
- KSAリターン中継<sup>(注2)</sup>
- Kaフォワードビーコン中継<sup>(注1)</sup>

(2) DRTSから見て、地心から約±10°(軌道高度1,

000km)までの高度の実験対象宇宙機との通信が可能なこと。なお、IOLアンテナは地心から±15°以上の駆動範囲を持つこと。

(3) 次に示すIOL信号の捕捉追尾機能がある。

- S/Kaバンドとも、実験対象宇宙機のプログラム追尾機能
- KSAリターンのデータ信号をオンボードの追尾受信機で受信し、IOLアンテナを実験対象宇宙機方向に指向して捕捉追尾する機能
- スキャンサーチによる捕捉を行う機能
- 実験対象宇宙機側のDRTS捕捉追尾のためのKaフォワードビーコン信号を地球局から受信して送信する機能
- 地上コマンドにより、IOLアンテナを所定の角度範囲(地心から±15°以上の範囲)でマニュアル制御が

(注1)は、フォワード方向で、地球局→DRTS→実験対象宇宙機

(注2)は、リターン方向で、実験対象宇宙機→DRTS→地球局

表 6. IOLシステムの主要性能

項目	衛星間リンク性能	フィーダリンク性能
アンテナ性能 ●照射範囲 ●指向精度  ●アンテナパターン	地心方向に対し ±15°以上 プログラム追時：0.10° (KSA) 以下 0.34° (SSA) 以下 自動追尾時：0.043°以下 サイドローブレベル：-20dB以下	筑波局及び鳩山局（関東ビーム） アンテナ利得低下量が1.9dB相当角以下 （姿勢制御系による）  サイドローブレベル：-20dB以下
受信 ダイナミックレンジ	SSAリターン：59dB以上 KSAリターン：46dB以上	SSAフォワード：47dB以上 KSAフォワード：24dB以上
EIRP 可変範囲	SSAフォワード：38～47.0dBw以上 KSAフォワード：48～62dBw以上 フォワードドーコン：30.5～38.4dBw以上	SSAリターン：39.0dBw/ch 1 以上 34.8dBw/ch 2 以上 KSAリターン：48～58.9dBw以上
捕捉特性	フォワード：実験対象宇宙機側の信号捕捉を支援するためドップラー補償モードと単掃引モードがある。 リターン：実験対象宇宙機と正対しリターンデータ送信後30秒以内に捕捉可能。	オープンループ捕捉追尾系がある（地上からのパイロット信号を受信し、RFセンサによる指向誤差信号を基に、コマンドによって誤差補正を姿勢制御系で行う。）。

可能な機能

- (4) SSAフォワード及びリターン周波数の同調機能がある。
- (5) KSAフォワード及びリターン周波数の同調機能がある。
- (6) 複数の実験対象宇宙機に対する運用において、追尾の対象の実験対象宇宙機の捕捉追尾に関する10ケース分のパラメータをデータベースとしてオンボードに保有する機能がある。また、そのデータベースをコマンドによって変更できる機能を持っている。

3.3.2 性能

DRTSのIOLシステムの性能は、衛星間リンク性能とFLC性能に分けられ、それぞれの性能は衛星システム及び地上システムを含めた総合性能として達成されるものもある。表6にそれらの主要性能を示す。

なお、DRTSのIOLシステムの性能は、COMETSでの性能をベースとし、DRTSの実験相手として想定される各種宇宙機からの要求を考慮して設定されている。したがって、COMETSからの性能向上及び機能追加等が数多く行われている。次にその主要項目を示す。

- (1) IOLアンテナ
  - アンテナ利得及びサイドローブ特性の向上(アンテナ方式の変更, 誘電体ステーの採用)
  - 軌道上熱変形誤差の低減
- (2) 中継器
  - KSAの大容量伝送への対応(送信機出力アップ, 広

帯域化)

- 受信ダイナミックレンジの拡大
  - 低位相雑音化(周波数シンセサイザの位相雑音の性能向上)
- (3) FLCアンテナ
    - DRTS-W, DRTS-E及び軌道位置変更にも対応可能な設計
    - 姿勢制御系による指向方向制御方式の採用
  - (4) 捕捉追尾機器
    - 捕捉追尾時間(スルー及び引込み時間)の短縮
    - 変則的な軌道を持つ軌道高度1,000km以下の宇宙機への対応が可能(指向角コマンドでの捕捉追尾方式の採用)

4. むすび

DRTSは現在開発モデルであるエンジニアリングモデル及び熱構造モデルを製作中で、来年度には詳細設計を完了し、打上げ1機目であるプロトフライトモデルの製作試験に入る。2000年の打上げへ向けて総力を集め是非成功させたいと考えている。

最後にこのプロジェクト関係各位のご支援に感謝する。

参考文献

- (1) 粟沢 晃：衛星間通信技術，電子情報通信学会誌，79, No.4, 350～355 (1996)

# 次世代型無人宇宙実験システム “USERS”

伊地智幸一\* 国井喜則\*  
 富士隆義\*\* 佐藤正雄\*\*\*  
 山口哲郎\*\*\* 斉藤 収\*\*\*

## 要 旨

次世代型無人宇宙実験システム（Unmanned Space Experiment Recovery System：USERS）は、通商産業省／新エネルギー・産業技術総合開発機構／助無人宇宙実験システム研究開発機構（Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer：USEF）が開発中の宇宙環境利用システムである。宇宙機セグメントは、超電導材料製造実験を行う電気炉を搭載し、実験終了後地球に帰還する回収カプセル（Reentry Module：REM）と、REMに電力等のリソースを供給するとともに独自の実験機器を搭載するサービスモジュール（Service Module：SEM）とで構成される。

SEMは中低高度周回型の多目的小型衛星バスの構築も目標としており、量産コスト低減のための次のような手段を採用している。

- 衛星の小型軽量化
- 機能統合／ソフトウェア化，機器数の削減を図った統合制御システムの採用
- 民生部品を用いたミッション機器を搭載し，将来のバスのための実証実験を実施
- 開発管理手法の簡素化（CALCの適用，文書削減，三次元CADの採用，試験の自動化等）

衛星（SEM）の仕様は，質量800kg，発生電力2.5kWとになっているが，将来の適用範囲に関しては，質量500～1,000kg，電力1～3kW程度を想定している。また，ミッションペイロード比率は50%以上で，実用小型衛星として優れた開発ターゲットが設定されており，将来の情報通信や観測衛星等への応用ができるように随所に工夫が施されている。



(写真提供：助無人宇宙実験システム研究開発機構)

## 次世代型無人宇宙実験システム

写真は，サービスモジュール（SEM）とリエントリーモジュール（REM）の分離直後の想像図である。分離の後，REMはスピンアップ→逆噴射→大気圏突入→着水，SEMは2.5年間にわたり軌道上を周回し，民生部品で製作されたミッション機器の軌道上実証実験等を実施する。これらの軌道上実証の結果は，今後の衛星の低コスト化に大きく貢献するものとして期待されている。

\*助無人宇宙実験システム研究開発機構(工博) \*\*同研究開発機構  
 \*\*\*三菱電機(株)鎌倉製作所 \*同製作所(工博)



1. ま え が き

次世代型無人宇宙実験システム“USERS”は、通商産業省／新エネルギー・産業技術総合開発機構／財団法人宇宙実験システム研究開発機構が開発中の次世代型宇宙環境利用システムである。超電導材料製造実験を行う電気炉を搭載し、実験終了後地球に帰還する回収カプセル“REM”と、REMに電力等のリソースを供給するとともに独自の実験機器を搭載するサービスモジュール“SEM”とからなる宇宙機システム、及び運用管制システム等を総合したシステムである。

SEMは将来の大規模な市場が予測される中低高度周回型の多目的小型バスの構築をも目標としており、機能統合／ソフトウェア化を図った統合化宇宙機制御系を始めとした量産コスト低減の手段が盛り込まれている。ミッション機器には、民生部品を用いた機器等が搭載され、これも将来の量産コスト低減をねらっているものである。また、同じ目的のために、開発管理手法の簡素化、CALSの適用、試験の自動化など共通基盤の構築に関してもプロジェクトの推進を通じて適用している。衛星(SEM)の仕様は、質量800kg、発生電力2.5kWとなっているが、将来の適用範囲に関しては、質量500～1,000kg、電力1～3kW程度への拡張性を想定している。また、ミッションペイロード比率は50%以上で、実用小型衛星に比べて改善された開発ターゲットが設定されており、将来の情報通信や観測衛星等への応用ができるように随所に工夫が施されている。

打上げは2000年度冬期に我が国のH-IIAロケットで高度約500kmに打ち上げられ(相乗り衛星とのダブルランチ)、6か月後にREMの再突入姿勢確立後に分離し、その後、単独で2.5年のミッションを行う計画になっている(図1)。

三菱電機は宇宙機システムの主契約者及びUSERS全体

システム支援メーカーに指定されている。

2. USERS全体システムの概要

USERSのミッションは、微小重力環境中でのバルク試料の製造実験を目的とした超電導材料製造実験装置をREMに搭載し、実験終了後に、試料を実験装置ごと地上回収することと、その後も引き続き軌道に残るSEMによって宇宙機器の飛行実証を実施することとの2本立てである。SEMに搭載されるミッション機器は、低コスト、短納期、及び高性能(Cheaper, Faster, and Better: CFB)を目標に開発される宇宙機器であり、USERSプログラムに参加している各社の提案の中から5項目が選定されている。三菱電機は“先進的スターセンサシステム”を提案しており、宇宙機バス系の開発と並行して、実験装置の開発及び実験計画の検討を進めている。また、REMには、文部省宇宙科学研究所が開発する再突入環境計測装置も搭載される予定である。

USERSの運用管制系は、USEF運用管制センター(USOC)が中核となる。USOCは、USERSプロジェクトを契機に新設される予定であるが、恒久的な設備として、将来のUSEFプロジェクトにかかわる宇宙機を運用することも構想に含め、汎用化・標準化を目指して検討が進められている。USERS宇宙機が定常運用状態に入れば、国内の地球局1局のみで運用されるが、打上げ初期やREMの回収運用に際しては、海外局も併せて使用する。

REMの回収に関しては、その軌道条件(図2に一例を示す。)から、ヨーロッパ宇宙機関(ESA)の地球局の必要性が高いため、定常運用に使用する国内局に加え、ESA局や、従来、衛星の初期運用に幾度も使用されてきた米国航空宇宙局(NASA)局の中から必要な地球局を選択して使用する。

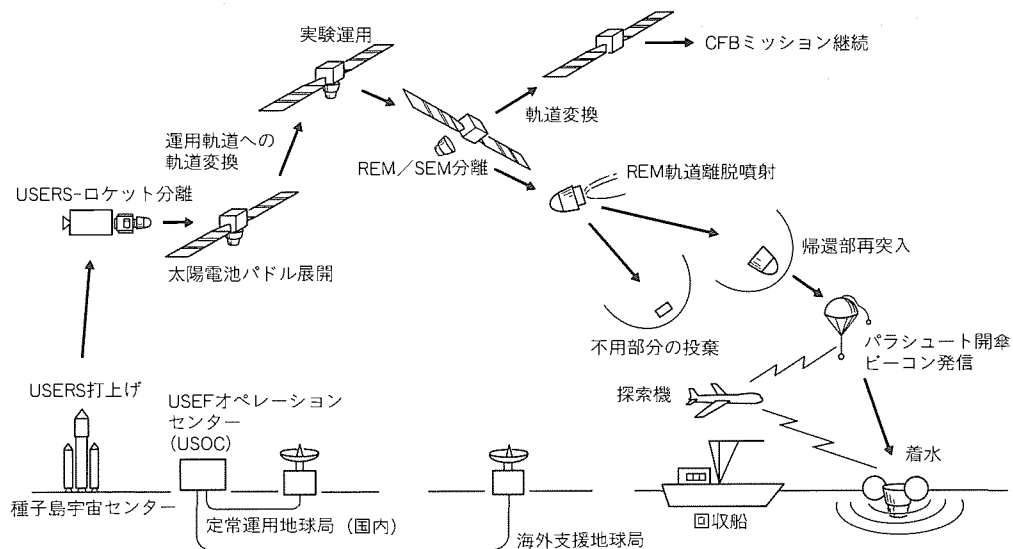


図1. USERS飛行プロフィール

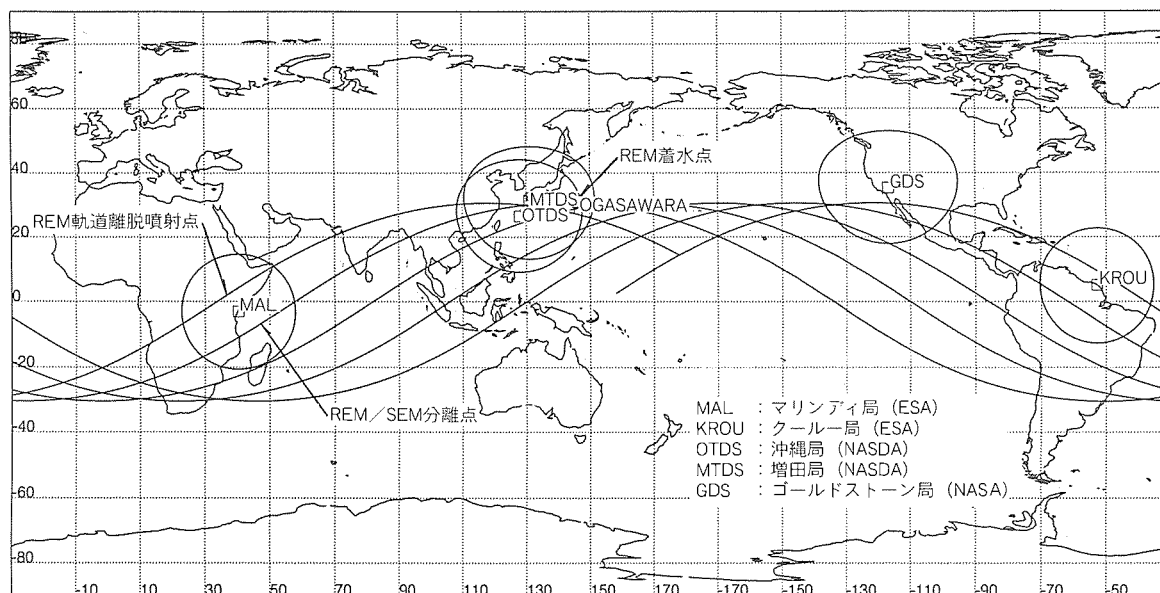


図2. REM回収時軌道のグランドトレース

表1. USERS宇宙機の主要諸元

打上げ REM回収 打上げ時質量 運用軌道 軌道上寿命 微小重力環境		2000年度冬期、H-IIAロケットで種子島宇宙センターから打上げ 打上げ後6か月までに小笠原近海の海上等で回収 1,500kg (SEM: 800kg, REM: 700kg, 高度500km投入の場合) 高度約500km, 傾斜角30.4°の円軌道 REM/SEM結合状態で6か月, SEM単独で2.5年 10 <sup>-3</sup> Gより良好 (太陽指向モード)。
SEM	ペイロード 構造熱制御系 統合化宇宙機制御系 データ処理 データレコーダ 姿勢制御 システム管理 姿勢軌道制御機器	5種類のCFBミッション (最大100kg, 200W) 中央円筒+パネル方式, 能動熱制御方式  CCSDS勧告準拠のバケットコマンド/バケットテレメトリ 半導体メモリ, 容量1Gバイト 太陽指向 (精度±1°), 地球指向, 慣性指向 (REM分離姿勢) 電力制御, ヒータ制御 慣性基準装置, 太陽センサ, 地球センサ, リアクションホイール, 磁気トルカ, GPSR
	通信系	コマンド: USB系, 最大4kbps テレメトリ: USB系/高速Sバンド系切換え, 最大256kbps
	電源系	ニッケル水素バッテリー: 50Ah, 太陽電池パドル: 2,450W発生
	推進系	ヒドラジン1液式, 1Nスラスタ及び23Nスラスタ, 推進126kg
	環境計測装置	放射線カウンタ及びドーズメータ
REM	ペイロード 姿勢制御系	超電導材料製造実験, 再突入環境計測 (合計150kg, 600W) デュアルスピン安定方式: モーメントムホイール (50Nms), 慣性基準装置
	電源系	NiCdバッテリー (SEMから分離前に充電)
	通信系	Sバンドのテレメトリ系, コマンド系を搭載
	熱防御系	アブレータ方式
	回収系	パラシュート, GPSビーコン, ARGOS発信器等
	固体ロケット 環境計測装置	軌道離脱 (RBM)×1, スピン×3, デスピン×3, タンブル×1 微小重力環境計測

点で陸上回収よりも海上回収の方が有利であると判断し、小笠原近海の公海上での回収を第一候補として検討を進めることとなっている。

### 3. 宇宙機システムの概要

USERS宇宙機システムの諸元と外観を表1及び図3に示す。SEMには800kg(うちペイロードは100kgまで)、REMには700kg(うちペイロードは150kgまで)の質量配分の下に設計が進められている。SEM宇宙機のミッション搭載能力については、SEMには700kgのREMと100kgまでのCFBミッションが搭載可能であるので、ミッション機器搭載質量は合計800kgとなり、ペイロード質量比は50%を超える。

USERS宇宙機は、図2の運用プロファイルに示すように、

H-IIAロケットは、USERS宇宙機の打上げのみでは能力が余るため、他の衛星との同時打上げになるものと想定されており、その相乗り衛星の要求との兼ね合いで、最終的な投入軌道が決定されることになる。

REMの回収については、衛星軌道上からの回収は我が国では初めての試みになるが、日本独自で回収運用を実施する前提で検討した結果、安全上の制約や総合的な費用の

SEMとREMとが機械的・電氣的に結合された状態で、H-IIAロケットによって宇宙開発事業団(NASDA)の種子島宇宙センターから打ち上げられる。定常時は、高度約500km, 軌道傾斜角約30°の円軌道上で運用されるが、ロケットによる投入軌道は、相乗り衛星の要求に左右される。このため、USERS宇宙機はヒドラジン1液式の推進系を装備しており、必要な軌道変換を自ら遂行する機能を持って

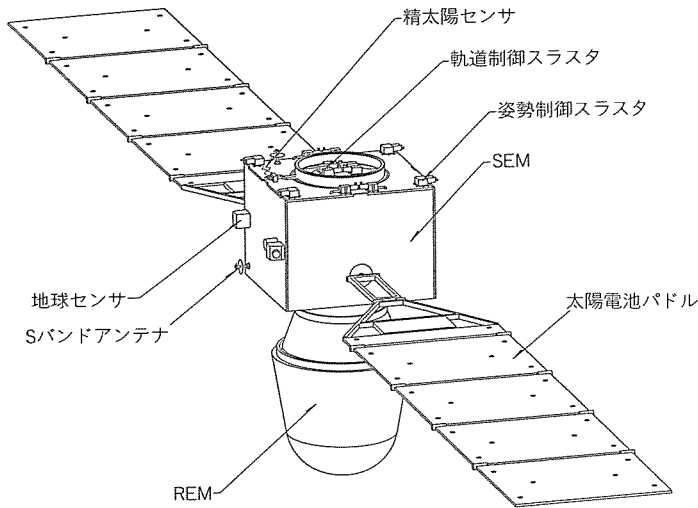


図3. USERS宇宙機の外観

いる。

定常運用に入って最初に実施する実験はREMに搭載した超電導材料製造実験であるが、REMには、回収運用時にのみ使用する機能の限定された制御系や、数時間分の電力容量のバッテリーしか搭載していないので、超電導材料製造実験を実施する際には、SEM側から直接電力を供給し、実験機器の制御やモニタに必要なテレメトリやコマンドの伝送も、SEM側を経由して行う。打上げ後数か月経過し、超電導材料製造実験が終了した時点でSEMとREMは軌道上で分離されるが、互いの姿勢に外乱を与えないように分離させることはREM回収を成功させるための最も重要な技術課題の一つであり、USERSプロジェクト成功のかぎ(鍵)となっている。

SEMとREMとが分離した後は、REMは速やかに軌道離脱モータに点火して再突入するが、SEMは引き続き宇宙実証ミッションの運用を継続する。REMの軌道上寿命は0.5年、SEMの軌道上寿命は、REMと結合している期間を含めて3年である。

REMの着地点を制御するためには軌道離脱噴射時の姿勢を一定の許容範囲に保つ必要があるが、REM自身にはスピンレートを変更する以外の姿勢制御機能がないため、SEMと結合した状態で、SEM側の姿勢制御機能によって宇宙機全体を軌道離脱噴射に必要な姿勢に向けてREMを分離することになる。

SEMについては、上記のように、REMの回収を成功に導くという技術課題の達成に加え、2000年代初頭の小型衛星(500~1,000kg級)の標準バスとして、その開発の成果を活用していくことがもう一つの重要な目標となっている。また、超電導材料製造実験の運用中は、良好な微小重力環境を実現することが要求されている。さらに、REMを軌道上で分離することにより、SEMの制御系から見れば制御対象の特性が途中から大きく変化することや、SEMの

電源系から見ても負荷特性が大きく変化すること、また、熱制御系から見ても宇宙機の熱的な形態が大きく変化することなど、従来の衛星では見られなかった、軌道上リ конфигуレーションへの対応が要求されている。

小型衛星標準バスを目指したSEMのリカリングコスト低減のためのキーとして、統合化宇宙機制御系(Integrated Spacecraft Controller: ISC)が採用されている。ISCは、従来の衛星では、データ処理系と姿勢軌道制御系に分かれていた機能を統合し、さらに、電力管理や熱制御などのシステム管理機能も追加したものであり、機能のソフトウェア化とインタフェース部分の省略とによるハードウェアの単純化・軽量化が図られている。この統合化により、次期ミッションへの適用に際して、同一設計のハードウェアを使用しながらソフトウェアの変更のみで対応することが容易になり、リカリングコストの低減が図られている。また、機能のソフトウェア化によって、試験自動化への対応も有利になっている。

USERSの通信方式には将来の標準となりつつあるCCSDS(The Consultative Committee for Space Data Systems)勧告準拠のパケットテレメトリ/コマンド方式を採用しており、統合化による自律的なシステム管理機能の実現と併せて、定常運用の省力化・低コスト化をねらっている。また、パケット方式を採用することにより、ISCとミッション機器との通信インタフェースが標準化されるので、バス部の設計変更を最小にしながら次のミッションへ適用することを可能にしている。

USERS宇宙機の通信回線には、表1に示すとおり、Sバンドの周波数帯が使用される。USERSでは、USEFが参加したプロジェクトとして先行したSFU(宇宙実験観測フリーフライヤ。文部省、科学技術庁及び通産省の3省庁共同プロジェクト。'95年3月打上げ、'96年1月スペースシャトルで回収。)と比較し、コマンド伝送で4倍、テレメトリ伝送で2倍の回線容量を持っており、今回の宇宙環境利用型のミッションのためには余裕を持った容量と言える。

USERSでは、超電導材料製造実験が大電力と良好な微小重力環境とを同時に必要とするため、太陽電池パドルを固定して太陽指向姿勢で運用する。太陽光が太陽電池搭載面に垂直に入射する姿勢であるため、太陽電池を最も効率的に使用でき、パドル駆動に伴う外乱の発生も避けることができる。また、リアクションホイールと磁気トルカによる姿勢制御によって $10^{-5}G$ 程度の微小重力環境を維持する設計となっており、前述のSFUと比較してそん(遜)色のない環境と言える。

観測ミッションや情報通信/測位ミッションでは、多くの場合、ミッション機器を地表面に向けて運用するため、

宇宙機には地球指向姿勢での運用が要求されることが多い。USERSのミッションでは、前記のとおり、定常運用中は太陽指向姿勢で運用するが、SEMの太陽電池パドル系にはパドル駆動機構を備えており、地球指向での運用中にも十分な電力が確保できる設計となっているので、姿勢制御ソフトウェアや軌道上での熱バランス等について若干の見直しを実施すれば他のミッションへの適用も容易である。実際、USERSでも、軌道制御を実施する場合や、REMを分離する際、またREM分離後の運用フェーズでは、一時的な地球指向での運用を実施することになる。

以上のように、USERS宇宙機の開発では、軌道上での宇宙機の分離や、カプセルの再突入・回収といった技術的な挑戦に加え、宇宙機のリカリングコスト低減の課題についても積極的に取り組む方針が採られている。

#### 4. 低コスト化への対応策

##### 4.1 小型衛星開発インフラの構築

USERS宇宙機システム構築は、将来の衛星システムレベルにおける宇宙産業化の一ステップであると同時に、衛星システム開発(設計、製造、試験)インフラの構築そのものがミッションの目的と考えている。衛星開発インフラを構築し、低コスト、短納期を実現できる仕組み作りが急がれる。設計フェーズでは、システム設計インフラ整備、電子データによる設計データベース構築、三次元CADの活用、機器データベース構築、外部とのインタフェース効率化に関して、ICD(インタフェース管理文書)及び、テレメトリ/コマンド調整にCALS技法がキー技術となる。試験フェーズでは、システム試験自動化設備がキー技術となる。以下に、CALS技法の適用、システム試験効率化について概要を示す。

##### (1) CALS技法によるインタフェース効率化

“宇宙産業(衛星製造産業)におけるCALSの適用”としてCALS実証実験を実施し、将来の実用システム構築に向けた礎となる活動を進めている。具体的には、

- ICD情報の電子化
- テレメトリ/コマンド情報の電子化
- 技術連絡書の電子化
- 図面情報の共有

の項目について、各情報の記述及び運用方法について標準化を試みるものである。

##### (2) 自動化設備によるシステム試験効率化

電気試験完全自動化設備は、欧米の多くのシステムメーカーでは整備済みであり、宇宙産業化を実現するためには、我が国の企業においても是非開発に着手する必要がある。

この設備の導入によって試験人員の削減及び試験期間の短縮、すなわちシステム試験のコストを低減することが可能である。具体的には、試験手順書の電子化による試験シーケンスのプログラム化を図り、同時に、試験データを一元管理することにより、試験データの評価作業の効率向上が期待される。テレメトリ/コマンドのデータベースを一元管理することによって試験品質を向上させ、設計/試験/運用を通じてのデータインタフェースを簡素化することが可能となる。自動化設備の全体構成例を図4に示す。

##### 4.2 民生部品の活用

宇宙産業の健全な成長を遂げるための衛星の低コスト化の実現手段の一つとして、産業用機器又は民生用機器に使用されている部品(以下“民生部品”という。)を宇宙用に使用することが考えられている。この考え方にはいろいろな意見があるが、民生部品の宇宙転用による利点と課題を十分に考慮して最良の部品を選定することが重要である。

##### 4.2.1 民生部品の宇宙転用の課題

宇宙用として従来から使用されている高信頼性部品に比

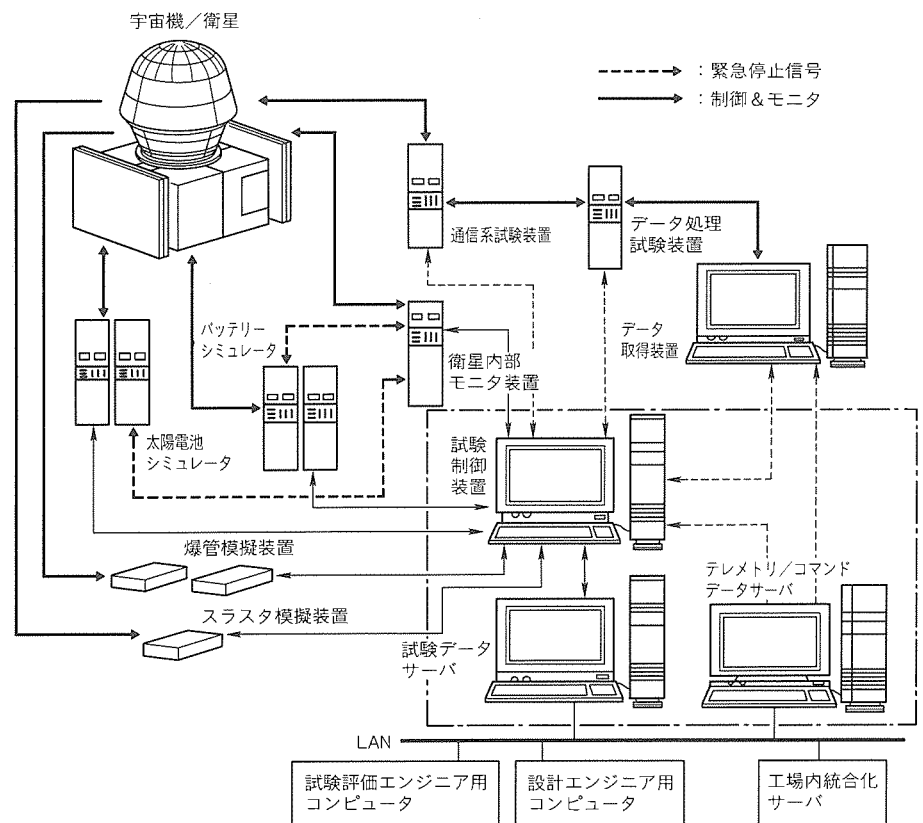


図4. 自動化試験設備の構成例

べて民生部品には次に示す特長があるが、次の(1)と(2)については課題を併せ持っている。

(1) 安価である。

高信頼性部品は民生部品に比べてロット当たりの生産量が少なく、全数スクリーニングやロット品質確認試験を適用するため、同種の民生部品の数十倍～百倍を超える価格となる。

ロット品質確認試験費用を低減するために使用部品の品種を絞り込む、つまり部品の標準化が従来から原価低減の基本に据えられてきた。

(2) 調達期間が短く、入手性に富んでいる。

民生部品は2～3か月で調達できるが、高信頼性部品は上記(1)に示した品質保証試験期間を要するため、1～1.5年の納期を要する。

(3) 最新の部品テクノロジーが採用されており、集積度が高く、高機能・高性能である。

高信頼性部品の多くは'80年代に認定されて継続生産されてきたものである。

次に、民生部品の特長が併せ持つ課題について概説する。

宇宙機器は非修理系での使用であり、高真空や宇宙放射線など民生部品の未知の環境で使用されるため、使用部品について初期故障の除去、寿命評価及び耐環境性評価のための追加試験と検査が必要とされる。この試験と検査のために応分の費用が発生し、その金額は部品の市場価格の百倍を超えることも十分考えられる。

民生部品の調達期間は短い、上記コストの課題で述べた追加試験と検査を要するために、入手してから機器に組み込むまでに相応の期間を準備しておかなければならない。また、民生部品は日進月歩の世代交代が進められていることにも注意を払わなければならない。すぐ手に入る反面、すぐ手に入らなくなる可能性があることを利用者は認識していなければならない。

#### 4.2.2 民生部品の宇宙への活用例と計画

観測衛星のセンサ機器や通信衛星の中継器などのキーパーツとして、従来から民生部品が当該機器開発のブレークスルーの役割を果たしてきた。

近年では集積度の高まったDRAMを記憶媒体としたソリッドステートデータレコーダが民生部品採用の代表機器として磁気テープ型記録・再生器にとって代わっている。これまではミッション機器への採用比重が高かった民生部品をバス機器へ拡大する動きが国内外で高まっている。USERSでは民生用CPU、DSP(Digital Signal Processor)、メモリ又はCCD(Charge-Coupled Device)などを採用した先進的なバス機器を開発して宇宙実証する計画を

進めており、その一つとして三菱電機は“先進的スターセンサシステム”を開発中である。

このシステムは、人工衛星の姿勢制御に必要な姿勢情報を得るために、従来は複数個の搭載が必要とされた地球センサや太陽センサの統合化を図るもので、センサシステムの小型・軽量化と低コスト化を実現するものである。

使用予定部品に対しては耐宇宙環境性の地上実証試験が進められるが、これまでにコバルト60を線源とした放射線試験を実施してUSERSの軌道上における積算吸収線量に適合できる部品の品種を識別した。この後、更に次に示す評価を行いながら使用部品の選定と部品の特質を考慮した機器の設計が進められる。

(1) 構造解析

内部構造、使用材料、製品の出来栄に信頼性を損なう欠陥が存在しないことを検査する。

(2) 寿命試験

故障の発生を加速する電氣的・熱的条件の下で1,000時間(計画値)の通電試験を行う。

(3) 熱的・機械的耐環境性試験

温度サイクル、熱衝撃、振動、衝撃などの耐環境性を評価する。

(4) 重粒子照射試験

CMOS系素子についてシングルイベント耐性の度合いを日本原子力研究所の設備を利用して評価する。

(5) その他

吸湿性やプリント基板への実装性などを評価する。地上実証を終えた民生部品を組み込んだ先進的スターセンサシステムは軌道上で3年間宇宙実証に供せられる。そこでセンサとしてアルゴリズムなどの機能・性能の検証に加えて実際の宇宙環境における民生部品の実力が評価される。後者の評価結果は地上実証の結果と照合され、地上における民生部品評価方法の妥当性の検証にフィードバックされる。

USERSでの民生部品の宇宙転用ミッションは、低価格、短納期、高機能衛星バス開発のための第一ステップとして重要な使命を担っている。

## 5. む す び

今後の宇宙利用は、利用コストの低減、短納期化によってますます多様化・活発化していくことが確実である。

このUSERSプログラムは、宇宙機のみならず、地上システムを含めた総合的な観点から宇宙利用の低コスト化と短納期化を達成するための第一ステップのプロジェクトであり、その重要性は極めて高い。



# 小型・低コスト衛星の開発構想

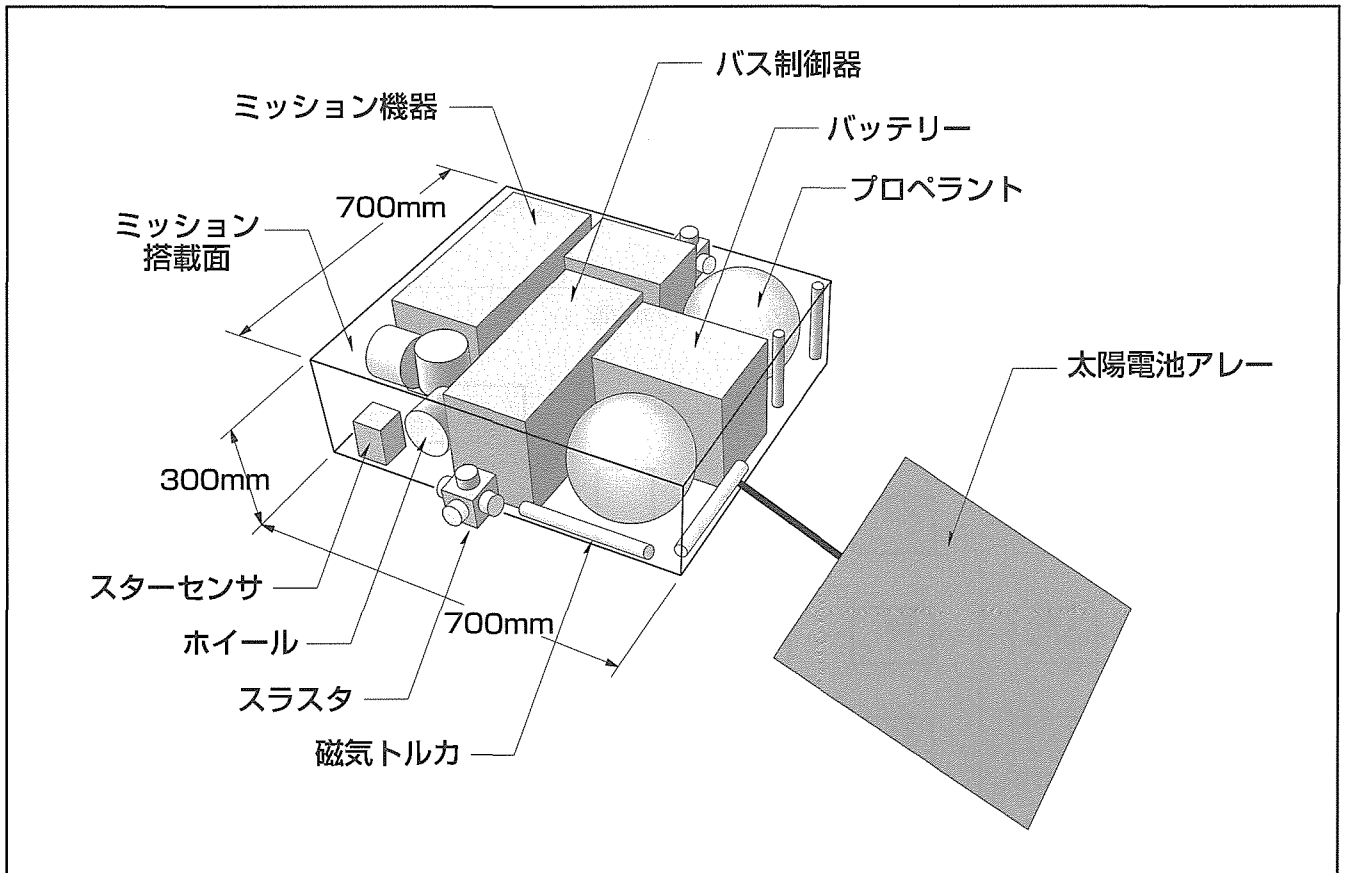
井上正夫\* 吉河章二\*\*  
 柏瀬俊夫\*  
 下地治彦\*

## 要旨

従来の衛星開発方式は、近年の多種多様化する技術要求のすべてに適用するには余りに高価なものになってしまった。低軌道に配置した多数の衛星による通信、新技術の検証、リモートセンシング、天体観測、無重力での実験など、安価ですぐ上げられる小型衛星の需要はかつてなく高まっている。

安価な小型衛星を実現するための方策として、①集中管理によるインタフェースの削減、②高機能部品の活用、③機能のソフトウェア化、④地上試験の削減等が必要となる。

ここで紹介するのは、新しい時代に向けて提案する小型化衛星と、その実現のために実施している研究開発の一部である。目標とする衛星は約100kgで、宇宙用部品だけでなく、一般産業用の高機能部品を大量に導入する。具体的には、①姿勢制御のための小型化スターセンサ、②サブシステムを統合化した衛星バス制御器、③恒星を自律的に同定する姿勢決定アルゴリズム、④信頼性を確保するための放射線対策、等について説明する。



## 小型・低コスト衛星の構成案

60kgのペイロードを搭載できる100kg級小型衛星で、衛星バスの全コンポーネントは単一のバス制御器だけで管理・制御し、インタフェースはミッションとの間にしか存在しない。衛星の姿勢は初期捕そく(捉)も含め、スターセンサだけを使って決定し、制御する。

1. ま え が き

我々は、現在、宇宙開発のターニングポイントに直面している。衛星開発に膨大な資金を投入できる時代は終わった。これからの人工衛星は、他の電子機器と同じように、市場の要求と提供できる技術のバランスで価格が定まるようになる。この事実を認識し、それに対応できなければ、もはや衛星メーカーとして存続することはできない。

パラダイムの変化は、従来の保守的な方式では高機能化する衛星を適正な価格で開発することができなくなってきたこと、又は、急速に革新されている地上世界の技術と旧態依然とした宇宙技術との隔たりが大きくなりすぎたことに起因している。このミスマッチが、新たな平衡点への移行を促す原動力になっていると考える。

宇宙技術が保守的である理由は、故障に対するコストを重視しなければならないからであった。しかし、もはやコストは故障だけに依存するものではなくなった。これからの宇宙開発では、いたずらに信頼性に腐心するのではなく、トータルコストを最小とする方向へ開発の視点を変えていくことが必要である。その試みの一つが小型・低コスト衛星である。衛星用に特別に準備された部品だけでなく、一般産業界で広く使用されている低コストの先進デバイスやソフトウェアを用いて人工衛星を凝縮する。

当社でも、小型・低コスト化衛星に関する検討と開発が進んでいる。世界中で進行している大きい変化に乗り遅れることなく、将来の市場を確保していくためである。本稿ではその一端を紹介する。

2. 開発の目標

2.1 概 要

総質量100kgで、ペイロード比率60%以上の低軌道小型衛星バスを対象とする。ここで、衛星バスとは、衛星のうちミッション装置以外のすべての部分を意味する。通常、衛星バスは次のサブシステムで構成されている。

- 構体系
- 姿勢制御系
- 通信及びデータハンドリング系
- 電源系
- 熱制御系
- 推進系

小型衛星においても、これらのサブシステムは必要である。ただ、従来の衛星では、これらのサブシステムが個別に設計されており、共通部やインタフェース部に無駄が多かった。これは処理計算機の能力が低かったこととも関係がある。また、開発を細分化したために、各部の設計余裕の総和が大きくなり、全体としてバランスの悪いシステムになりがちであった。

そこで、これらのサブシステムを制御する電子機器を一つの装置に凝縮し、インタフェースを排するとともに、設計マージンを全体で最適化して、小型・低コストを実現することを考えた。これにより、単に制御装置のみならず、構体系・電力系・熱制御系までも小さくなることが期待できる。

2.2 システム構成

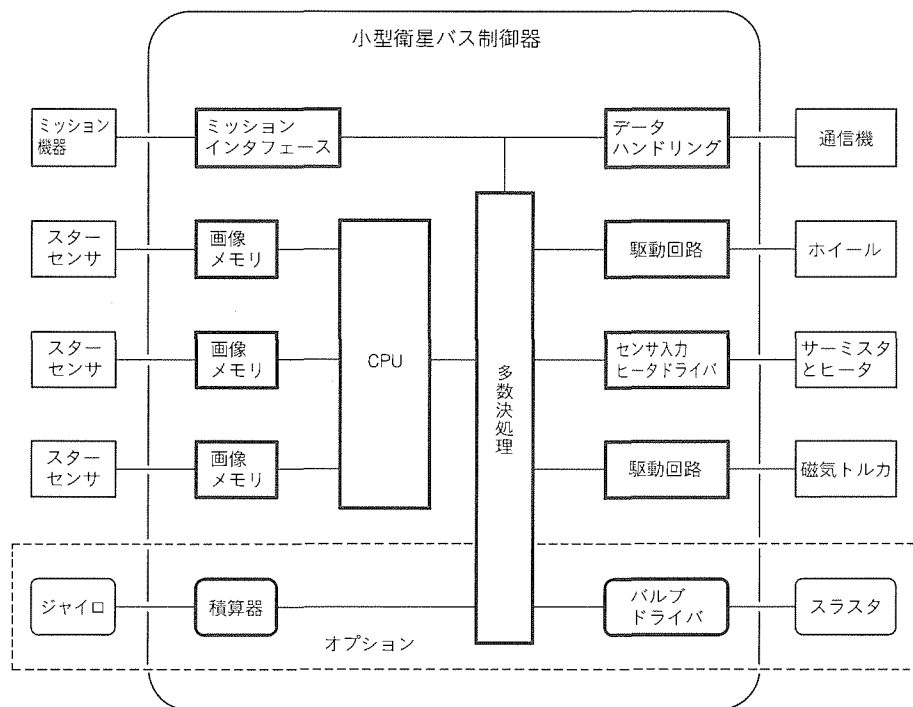


図1. 小型・低コスト衛星のシステム構成

ターゲットとすべき小型衛星として、多種多様なアイデアが提案されている。その中の一つによる衛星の概念を扉ページに示す。通信機器や観測機器等のミッションのために、約0.5m<sup>2</sup>のペイロード面をユーザーに提供する。搭載するペイロードの大きさにもよるが、通常はペガサスロケットへ2機搭載できるように、直径1mのフェアリングに収納可能な寸法である。ペイロード面の下部が衛星本体であり、この中にバスコンポーネント及びミッション機器の一部を搭載する。太陽電池は1面パネルで、太陽方向を追尾し、約50Wの電力を発生する。ミッションによっては、本体に固定したり、2面とする構成もあり得る。

システム構成を図1に示す。衛星姿勢は3台のスターセンサだけで検出し、リアクションホイールと磁気トルカで制御する。質量とじょう(擾)乱を低減させるために、ホイールの支持には能動的な磁気軸受を採用する。高精度な姿勢制御が要求されるミッションにはジャイロを、軌道制御が必要なミッションにはスラスタをオプションとして準備する。

これらすべてのサブシステムコンポーネントは、単一のバス制御器によって管理し、制御される。バス制御器の中で信頼性にクリティカルな影響を及ぼす部分には、多数決冗長の機器構成を採用する。

### 3. 開発の内容

#### 3.1 概要

前記の目標を実現するために幾つかの開発を実施しているが、それは次のような基本的な考え方に基づいている。

- 集中管理によるインタフェースの削減
- 高機能部品の活用
- 機能のソフトウェア化
- 試験の削減

以下に具体例を示す。

#### 3.2 小型化スターセンサ

光学的な姿勢基準として、太陽センサや地球センサ等が広く用いられている。しかし、今後は、対象となる天体を選ばず高精度化が容易なCCD(Charge-Coupled Device)素子を用いたスターセンサが主流になると考える。素子自身が現在急速に進歩しており、多くの分野で大量に使用されるようになれば、低コストで高い性能を入手できる。なにより小型である。

使用するCCD素子は、宇宙用に製造されたものでなく、一般の製品の中から宇宙環境に適合するものを選定する。幾つかの品種で、放射線に対して耐性のある製品を選定した。

小型・低コスト化のため、センサの信号を専用に処理する演算機能は持たず、これをバス制御装置にゆだねている。

試作機の外観を図2に示す。

#### 3.3 小型化衛星バス制御器

バス制御器は次の機能を持っている。

- スターセンサ信号処理
- 姿勢・軌道制御
- 通信及びデータハンドリング
- 熱制御
- 電力管理

これらの機能を実現するためのCPU、メモリ等の電子部品も衛星用に生産された高価な部品ではなく、通常の製品の中から宇宙環境へ適合するものを選定する。ただし、部品の品種をできる限り少なくするため、周辺回路にはFPGA(Field Programmable Gate Array)を用い、また、高性能のプロセッサを採用して機能をソフトウェアで実現し、ハードウェアを切り詰める。

バス制御器にはホイール、磁気トルカ、ヒータ等のサブシステムコンポーネントを駆動する電子回路も含まれるので、制御器とコンポーネント間にインタフェースは存在しない。

#### 3.4 自律的恒星同定

スターセンサは、対象とする恒星を同定できなければ用をなさない。スターセンサの可能性は、その処理ソフトウェアに依存するところ大である。しかし、狭い視野の中の数個の恒星像からその方位を決定するために、高精度・高分解能の光学要素が必要であるとすれば、低価格化は難しい。この制約を緩和させるために、初期捕捉時には時間をかけて観測データを処理し、同定されるべき恒星の候補を徐々に絞り込む。いったん恒星を同定できさえすれば、その後の姿勢決定は内部の恒星カタログを使って高速に継続できる。姿勢制御に必要な衛星の姿勢変化率も撮像面の処理によって得られる。

#### 3.5 宇宙環境への適合性

宇宙では、半導体は放射線によって損傷を受ける。その

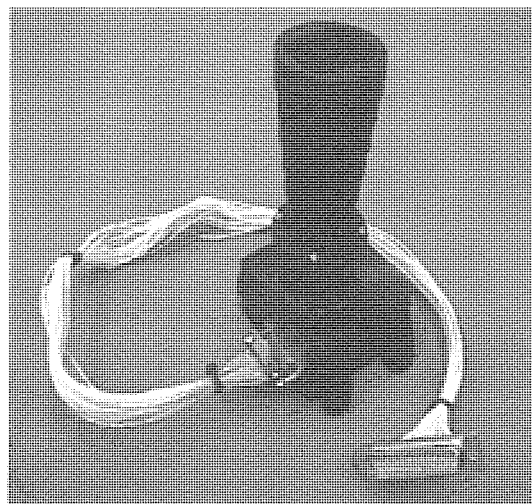


図2. 小型スターセンサの試作機

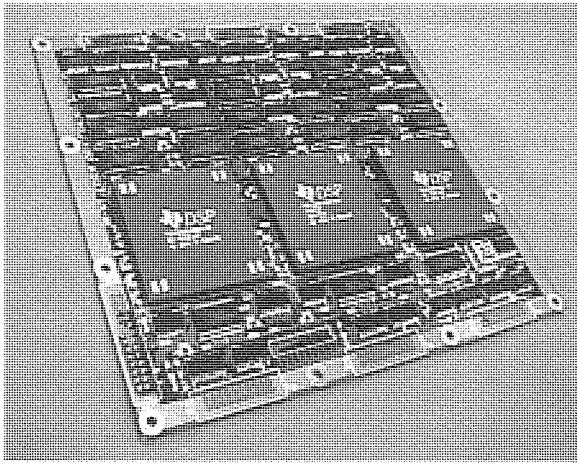


図3. 多数決冗長CPUの試作機

ため、通常は問題にならずデータもない素子の特性に留意する必要がある。放射線によって発生する不具合として、Total Doseによる劣化とSEU(Single Event Upset: 重粒子の衝突による一時的なデータ化け)がある。前者は素子の耐性とシールドによって対処できるが、後者はシールドが効かず、地上試験も困難で費用がかかる。そこで、SEUに対しては系の冗長度を高めることによって対処する。図3は三つのCPUを用い、処理結果の多数決を採ることによって、SEUが発生してもシステムへ影響を及ぼさないように設計された回路基板の試作機である。

Total Doseによる故障を防ぐため、CCD素子、CPU、

メモリ等の電子部品に放射線照射試験を実施した。その結果、数は少なくなるものの、シールドがなくてもある程度の耐性を持つ素子が存在することが確認できた。

#### 4. 実証計画

(財)無人宇宙実験システム研究開発機構の指導を得、以上のシステムの可能性を実証することを目的として、前述のスターセンサと処理装置を衛星USERS(Unmanned Space Experiment and Return System)に搭載して試験・評価する計画を進めている。この処理装置は、3台のスターセンサヘッドと多数決冗長構成のオンボード計算機で構成される。この計画において、スターセンサを基準とした姿勢決定機能を実証し、これらを小型衛星バスの制御用機器として完成させる。並行して、構体、電源、通信等のサブシステムについても検討を進めている。

#### 5. むすび

人工衛星はこれまで国家や一部の大企業のものであった。いつの日か、車や計算機と同じように、人工衛星も個人で所有できる程度の一般的な商品になるであろう。現在は正にその過渡期である。

我々はそのような時代が来ることを信じて、小型・低コスト衛星のあるべき姿を模索している。本稿では、その中から研究開発の一端を紹介した。

# 人工衛星のアンテナ駆動における 適応型姿勢制御方式

山田克彦\* 吉河章二\*\*\*  
宮崎景太\*\* 藤原勇一\*  
米地寛夫\*\* 首藤泰雄\*

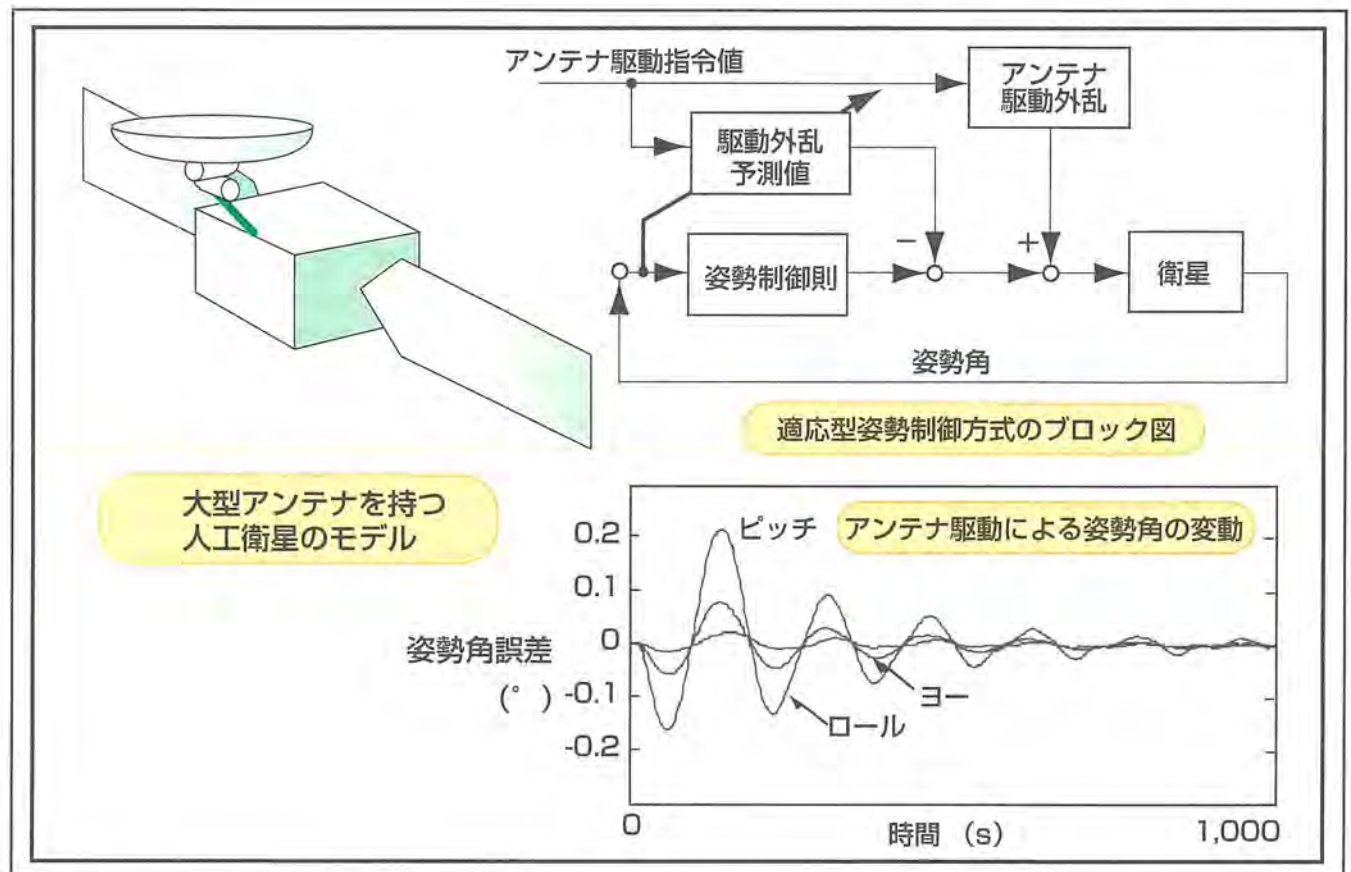
## 要旨

データ中継衛星や高性能センサを搭載した観測衛星には、大型かつ可動型の衛星間通信用アンテナが搭載される。このアンテナを駆動すると衛星本体に対して外乱が作用するので、姿勢精度を保つためには、この外乱をキャンセルする必要がある。この場合、通常、ホイールによるフィードフォワード補償が用いられるが、アンテナ駆動に伴う外乱量を数学モデルに基づいて求めることになるので、モデルが誤差を含む場合には、その誤差の分だけキャンセルされない外乱を生じてしまう。

本稿で述べる適応型姿勢制御方式は、フィードフォワード補償の持つこの問題点を克服することを目的としたもので、モデル化誤差がある場合には姿勢変動が現れる

ことを利用してモデル化誤差を補正するようにしたものである。具体的には、アンテナの運動に伴う外乱角運動量が、慣性モーメントなどの未知パラメータに対して線形に表されることを利用してパラメータ推定を行う。この適応型姿勢制御方式は、通常のフィードフォワード補償を持つ姿勢制御則にパラメータ推定則を付加した形になっており、簡単な構成でありながら、モデル化誤差に伴う姿勢変動量をアンテナ駆動を繰り返しながら効果的に低減することができる。

この方式を大型アンテナを持つ人工衛星に適用した場合の制御系の設計方法と数値シミュレーション例を示す。



## 適応型姿勢制御方式の概念図

この制御方式は大型アンテナを持つ人工衛星のアンテナ駆動時の姿勢変動を抑えることを目的としたもので、姿勢誤差から駆動外乱予測値を修正してフィードフォワード補償精度を改善する。その結果、アンテナ駆動を繰り返すにつれて姿勢角誤差は徐々に減少していく。

1. ま え が き

データ中継衛星や高性能センサを搭載した観測衛星には、図1に示すように、大型かつ可動型の衛星間通信用アンテナが搭載される。このアンテナを駆動すると衛星本体に対して外乱トルク(外乱角運動量)が作用するので、姿勢精度を保つためには、この外乱をキャンセルする必要がある。この場合、通常用いられるのはホイールによるフィードフォワード補償である。すなわち、運動方程式に基づいてアンテナ駆動に伴う外乱を計算し、その外乱をキャンセルするようにアンテナ駆動と同時にホイールも駆動する。この方法は、姿勢制御系のフィードバックゲインを高めることなく姿勢変動を抑えることができる優れた方法である。ただし、この方法にも問題があり、アンテナ駆動に伴う外乱量を運動方程式(数学モデル)に基づいて求めることになるので、モデルが誤差を含む場合には、その誤差の分だけキャンセルされない外乱を生じてしまう。

本稿で述べる適応型姿勢制御方式は、フィードフォワード補償の持つこの問題点を克服することを目的としている。この方式では、モデル化誤差がある場合に誤差が姿勢変動となって現れることを利用して、逆にモデル化誤差を補正するようにしている。以下では、この方式を図1に示す人工衛星に適用した場合の制御系の設計方法と数値シミュレーション例を示す。

なおこの適応型姿勢制御方式は、モデルに含まれる未知パラメータを姿勢変動量から推定することになり、一種のパラメータ推定方式とみなすことができる。パラメータ推定には軌道上で推定するオンライン推定と、データを地上まで転送して行うオフライン推定の2種類があるが、適応型姿勢制御方式はオンライン推定に属する。この推定方式はオフライン推定と比較して次のようなメリットがある。

(1) オンライン推定では姿勢誤差のフィードバックによってパラメータの値は真値に漸近することになるが、その際パラメータ推定に必要なものは質量マトリックスの正定性(これは常に満たされる。)だけで、質量マトリックスの値

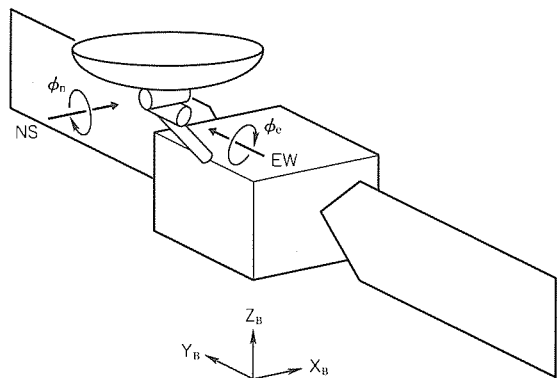


図1. 大型アンテナを搭載する人工衛星のモデル

そのものは必要としない。

一方、オフラインパラメータ推定では、質量マトリックスの値の精度やセンサ/アクチュエータの精度がパラメータ推定精度に影響を及ぼす。したがって、オンラインパラメータ推定の方がパラメータ推定精度が良く、結果的にアンテナ駆動時の姿勢精度がより向上する。

(2) オンラインパラメータ推定では推定パラメータは自動的に更新され、地上はそのモニタを行う程度でよく、パラメータ推定系の構成が簡単になる。

2. アンテナ駆動外乱のモデル

まず図1に示す人工衛星を例にとってアンテナ駆動時の外乱のモデルを導出し、それに基づいて適応型姿勢制御方式の原理を述べる。

ホイールの角運動量も含めた人工衛星全体の質量中心回りの角運動量保存則は次式で表される。ただし、後述のパラメータ推定則が働く間はスラスタによる外力は作用せず、角運動量は一定に保たれるものとする。

$$M\dot{\theta} + m\dot{\phi} + w = 0 \quad \dots\dots\dots (1)$$

ただし上式において、

$\theta = (\theta_x, \theta_y, \theta_z)$  : 人工衛星の姿勢角(ロール, ピッチ, ヨー)

$\phi = (\phi_e, \phi_n)$  : アンテナ回転角(EW, NS)

$w = (w_x, w_y, w_z)$  : ホイール角運動量(ロール, ピッチ, ヨー)

この式において  $m\dot{\phi}$  の項はアンテナの運動によって発生する角運動量の項であり、衛星の姿勢角  $\theta$  に対する外乱角運動量となる。ここで  $m$  は  $3 \times 2$  マトリックスとなるが、その具体的な成分  $m_{ij}$  は次のように求められる。なお、この  $m_{ij}$  を求める上では、衛星全体の質量中心位置を位置の一般化座標にとって並進と回転の運動方程式を分離し、衛星本体の並進運動の影響を取り除いている。

$$\left. \begin{aligned} m_{11} &= \mu r_{2z} (r_{1z} + r_{2z} \cos \phi_n) \sin \phi_e \sin \phi_n \\ &\quad + (i_{ay} - i_{az}) \sin \phi_e \sin \phi_n \cos \phi_n \\ m_{12} &= \mu r_{2z} (r_{1z} \cos \phi_e \cos \phi_n + r_{2z} \cos \phi_e \\ &\quad + l_z \cos \phi_n) + i_{ax} \cos \phi_e \\ m_{21} &= \mu (r_{1z} + r_{2z} \cos \phi_n) \\ &\quad \times (r_{1z} + r_{2z} \cos \phi_n + l_x \sin \phi_e + l_z \cos \phi_e) \\ &\quad + i_{ay} \cos^2 \phi_n + i_{az} \sin^2 \phi_n \\ m_{22} &= \mu r_{2z} (l_x \cos \phi_e - l_z \sin \phi_e) \sin \phi_n \\ m_{31} &= \mu r_{2z} (r_{1z} + r_{2z} \cos \phi_n) \cos \phi_e \sin \phi_n \\ &\quad + (i_{ay} - i_{az}) \cos \phi_e \sin \phi_n \cos \phi_n \\ m_{32} &= -\mu r_{2z} (r_{1z} \sin \phi_e \cos \phi_n + r_{2z} \sin \phi_e \\ &\quad + l_x \cos \phi_n) - i_{ax} \sin \phi_e \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (2)$$

上式で用いている記号は次のとおりである。

$m_a$  : アンテナ質量(副反射鏡を含む)



- $i_{ax}, i_{ay}, i_{az}$  : アンテナ慣性モーメント(副反射鏡を含む。)
- $m_b$  : 衛星本体質量
- $\mu$  : 換算質量( $\mu = m_a m_b / (m_a + m_b)$ )
- $l_x, l_z$  : 衛星本体質量中心からアンテナ駆動機構(APM)EW軸を指すベクトルの $x, z$ 成分(機体座標系)
- $r_{1x}, r_{1z}$  : APM EW軸からAPM NS軸を指すベクトルの $x, z$ 成分(機体座標系,  $\phi_e = 0$ とする。)
- $r_{2x}, r_{2z}$  : APM NS軸からアンテナ質量中心を指すベクトルの $x, z$ 成分(機体座標系,  $\phi_e = \phi_n = 0$ とする。)

$$\left. \begin{aligned} \alpha_1 &= \mu r_{2z} (l_z + r_{1z} + r_{2z}) + i_{ax} \\ \alpha_2 &= \mu (r_{1z} + r_{2z}) (l_z + r_{1z} + r_{2z}) + i_{ay} \\ \alpha_3 &= \mu l_x (r_{1z} + r_{2z}) \\ \alpha_4 &= \mu l_x r_{2z} \\ \alpha_5 &= \mu r_{2z} (r_{1z} + r_{2z}) + i_{ay} - i_{az} \\ \alpha_6 &= -\mu l_x r_{2z} \\ \alpha_7 &= -\mu r_{2z} (r_{1z} + r_{2z}) - i_{ax} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (6)$$

### 3. 適応型姿勢制御方式の概要

#### 3.1 パラメータ推定則の構成

まず $\alpha$ の推定値を $\hat{\alpha}$ として次のような姿勢制御則を考える。ただし、ホイールに対する角運動量指令値を $w$ とする。

$$w = -Y\hat{\alpha} + K_p\theta + K_i\xi, \quad \xi = \int \theta dt \quad \dots\dots\dots (7)$$

ここで $K_p, K_i$ は制御ゲインを示す。この制御則はPD(ホイール角運動量に対してはPI)制御則にフィードフォワード制御則を付加したもので、通常アンテナ駆動時の姿勢制御則として用いられているものである。 $w$ はホイール角運動量指令値であり、ホイールに局所的なフィードバックを施すことによってホイール角運動量を指令値として与えることができる。また式(7)のように $w$ を求めた上で、これを擬似微分してホイールにトルク指令値として与えることもできる。いずれの場合にも、ホイールではほぼ指令値どおりの角運動量を実現することができる。さて、この姿勢制御則において $\hat{\alpha}$ を時変と考えて、次の形のパラメータ推定則を付加する。

$$\dot{\hat{\alpha}} = -PY^T\theta \quad \dots\dots\dots (8)$$

ここで $P$ は正定対称な推定ゲインマトリックスである。このパラメータ推定則は地上のマニピュレータに対する適応制御則<sup>(4)</sup>を応用したものであるが、式(1)のような角運動量保存則に基づいているので、より簡単な形になっている。式(7)で表される通常姿勢制御則に式(8)のパラメータ推定則を付加したものが、ここで提案する適応型姿勢制御方式である。この制御則の安定性は次のLyapunov関数で調べることができる。

$$V = \frac{1}{2} \{ \theta^T M \theta + \xi^T K_i \xi + (\alpha - \hat{\alpha})^T P^{-1} (\alpha - \hat{\alpha}) \} \quad \dots\dots\dots (9)$$

この $V$ をLyapunov関数とみなすためには衛星の質量マトリックス $M$ が正定マトリックスである必要があるが、この条件は物理的に常に満たされている。この $V$ を上式の制御則の下に時間微分をとって、式(1), (3), (7), (8)を代入すると次式が得られる。ただし、衛星全体の質量 $M$ は一定とみなす。

$$\dot{V} = -\theta^T K_p \theta \leq 0 \quad \dots\dots\dots (10)$$

上式が正にはならないことから、この制御則が安定であり、姿勢角が0に収束することが分かる(厳密には $M$ はア

この式を基にオンラインパラメータ推定則を構成することもできるが、推定アルゴリズムの実装性を考慮して次の仮定をおくことにしよう。

$$\sin \phi_e \approx \phi_e, \sin \phi_n \approx \phi_n, \cos \phi_e \approx 1, \cos \phi_n \approx 1 \quad \dots (3)$$

図1に示すような人工衛星の場合ではアンテナ回転角 $\phi_e$ 及び $\phi_n$ は比較的小さいので、このような仮定をおいても十分な外乱補償性能が得られる。ただし、この仮定は本稿で述べる適応型姿勢制御方式にとって必要なものではなく、アンテナ回転角が大きい場合にも式が少し複雑になるだけで、以下に述べる適応型姿勢制御方式はそのまま有効である。さて、式(3)の仮定の下に外乱角運動量 $-m\dot{\phi}$ は簡単に求めることができるが、 $m\dot{\phi}$ の形から明らかなように、この項はアンテナ回転角と回転角速度だけで構成される項と、それ以外の一定パラメータに分離することができる。これを次のように表す。

$$m\dot{\phi} = Y\alpha \quad \dots\dots\dots (4)$$

ここで $Y$ はアンテナ角度及び角速度からなるマトリックスであり、アンテナ回転角指令値からほぼ知ることのできる既知マトリックスである。一方、 $\alpha$ は衛星やアンテナの質量、質量中心位置、慣性モーメントなどに依存するパラメータベクトルであり、完全に値が分かっているわけではないが、一定値とみなすことができるものである。

オンラインパラメータ推定の基本原理は、上式に示すようにアンテナの外乱角運動量が未知のパラメータベクトル $\alpha$ に対して線形となる性質を利用して、簡単な推定則で $\alpha$ の推定値に修正を加え、推定値の真値への収束を図るというものである。

式(2)に対して式(3)の近似を行うと $\alpha$ は七つの成分を持つことになり、 $Y$ は $3 \times 7$ マトリックスとなる。具体的には次のように表される。

$$Y = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_n & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \dot{\phi}_e & \phi_e \dot{\phi}_e & \phi_n \dot{\phi}_n & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \phi_n \dot{\phi}_e & \dot{\phi}_n & \phi_e \dot{\phi}_n \end{bmatrix} \quad \dots\dots (5)$$

アンテナ回転角 $\phi$ の関数となるので、姿勢角 $\theta$ が収束することをいうには $\dot{V}$ の連続性を述べる必要がある<sup>(2)</sup>。しかし実際には $M$ の $\phi$ に依存して変動する項は $M$ に対してさほど大きくはならないので、上記の議論が近似的に成り立つ。すなわち、通常のフィードフォワード付きの姿勢制御則の式(7)に簡単なパラメータ推定則の式(8)を付加するだけで、パラメータ推定誤差が存在する場合にも姿勢誤差を0に近づけることができる。また、パラメータ推定値 $\hat{\alpha}$ の漸近的な振る舞いを解析することによって、 $\hat{\alpha}$ が真値 $\alpha$ に漸近することを示すこともできる<sup>(2)</sup>。

この制御則をブロック線図の形で図2に示す。図に示すように、この制御方式はパラメータ推定則によって $\hat{\alpha}$ が変動する点を除けば通常の姿勢制御則と同じである。なお、パラメータ推定則としては $\alpha$ の全成分を用いる必要はなく、特に影響の大きなものだけを選んでおけばよい。図1の例では、パラメータ推定則の式(8)において、 $\hat{\alpha}$ は7成分を持つベクトル、 $Y$ は $7 \times 3$ マトリクスとなる。ところが、 $\hat{\alpha}$ の成分のうち、実際にオンラインパラメータ推定の結果として値が有効に変化するのは、 $\phi$ 、 $\dot{\phi}$ を微小量とすれば、式(5)の $Y$ の $\phi_e$ 又は $\dot{\phi}_n$ の項(アンテナ駆動角速度)と関係する成分だけで、そのほかの $\phi_e \phi_e$ 、 $\dot{\phi}_n \dot{\phi}_n$ 、 $\phi_e \dot{\phi}_n$ 、 $\dot{\phi}_n \phi_e$ の項と関係する成分は2次の微小量と関係することになるため、その値はほとんど変化しない。すなわち図1の例では、 $\hat{\alpha}_1$ 、 $\hat{\alpha}_2$ 、 $\hat{\alpha}_6$ の3成分だけがパラメータ推定則の推定パラメータとして有効なものとなる。このことは $\hat{\alpha}_1$ 、 $\hat{\alpha}_2$ 、 $\hat{\alpha}_6$ によって決まる分が外乱角運動量として支配的であることも意味している。したがって、実効的には $\hat{\alpha}_1$ 、 $\hat{\alpha}_2$ 、 $\hat{\alpha}_6$ を真値に漸近させることが重要であり、 $\hat{\alpha}$ の他の成分については初期の推定値を用いることにすれば、パラメータ推定則の式(8)を更に簡単化することができる。

### 3.2 適応型姿勢制御方式の性質

このパラメータ推定則では、姿勢角誤差 $\theta$ をフィードバックすることになるので、姿勢制御系に対して間接的に影響を与えることになる。ここではこの影響について簡単に検討しよう。パラメータ推定則の式(8)から $\hat{\alpha}$ は次のように表すことができる。ただし、 $\hat{\alpha}$ の初期値を $\hat{\alpha}_0$ とおく。

$$\hat{\alpha} = \hat{\alpha}_0 - \int PY^T \theta dt \dots\dots\dots (11)$$

この結果を姿勢制御則の式(7)に代入すると、次式が得られる。

$$w = -Y\hat{\alpha}_0 + K_p \theta + \int (K_i + YPY^T) \theta dt \dots\dots\dots (12)$$

すなわちこの適応型姿勢制御方式では、姿勢制御則に変位の積分ゲインが付け加わることになる。したがって姿勢制御系の安定余裕も若干変化することになるが、マトリクス $Y$ はアンテナ駆動指令値からその大きさが制限されているので、それに応じてパラメータ推定ゲイン $P$ を設定すれば安定余裕が問題になることはない。推定ゲイン $P$ の大きさを小さくすればパラメータ推定には時間がかかることになるが、逆に、このパラメータ推定則は、未知パラメータを姿勢制御系の時定数で決まる時間よりもゆっくりと推定することで、姿勢制御系の安定性に悪影響を与えることなく、徐々に姿勢精度を改善していくものということができる。

また、この推定則によってパラメータが推定された後は、パラメータ推定則を切って通常の姿勢制御則に戻しても未知パラメータは真値に漸近しているため、姿勢制御精度の改善効果は持続する。未知パラメータの推定に要する時間はアンテナ駆動パターンによっても変化するが、数値計算例からは高々30分程度であると考えられる。すなわち、アンテナ運用の初期にわずかな時間オンラインパラメータ推定を行うことで、アンテナ駆動時の姿勢制御精度の改善が可能になる。

### 4. 数値シミュレーションによる評価

適応型姿勢制御方式の効果を確認するために、図1の例でアンテナ駆動シミュレーションを行う。アンテナを $-10^\circ$ から $10^\circ$ までスルーした後再び $-10^\circ$ までスルーするのを1回のアンテナ駆動とし、この駆動を繰り返して各回の衛星の姿勢角誤差(絶対値最大の値)及び推定パラメータの値がどう変化するかを調べる。各回のスルー時のアンテナ駆動角速度はNS軸、EW軸とも図3のように設定する。ま

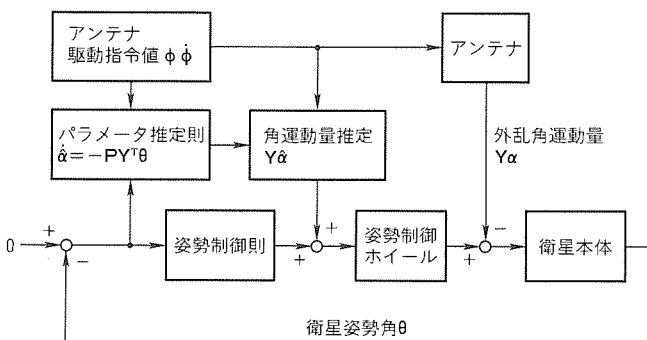


図2. 適応型姿勢制御方式のブロック図

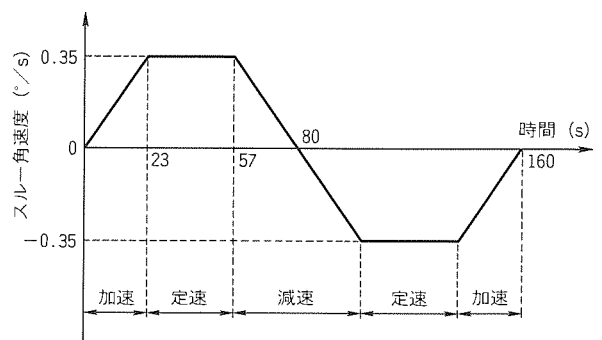


図3. 1回のアンテナ駆動における駆動角速度パターン

た、このシミュレーションにおいて用いた数学モデルのパラメータの値を表1に示す。

まず適応型姿勢制御方式を用いずに未知パラメータの推定値 $\hat{\alpha}$ 一定でアンテナ駆動を行ったときの、 $\hat{\alpha}$ の精度と駆動時の最大姿勢角誤差(絶対値)との関係を図4に示す。この図の横軸は $\hat{\alpha}$ の精度を表しており、

$$\hat{\alpha} = (\text{横軸の値}) \times \alpha (\text{真値})$$

と設定することを意味している。この図に示すように $\hat{\alpha}$ の精度が良ければフィードフォワード制御はうまく働くが、 $\hat{\alpha}$ の精度が悪くなると、特に慣性モーメントの小さなピッチ軸回りに大きな姿勢角誤差が生じる。

これに対して、以下に適応型姿勢制御方式を適用した場合の結果を示す。まず、このアンテナ駆動を10回行ったときの各回ごとの最大姿勢角誤差(絶対値)の変化を図5に示す。ただしここでは、未知パラメータの推定値 $\hat{\alpha}$ の初期値を、真値の80%の場合と真値の120%の場合の2通りにとっている。図5から明らかのようにアンテナ駆動を5~6回繰り返すことで、仮に初期に大きなパラメータ推定誤差

表1. 図1の人工衛星のモデルにおけるパラメータの値

項目	記号	数値
衛星本体質量 (kg)	$m_b$	1,050
衛星慣性モーメント (kg・m <sup>2</sup> )	$i_{bx}$	5,400
	$i_{by}$	1,600
	$i_{bz}$	5,400
アンテナ質量 (kg)	$m_a$	155
アンテナ慣性モーメント (kg・m <sup>2</sup> )	$i_{ax}$	90
	$i_{ay}$	90
	$i_{az}$	90
アンテナ取付位置 (m)	$l_x$	-1.55
	$l_z$	2.25
	$r_{1x}$	0
	$r_{1z}$	0.16
	$r_{2x}$	0
	$r_{2z}$	0.3

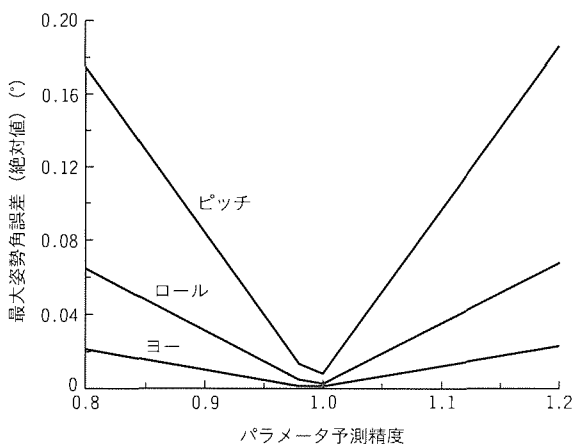


図4. パラメータ精度と最大姿勢角誤差の関係

があっても、最終的には最大姿勢角誤差を0.02°以内に抑えられる。

また、主に外乱角運動量の推定に寄与する三つの推定パラメータ $\hat{\alpha}_1$ ,  $\hat{\alpha}_2$ ,  $\hat{\alpha}_6$ の各回ごとの変化(各アンテナ駆動の終了時点での値)を図6に示す。この図はいずれも推定パ

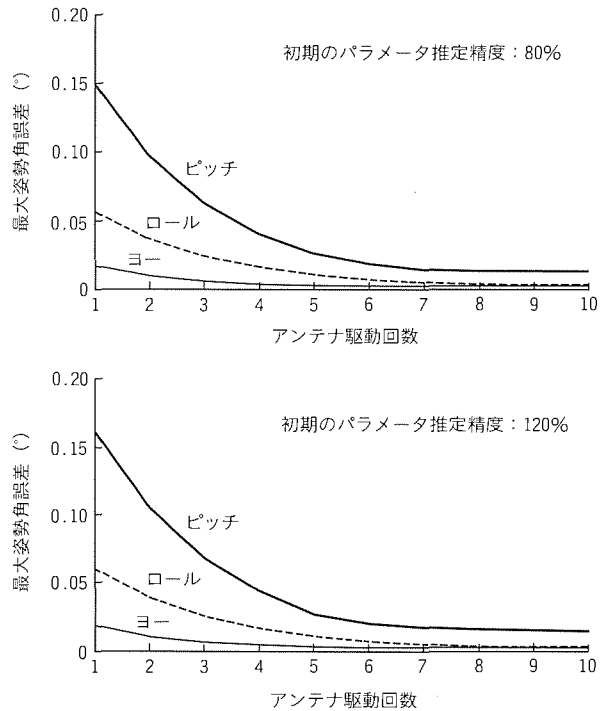


図5. アンテナ駆動回数と各回ごとの最大姿勢角誤差の関係

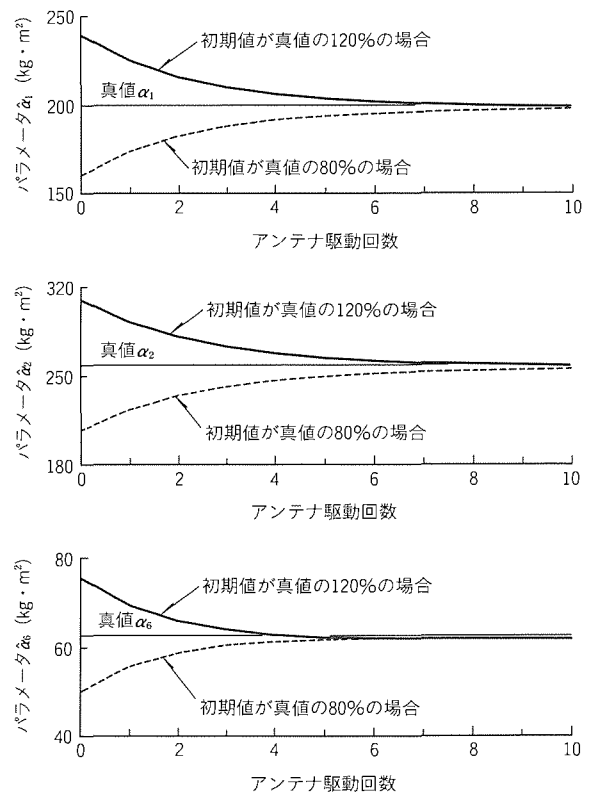
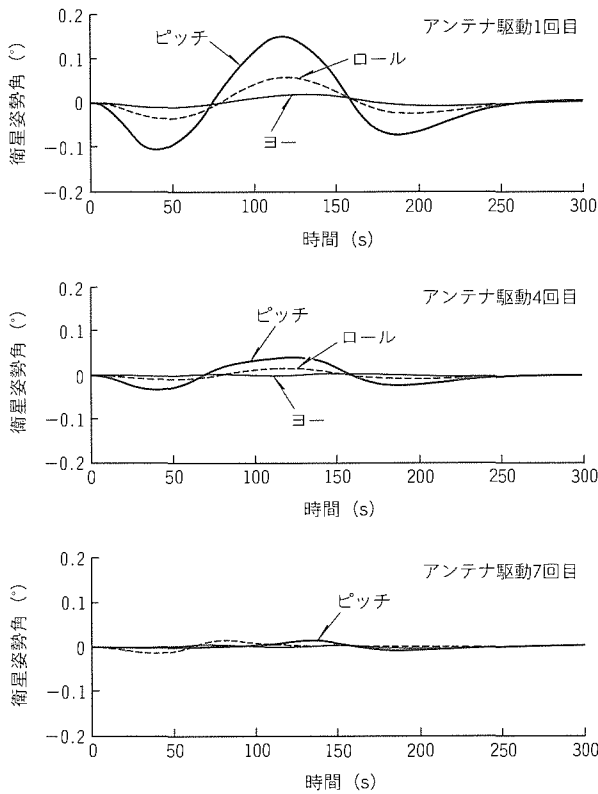
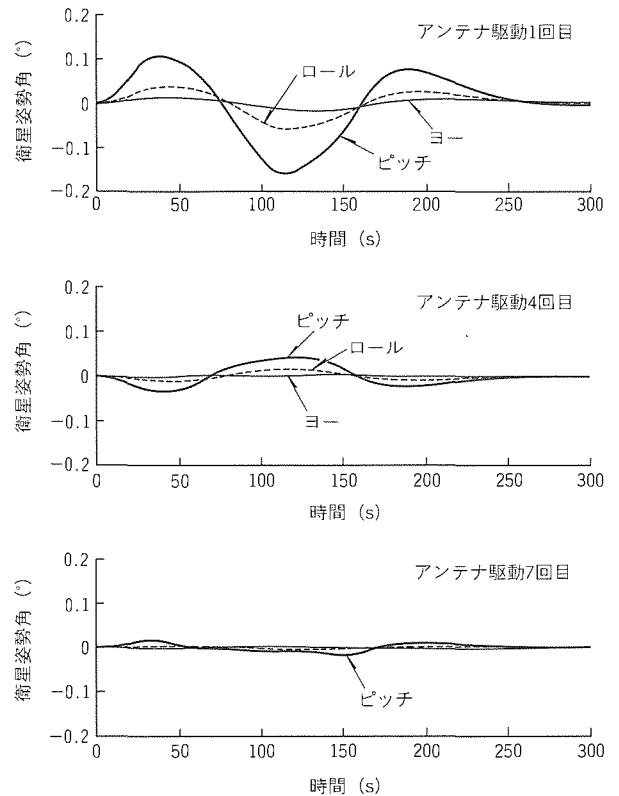


図6. アンテナ駆動回数と各回ごとの推定パラメータ値の関係



(a) 推定パラメータの初期値が真値の80%



(b) 推定パラメータの初期値が真値の120%

図7. アンテナ駆動1回目、4回目、7回目の衛星姿勢角の変動

ラメータの初期値が真値の80%の場合と120%の場合の両方を示している。図では直線でパラメータの真値を示しているが、この図から、推定パラメータの初期値が真値より小さな場合にも大きな場合にも、最終的には真値の±1%程度の値に収束することが分かる。

図7に、推定パラメータの初期値が80%と120%の各場合について、1回目、4回目、7回目のアンテナ駆動における姿勢角変動を示す。図5に示したように、アンテナ駆動を重ねるごとに推定パラメータの推定精度は向上しているので、速やかにアンテナ駆動の外乱角運動量をホイールで吸収できるようになり、姿勢精度は向上している。

### 5. むすび

以上、大型アンテナを持つ人工衛星において、アンテナ駆動時の姿勢外乱を低減する適応型姿勢制御方式について検討した。

その特長は次のようにまとめることができる。

(1) この方式では、通常の姿勢制御則に簡単なオンライン

パラメータ推定則を付加するだけでパラメータ推定精度を高めることができ、アンテナを高速にスルーする際にも衛星の姿勢角精度を保つことができる。したがって、アンテナスルー時間を最大限に短縮することが可能になる。

(2) このパラメータ推定は運用の初期に数回程度アンテナを駆動すれば行うことができ、推定パラメータの値として真値に近いものが得られているので、パラメータ推定後にオンラインパラメータ推定則を切っても、アンテナ駆動時の衛星姿勢角誤差を抑えることができる。

### 参考文献

- (1) Slotine, J.-J.E., Li, W.: Applied Nonlinear Control, 392~416, Prentice-Hall (1991)
- (2) Yamada, K., Yoshikawa, S.: Adaptive Attitude Control for an Artificial Satellite with Mobile Bodies, AIAA J.Guidance, Control, and Dynamics, 19, No.4, 948~953 (1996)

# N-STAR搭載Ka帯アンテナ及び ビーム形成回路

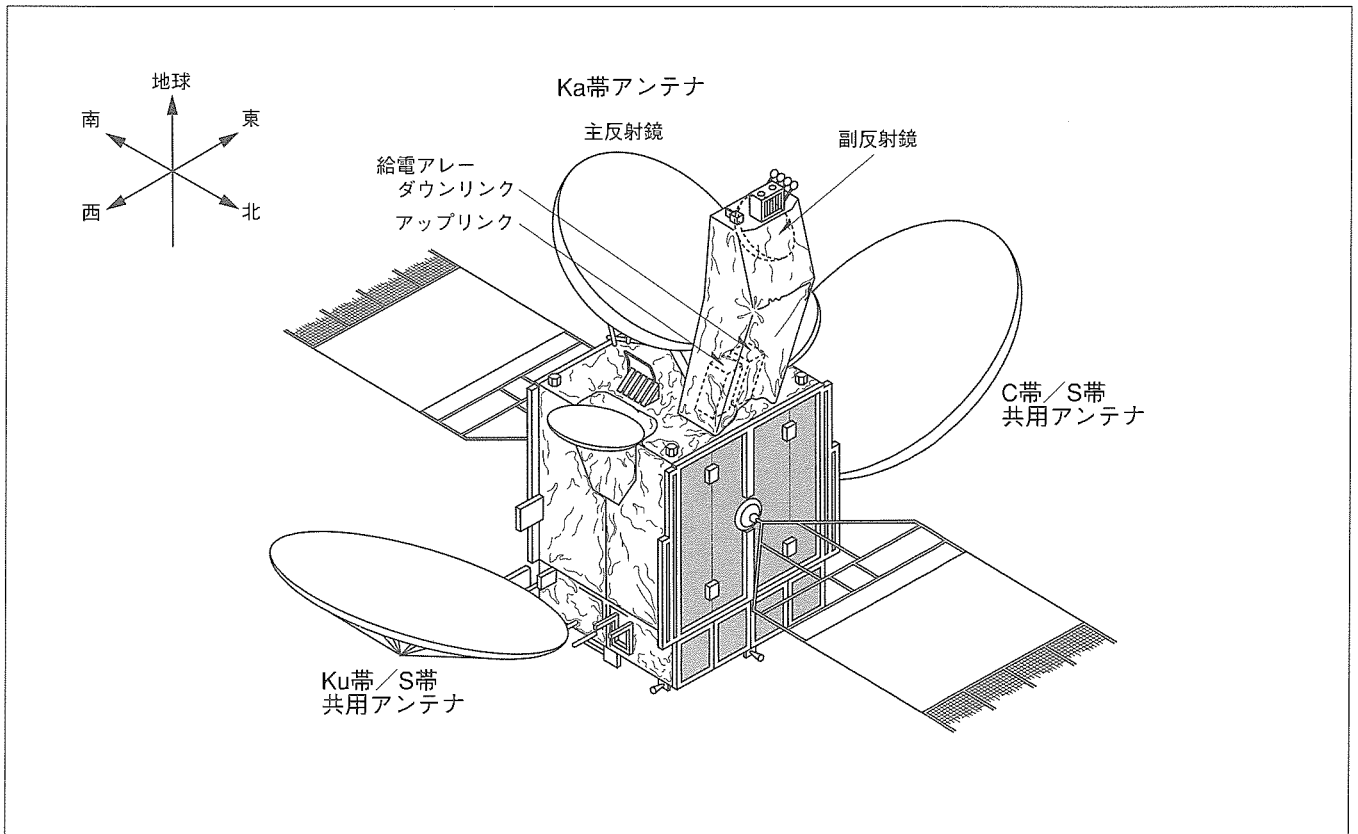
板波隆雄\* 大橋英征\*\*  
上野健治\* 小林右治\*\*\*  
内藤 出\*\* 宮脇克介\*

## 要 旨

N-STARは、NTTグループが国内衛星通信を目的に運用する通信衛星で、CS-3の後継機である。1995年8月にa号機、'96年2月にb号機の打上げに成功した。N-STARは、CS-3から継承するKa帯とC帯のサービスに加え、今後の移動体・マルチメディア通信に対応した、S帯マルチビーム、Ku帯、Ka帯マルチビームのサービスを提供する多機能な衛星である。さらに、異なる周波数帯間を接続し、弾力的・多目的な運用ができるクロスストラップ機能を備えていることも特長である。これらの多彩なサービスを実

現する通信用搭載アンテナは、Ka帯アンテナ、Ku帯/S帯共用アンテナ、C帯/S帯共用アンテナの3台で、それぞれ複数の周波数帯での共用化を図っている。

三菱電機は、これらのアンテナのうち、Ka帯アンテナを受注し、開発した。このアンテナは、曲面状周波数選択鏡面を適用した副反射鏡とマルチモードBFNを適用したビーム形成回路とに特長がある。アップリンク(30GHz帯)/ダウンリンク(20GHz帯)を共用し、それぞれでマルチビーム/成形ビームの共用を実現した多機能なアンテナである。



## N-STARのアンテナ構成

N-STARには、Ka帯アンテナ、Ku帯/S帯共用アンテナ、C帯/S帯共用アンテナが搭載され、多彩な通信サービスが提供される。Ka帯アンテナは、アップリンク(30GHz帯)/ダウンリンク(20GHz帯)、マルチビーム/成形ビーム共用の多機能アンテナである。

1. ま え が き

N-STAR<sup>(1)-(4)</sup>は、NTTグループが運用する国内向け商用通信衛星で、CS-3の後継機に当たる衛星である。日本電信電話(株)(NTT)が初めて“非研究開発衛星の調達手続き”を適用し、米国の衛星製造メーカーであるスペースシステムズロラール(SS/L)社から自主調達したものである。N-STARにはa号機、b号機の二つの衛星があり、a号機は'95年8月に東経132°の静止軌道へ、b号機は'96年2月に東経136°の静止軌道へ、それぞれ、アリアンロケットによって南米ギアナから打ち上げられた。軌道上試験による機能性能の確認を経て、現在、運用に入っている。

N-STARは、全長約27m、重さ約2t、設計寿命10年以上の、既存の静止衛星では最大級の衛星である。搭載する中継器は、従来のCS-3のサービスを継承するC帯(6/4GHz帯)、Ka帯(30/20GHz帯)の成形ビーム用中継器に加え、S帯(2.6/2.5GHz帯)、Ku帯(14/12GHz帯)、及びKa帯マルチビームの中継器が搭載されている。N-STARで新たに搭載された中継器は、S帯は移動体通信、Ku帯はISDNや災害対策など、Ka帯マルチビームは高速・広帯域な災害対策・マルチメディア通信等に利用される。また、このような異なる周波数帯の中継器を衛星上で接続し、弾力的・多目的に運用できるクロスストラップ機能を持っていることも、N-STARの大きな特長の一つである。N-STARには、これらの多様なサービスを実現するため、C帯/S帯(アップリンク)共用アンテナ、Ku帯/S帯(ダウンリンク)共用アンテナ、Ka帯アンテナの合計3台の通信用アンテナが搭載されている。これらの通信用搭載アンテナのうちKa帯アンテナ<sup>(5)</sup>は、N-STARの主契約者であるSS/L社から三菱電機が受注して開発したものである。

このアンテナは、ホーンアレーで給電する開口径2.2mのオフセットグレゴリアン形式で、衛星の地球指向面に搭載される。このアンテナ1台で、従来の成形ビームに加えて、マルチビームも放射できる多機能なアンテナであることが特長である。多様なビームを実現するため、曲面状周波数選択鏡面(FSR)を副反射鏡に適用して30GHz帯(アップリンク)と20GHz帯(ダウンリンク)とを空間で分波し、給電アレーをアップリンク/ダウンリンクで独立としている。また、給電アレーを成形ビームとマルチビームとで共用しており、マルチビームにおいては、すき(隙)間なく日本全土をカバーするため、各ビームを複数のホーンで形成する一方、隣接ビーム間でホーンを

共用している。

本稿では、このような多様な機能を持つKa帯アンテナとその給電回路について概観し、主要な技術開発成果について述べる。

2. アンテナの構成

Ka帯アンテナの外観を図1に示す。開口径2.2mのアレー給電オフセットグレゴリアン形式のアンテナで、副反射鏡及び角すい(錐)ホーンからなる給電アレーは、タワーの中に納められている。主反射鏡-副反射鏡間の電波の通路を遮らないよう、タワーには窓が設けられている。

アンテナの主要諸元を表1に示す。日本全土(含沖縄)をアップリンク(30GHz帯)8ビーム、ダウンリンク(20GHz帯)3ビームでカバーするマルチビーム、及び日本本土(主要四島)をアップリンク、ダウンリンク各々1ビームでカバーする成形ビームの、合計13のビームをアンテナ1台で

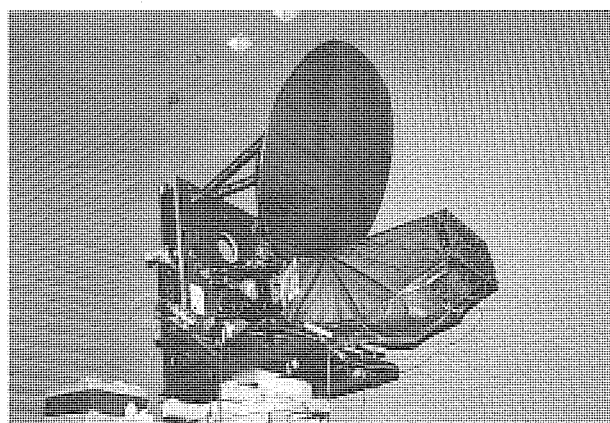


図1. Ka帯アンテナの外観

表1. Ka帯アンテナの主要諸元

	アップリンク		ダウンリンク	
	マルチビーム	成形ビーム	マルチビーム	成形ビーム
ビーム数	8	1	3	1
周波数	30GHz帯		20GHz帯	
偏波	LHCP		RHCP	
アンテナ形式	φ2.2mオフセットグレゴリアン			

表2. Ka帯アンテナのビームの周波数配置

アップリンク (30GHz帯)									
ビーム	マルチビーム								成形ビーム
	#1	#2	#3	#4	#5	#6	#7	#8	
周波数	f1	f2	f3	f4	f1	f2	f3	f4	27.0~28.2GHz
28.3~30.4GHz									
ダウンリンク (20GHz帯)									
ビーム	マルチビーム			成形ビーム					
	#1	#2	#3						
周波数	f5	f6	f7	17.8~18.4GHz					
18.5~20.1GHz									



放射する多機能なアンテナである。各ビームの周波数配置を表2に、マルチビームのカバレッジを図2に示す。アップリンクのマルチビームでは、4ビームごと(例えば、#1と#5)に周波数を再利用するため、十分なサイドローブアイソレーションが実現されている。なお、ダウンリンクのマルチビームでは、周波数再利用は行われない。

このような多様なビームの実現のために、このアンテナでは、副反射鏡に曲面FSRを適用してアップリンクとダウンリンクとを空間で分波している。このため、給電アレーをアップリンクとダウンリンクとで分離し、独立したものとすることができる。副反射鏡の外観を図3に示す。副反射鏡は、前面を曲面FSR、後面をソリッド鏡面とした二重構造となっている。

前面の曲面FSRは、表皮をクォーツファイバ強化プラスチック(QFRP)とし、コアをノメックスハニカムとするサンドイッチ板の表面に、約16,000の共振素子をフォトエッチングによって作成した構成となっている。アップリン

クの周波数帯(30GHz帯)を透過し、ダウンリンクの周波数帯(20GHz帯)を反射するように設計されている。Ka帯アンテナでは円偏波を用いることから、FSRの共振素子には偏波依存性の小さい二重リングを用いている。

後面のソリッド鏡面は、表皮をカーボンファイバ強化プラスチック(CFRP)、コアをアルミハニカムとするサンドイッチ板で構成され、鏡面の周囲に設けられたリブで、前面の曲面FSRと接続されている。

この副反射鏡を用いた空間での分波の概念を図4に示す。副反射鏡の曲面形状は、曲面FSR、ソリッド鏡面とも回転楕円面(楕円面)で、一方の焦点を共にパラボラ主反射鏡の焦点と一致させる一方、他方の給電アレー側の焦点を曲面FSRとソリッド鏡面とでずらした構成としている。このため、アップリンク/ダウンリンクの給電アレーを独立に分離して配置することが可能となった。

アップリンク/ダウンリンク独立の給電アレーは、いずれも、マルチビームと成形ビームとで共用する。給電アレー

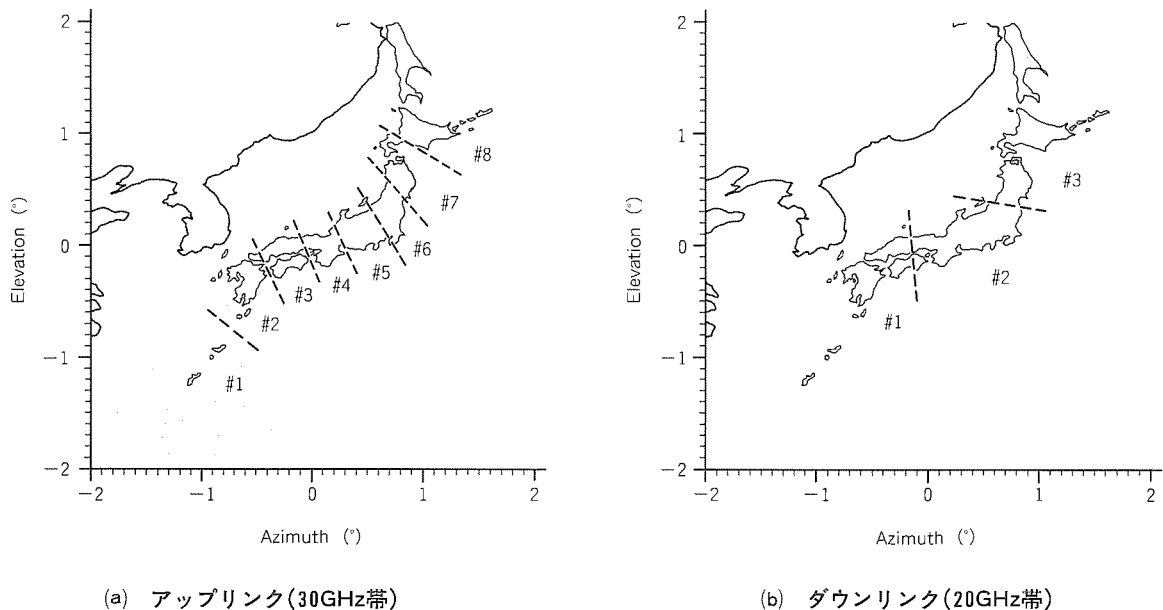


図2. マルチビームのカバレッジ

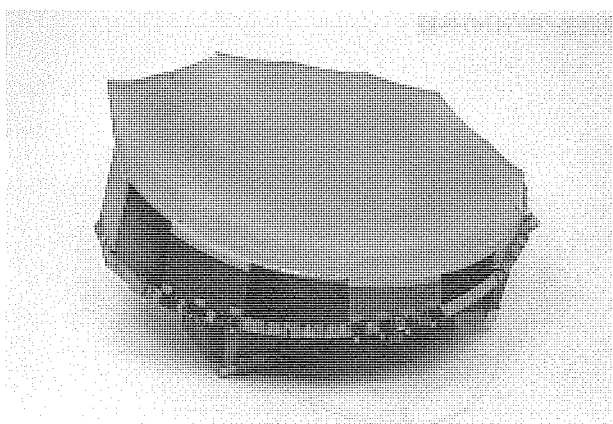


図3. 副反射鏡の外観

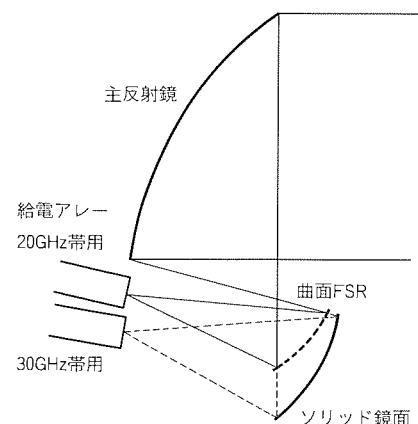


図4. FSRを用いた副反射鏡による空間での分波の概念

一と、これに電波を分配するビーム形成回路(BFN)の外観を図5に示す。給電アレーは、アップリンク26ホーン、ダウンリンク14ホーンの角錐ホーンで構成される。各ホーンは、導波管で構成されたBFNを介して励振される。マルチビームでは、日本全土を隙間なくカバーするために、各ビームの形成に複数のホーンを使用する一方、隣接ビーム間でホーンを共用している。このため、マルチビーム用BFNには、共用ホーンへの励振電力をマルチモードBFN<sup>(6)</sup>を用いて分配している。また、成形ビームに関しては、マルチビーム用BFNの途中に設けた分波器によってマルチビームと成形ビームとの分波を行い、成形ビーム用BFNで合成する構成としている。

このほか、このアンテナでは、マルチビームの鋭いビームに対応した高指向精度を実現するため、副反射鏡駆動方式のアンテナ自動追尾制御系を備えている。このため、アップリンク用BFNには、大分及び札幌のビーコン局追尾のための2個のRFセンサ用給電回路も備えている。

### 3. 主要な要素技術の開発

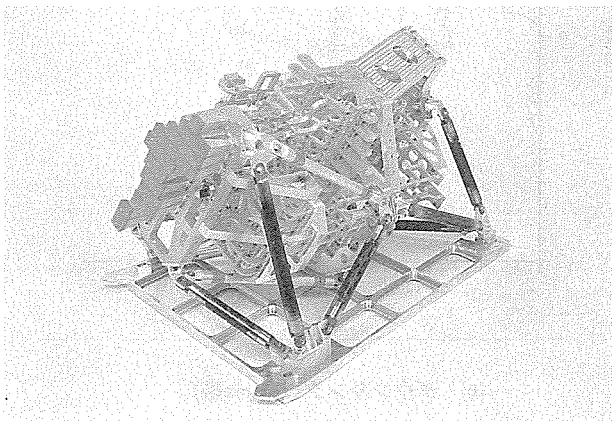
Ka帯アンテナの多様な機能の実現のためには、幾つかの要素技術の開発が必要となった。ここでは、それらのうちの主要なものである曲面状周波数選択鏡面(曲面FSR)

の共振素子配列法<sup>(7)</sup>、及びビーム形成回路(BFN)の設計法<sup>(9)</sup>について述べる。

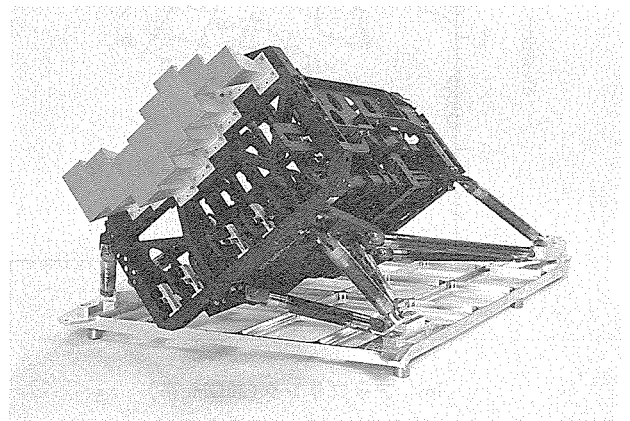
#### 3.1 曲面状周波数選択鏡面(曲面FSR)の共振素子配列法<sup>(7)</sup>

周波数選択鏡面(FSR)は、同一形状の金属パッチなどの共振素子を周期的に配列したもので、多周波数帯共用アンテナの分波器として実用されている。これらのFSRは平面のものが大部分であるが、FSRを曲面で構成することができれば、鏡面構成、一次放射器の配置等のアンテナ構成の自由度が増す利点がある。一般にFSRでは、共振素子の形状とともに、その配列の周期性が重要である。ところが、一般の曲面上にFSRの共振素子を配列する場合、完全に周期的に配列するのは困難である。曲面FSRの実用例としてVoyager搭載用S/Xアンテナ<sup>(8)</sup>の報告があるが、これは、平面FSRに熱を加えて押し曲げて製作したものであるため、共振素子の配列周期が不明確である。したがって、近似的にでも周期性を考慮して解析的に共振素子配列を決定できれば、曲面FSRを製作する上でも有効である。

今回、Ka帯アンテナに適用する曲面FSRを開発するに当たって、平面上で周期配列された共振素子を曲面上に写像することによって、近似的にその周期性を保存する共振



(a) アップリンク(30GHz帯)



(b) ダウンリンク(20GHz帯)

図5. 給電アレーとビーム形成回路(BFN)の外観

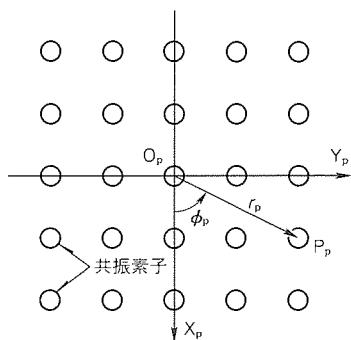


図6. 平面FSRの共振素子配列

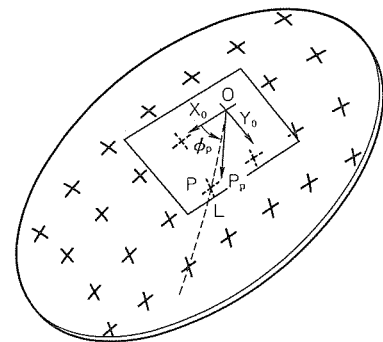


図7. 曲面上のFSR共振素子配列

素子配列法を開発した。曲面FSRの設計は、まず、所望の反射・透過特性を実現する平面FSRを従来の手順で設計し、次に、得られた平面FSRの共振素子を今回開発した共振素子配列法を用いて曲面上に写像することによって行う。この配列法を適用することによって、解析的に曲面上の素子配列を決定できるので、素子配列の不確かさがなく一意に曲面FSRを設計できる。

開発した共振素子配列法を以下に示す。

- (1) 図6の直角座標系 $X_p, Y_p$ 上に配列された平面FSRの共振素子を考える。任意の共振素子 $P_p$ の位置を極座標 $r_p, \phi_p$ で表す。この平面FSRの各共振素子を曲面上に写像するものとする。
- (2) 図7に示すように、曲面上の定点Oを原点とし、点Oにおける接平面上に適当な直角座標 $X_0, Y_0$ を定める。
- (3)  $X_0$ 軸から角度 $\phi_p$ の方向に接する測地線Lを求める。
- (4) 測地線L上で、 $OP=r_p$ となる曲面上の位置Pに共振素子を配列する。
- (5) 以下、上記の(3)と(4)を繰り返して、平面FSRの各共振素子を平面上に写像する。

### 3.2 ビーム形成回路(BFN)の設計<sup>(9)</sup>

給電アレーはアップリンクとダウンリンクとで分離されており、それぞれ独立したBFNを介して励振され、多様なビームを形成する。表2に示されているように、アップ

リンク(30GHz帯)では8本(周波数再利用2回)のマルチビームと1本の成形ビームが、ダウンリンク(20GHz帯)では3本(周波数再利用なし)のマルチビームと1本の成形ビームが形成される。マルチビームでは、日本全土を隙間なくカバーするために、各ビームを複数のホーンを用いて形成し、かつ、隣接するビーム間で一部のホーンを共用する。さらに、マルチビームと成形ビームとで給電アレーを共用する構成が要求される。

このような機能を実現するBFNのブロック図を図8に示す。図(a)に示したアップリンク用BFNでは、マルチビームに関して、8本のビームを26本の給電用ホーンで実現する構成となっている。#1ビームを除く7本のビームに対応するホーンの多くは、複数の入出力端子を持つマルチモードBFN<sup>(6)</sup>を介して隣接する2本のビームで共用される。また、成形ビームに関しては、マルチビーム用BFNの途中に設けた分波器によってマルチビームと成形ビームとの分波を行い、成形ビーム用BFNで合成する構成とし、給電アレーのマルチビームとの共用化を実現している。図(b)に示すダウンリンク用BFNも同様の構成である。

マルチビーム用BFNは、マルチモードBFNを介して隣接ビーム間でつながっている。このため、通常の場合とは異なり、各ビームごとに独立に励振係数を設計できず、BFNの構成に対応して給電アレー励振係数を設計する必

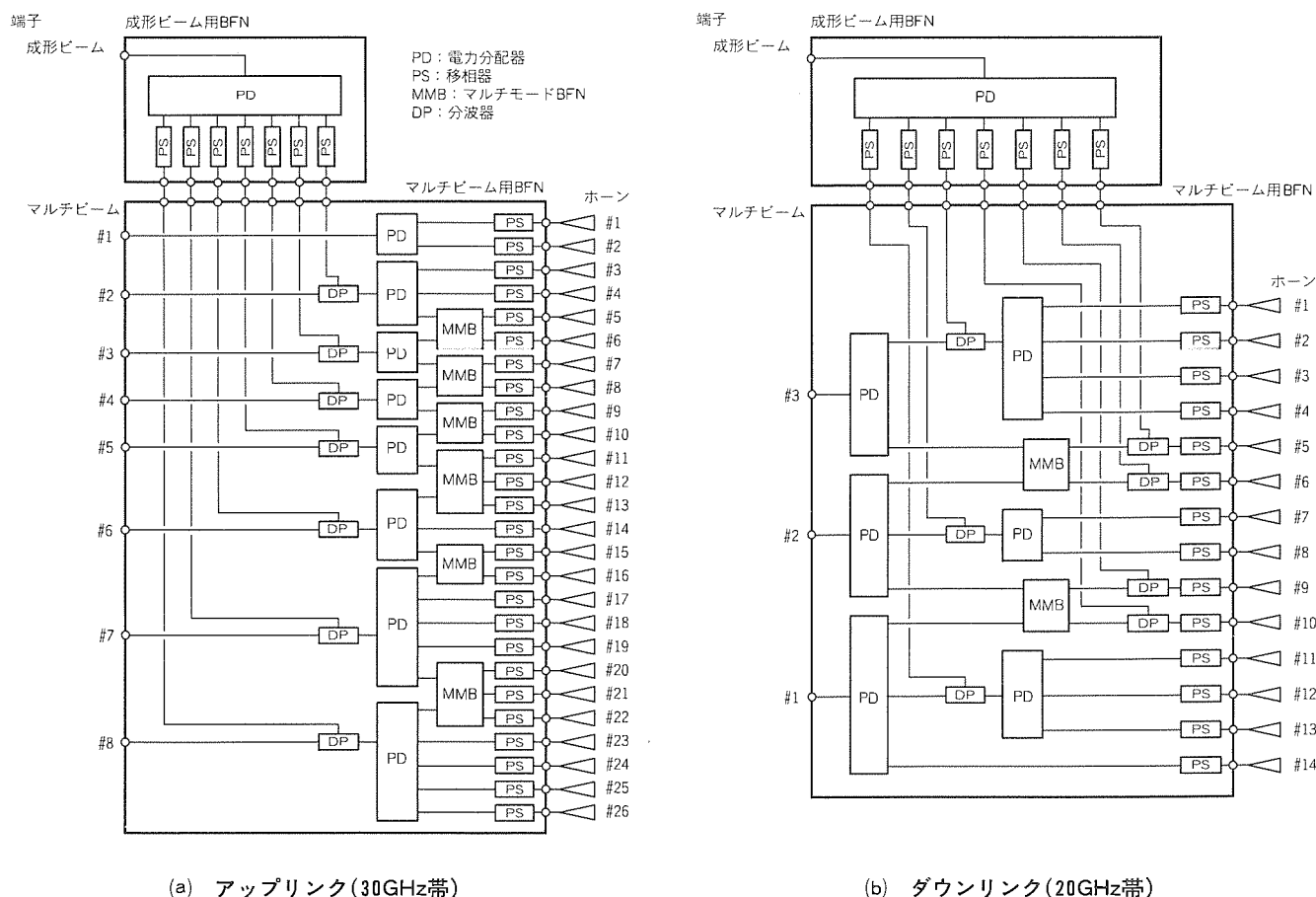


図8. ビーム形成回路(BFN)のブロック図

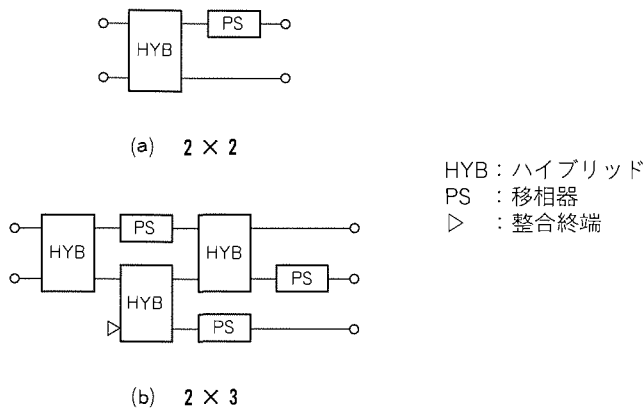


図9. マルチモードBFNのブロック図

要がある。マルチモードBFNのブロック図を図9に示す。マルチモードBFNは、ハイブリッドと移相器とで構成され、各出力端子で得られる振幅と位相は、励振する入力端子に応じて異なる値となる。この振幅と位相は、ハイブリッドの結合度と移相器の移相量で決まり、各入力端子ごとに独立に設定することはできない。したがって、マルチビーム用BFN全体の設計に当たっては、設計パラメータとして、各ビームごとに独立な電力分配器の分配比と各ホーンに直結された移相器の移相量に加えて、マルチモードBFNを構成するハイブリッドの結合量と移相器の移相量とをとり、マルチモードBFNを介して接続されたすべてのビームに関してこれらの設計パラメータを同時に決定する必要がある。なお、設計パラメータの決定には非線形最適化手法を用い、カバレッジ内最低利得を上げ、アイソレーションが必要な領域がある場合には、この利得を下げるように目的関数を設定している。

成形ビーム用BFNは、マルチビーム用BFNの途中に設けた分波器を介して各ホーンを励振する。したがって、分波器へ入力する電波の励振係数を設計し、これを実現するように成形ビーム用BFNを設計すればよい。このためには、分波器の入力端子からホーンまでの特性を知る必要があるが、表2に示したように、マルチビームと成形ビームとでは周波数が異なる。したがって、分波器やマルチビーム用BFNの、成形ビームの周波数での特性を知る必要がある。ここでは、これらのハードウェア構成に基づいて等価回路を作成し、計算によってこれらの特性を求めた。なお、分波器入力端子での励振係数の設計には、マルチビームの場合と同様、非線形最適化手法を適用している。

#### 4. む す び

N-STAR搭載Ka帯アンテナとそのビーム形成回路について述べた。このアンテナは、アレー給電グレゴリアン形

式で、アップリンク(30GHz帯)でマルチビーム8ビームと成形ビーム1ビーム、ダウンリンク(20GHz帯)でマルチビーム3ビームと成形ビーム1ビーム、合計13種類のビームを放射する多機能なアンテナである。また、このような多機能なアンテナ実現のために開発した要素技術のうち、曲面FSRの共振素子配列法、及びビーム形成回路の設計法について述べた。

このアンテナの設計・開発に当たり、御指導・御協力いただいた関係各位に深謝する。

#### 参 考 文 献

- (1) Nakagawa, K., Minomo, M., Tanaka, M., Itanami, T: N-STAR; Communication Satellite for Japanese Domestic Use, 14th AIAA International Communications Satellite Systems Conference, AIAA-94-1078-CP, 1129 ~ 1134 (1994)
- (2) 中川一夫, 林 邦宏, 田中将義: マルチメディア衛星通信を支える衛星技術 N-STARの概要, NTT技術ジャーナル, 7, No. 7, 45~51 (1995)
- (3) 向井 正, 山崎吉晴, 林 邦宏, 瀬川 純: N-STAR本格運用に向けて, NTT技術ジャーナル, 8, No. 7, 106~108 (1996)
- (4) 中川一夫: 最近の衛星搭載システム技術, 信学誌, 79, No. 4, 356~363 (1996)
- (5) 板波隆雄, 上野健治, 野口龍宏, 内藤 出, 水溜仁士, 小林右治: N-STAR搭載用Ka帯通信用アンテナの開発, 信学'94秋大, B-134 (1994)
- (6) Patenaude, E., Amyotte, E., Ilott, P., Menard, F., Gupta, S., Mok, C.: MSAT L-band Antenna Subsystems, 14th AIAA International Communications Satellite Systems Conference, AIAA-94-0984-CP, 559~567 (1994)
- (7) 板波隆雄, 上野健治, 本間信一, 野口龍宏, 牧野滋, 石田修己: 曲面FSRにおける共振素子の配列法, 信学'91秋大, B-25 (1991)
- (8) Stonier, R.A.: Development of a Low Expansion, Composite Antenna Subreflector with a Frequency Selective Surface, 9th National SAMPE Technical Conference., 9 (1977)
- (9) 板波隆雄, 牧野 滋, 内藤 出, 大橋英征, 野口龍宏, 水溜仁士, 小林右治: N-STAR搭載Ka帯アンテナにおけるビーム形成回路の設計, 信学'94秋大, B-70 (1994)

# 商用衛星用太陽電池パネルの量産化

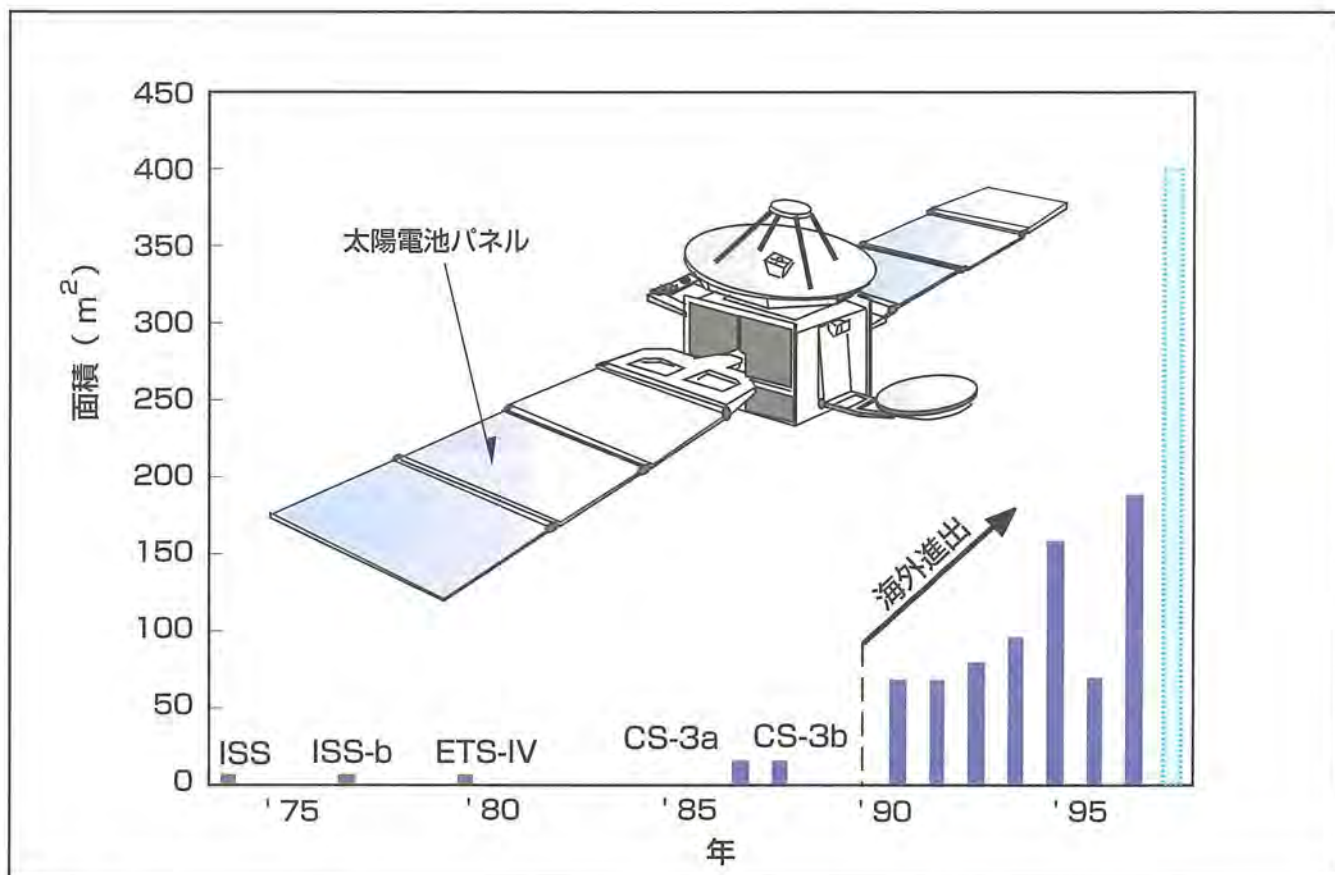
大久保 充\* 堀江 琢\*  
 桜井也寸史\*  
 後藤正芳\*

## 要 旨

近年、人工衛星の商用化が進み、通信・放送等のサービスを提供する事業で使用するために生産される商用衛星が人工衛星全体に占める割合は急速に増加している。開発、打上げ、及び運用そのものを目的とした人工衛星の開発を起点とする三菱電機の宇宙事業も、既に、商用化・量産化の時代に移行しつつある。

ここでは、一例として太陽電池パネルを取り上げ、次の四つの時期に分けて、商用化・量産化に至る経緯について述べる。

- 開発目的の人工衛星用太陽電池パネルを製造していた海外進出前
- INTELSAT-7シリーズ等の受注に始まる海外市場への参入を開始した時期
- 製品価格の低下と円高という厳しい環境で、事業としての体力を養っていった時期
- 人工衛星の共通バス化の流れに乗って、量産を開始した現在



## 太陽電池パネルの生産量の推移

1980年代までは散発的に年間1機の衛星が製作されていた。年間生産量は、'70年代の年間数m<sup>2</sup>から'80年代の年間数十m<sup>2</sup>に増加しているが、これは衛星の大型化に伴う面積増加によるものである。'89年の海外進出開始により、生産は継続的なものとなり、約60m<sup>2</sup>でスタートした年間生産量も年々飛躍的に増加している。

\*鎌倉製作所

1. ま え が き

当社が宇宙開発事業団から開発委託を受けた最初の人工衛星であるISS(Ionosphere Sounding Satellite:電離層観測衛星)以来4半世紀がたち、当社の人工衛星も、開発し、打ち上げ、動作させることが目的であった時代から、通信・放送等を中心とした商業活動に使用して付加価値を

生むことが目的である商用化・量産化の時代を迎えている。

本稿は、当社における商用化・量産化の一例として、太陽電池パネルを紹介する。

2. 研究開発から量産化へ

表1は当社がこれまでに製作してきた種々の太陽電池アレーを示したものである。当社の太陽電池パネルの量産化

表1. 三菱電機ソーラアレー

No	打上げ時期	プロジェクト	国 名	製品の概要	太陽電池搭載枚数
1	1975年2月	ISS	日本	周回衛星用円筒型太陽電池パネル。	4,800
2	1978年2月	ISS-b	日本	発生電力60W(BOL)。直径0.9m高さ0.8m	4,800
3	1981年2月	ETS-IV	日本	だ円軌道衛星用円筒型太陽電池パネル。 発生電力140W(BOL)。直径2.1m高さ0.8m	7,770
4	1987年8月	ETS-V	日本	静止軌道衛星用セミリジッドタイプ展開型太陽電池パドル。 発生電力1.1kW(BOL)/2翼 <sup>(1)</sup> 。 パネルサイズ1.1m×2.3m。3パネル/翼、翼長4.1m	14,060
5	1988年2月	CS-3a	日本	GaAs太陽電池搭載静止衛星用搭載円筒型太陽電池パネル。	37,017
6	1988年9月	CS-3b	日本	発生電力1.0kW(BOL)。直径2.2m高さ1.6m/0.8m <sup>(2)</sup>	37,017
7	1992年2月	JERS-1	日本	周回衛星用セミリジッドタイプ展開型太陽電池パドル。 発生電力2.3kW(BOL)/1翼。 パネルサイズ1.1m×3.4m。6パネル/翼、翼長8m <sup>(3)</sup>	22,344
8	1992年6月	INSAT-IIa	インド	静止衛星用軽量リジッドタイプ展開型太陽電池パドル。 発生電力1.6kW(BOL)/2翼 <sup>(4)</sup> 。	—
9	1993年7月	INSAT-IIb	インド	パネルサイズ1.8m×2.15m×3パネル/翼+1.8m×1.07m×2パネル/翼。当社はサブストレートを担当	—
10	1993年10月	INTELSAT-701	国際	静止衛星用軽量リジッドタイプ展開型太陽電池パドル 発生電力3.9kW(EOL)/2翼。 パネルサイズ2.4m×2.6m×3パネル/翼、翼長9.8m <sup>(5)</sup>	14,676
11	1994年6月	INTELSAT-702	国際		14,676
12	1994年10月	INTELSAT-703	国際		14,676
13	1995年1月	INTELSAT-704	国際		14,676
14	1995年3月	INTELSAT-705	国際		14,676
15	1994年8月	ETS-VI	日本	静止軌道衛星用セミリジッドタイプ展開型太陽電池パドル。 発生電力5.9kW(BOL)/2翼。 パネルサイズ2.4m×2.8m。4パネル/翼、翼長14m <sup>(6)</sup>	51,704
16	1995年8月	N-star a	日本	静止衛星用軽量リジッドタイプ展開型太陽電池パドル。 当社はサブストレートを担当。 パネルサイズ2.4m×2.6m×4パネル/翼、翼長12.5m	—
17	(1996年～)	N-star b	日本		—
18	1995年12月	INSAT-IIc	インド	静止衛星用軽量リジッドタイプ展開型太陽電池パドル。 発生電力1.8kW(BOL)/2翼。 パネルサイズ1.8m×2.2m×3パネル/翼、翼長6.5m	—
19	1995年5月	INTELSAT-706	国際	静止衛星用軽量リジッドタイプ展開型太陽電池パドル。 発生電力5.2kW(EOL)/2翼。 パネルサイズ2.4m×2.6m×4パネル/翼、翼長12.5m	19,442
20	1996年3月	INTELSAT-707	国際		19,442
21	1996年2月	INTELSAT-708	国際		19,442
22	1996年6月	INTELSAT-709	国際		14,676
23	1997年3月	INTELSAT-801	国際	静止衛星用軽量リジッドタイプ展開型太陽電池パドル 発生電力4.0kW(EOL)/2翼。 パネルサイズ2.0m×2.9m×4パネル/翼、翼長12m	18,000
24	(1997年～)	INTELSAT-802	国際		18,000
25	(1997年～)	INTELSAT-803	国際		18,000
26	(1997年～)	INTELSAT-804	国際		18,000
27	(1997年)	ETS-VII (本体衛星)	日本	周回衛星用軽量リジッドタイプ展開型太陽電池パドル。 発生電力3.1kW(BOL)/2翼。 パネルサイズ1.5m×1.8m×4パネル/翼、翼長8.7m <sup>(7)</sup>	8,448
28	(1997年)	ETS-VII (ターゲット衛星)	日本	周回衛星用軽量リジッドタイプ展開型太陽電池パドル。 発生電力0.9kW(BOL)/1翼。 パネルサイズ1.4m×1.2m×4パネル/翼、翼長6.6m <sup>(7)</sup>	2,296
合計					408,638



技術はこれらの太陽電池アレーの製作を通して培われたもので、以下にその道筋を四つの時期に分けて記述する。

## 2.1 海外市場進出前

第一の期間は、スピン安定型衛星であるISS用の円筒型太陽電池パネルに始まった国内の衛星用の太陽電池アレーの開発を通じて設計・製造・試験等の技術を培ってきた時期である。円筒型太陽電池パネルとは、その名のとおり円筒型の筒の外周に太陽電池を搭載したもので、スピン安定型人工衛星の外殻をなすものである。

当社が開発を担当した円筒型太陽電池パネルを代表するものとして、'87年/'88年に2機(CS-3a/3b)が打ち上げられた通信衛星3号用円筒型太陽電池パネルがある。このパネルには、それまで衛星用に使われていた電気変換効率12%前後の単結晶シリコン太陽電池に代わり、電気変換効率が17.5%の当社製ガリウムヒ素太陽電池を、実用衛星としては世界で初めて搭載した。上下に2分割された太陽電池パネルの投影面積は合計で約2.1m×2.4mである。発生電力は寿命初期には1kWを超え、7年間の寿命期間中も、宇宙空間での過酷な使用環境や経年劣化にもかかわらず、常に、季節変動を考慮しても800W以上の電力を供給し続けた。この太陽電池パネルの質量当たりの発生電力が19W/kgという性能は、円筒型太陽電池パネルとしては現在でも他に例を見ない高性能である<sup>(2)</sup>。

人工衛星の大型化に伴い姿勢制御方式がスピン安定方式から三軸制御方式に変わっていくにつれて、開発の対象も円筒型太陽電池パネルから展開型太陽電池パドルへと移行していった。展開型太陽電池パドルとは、人工衛星の打上げ時には小さく折り畳まれていて軌道上で展開する太陽電池アレーの総称で、構造様式によってフラットバックフレキシブルタイプ、リジッドタイプ、ロールアップフレキシブルタイプ等種々の方式がある。

当社が開発を担当した展開型太陽電池パドルを代表するものとしては、'94年に打ち上げられた技術試験衛星VI型用太陽電池パドルがある。技術試験衛星VI型用太陽電池パドルはリジッドタイプの展開型太陽電池パドルの範ちゅう(疇)に入るものであるが、口の字型のフレームとそのフレームに懸架された張力膜からなる特殊な構造を採用して軽量化を図ったもので、セミリジッドタイプ展開型太陽電池パドルと称している。この太陽電池パドルは両翼合計8枚の太陽電池パネルを持ち、寿命初期の発生電力が5.6kWと、当時としては最大級のものであった。

この時期に、後に主流となる展開型太陽電池パドルの基礎技術が確立されるとともに、性能を重視した軽量化に重点を置いた開発が行われた。上述の技術試験衛星VI型用太陽電池パドルの質量当たりの発生電力41W/kg<sup>(6)</sup>は、現在でも世界最高レベルの性能といえる。

また、この時期に製作した太陽電池アレーはすべて単品

(又は2台)製作であり、いわゆるカスタムメイドであったが、量産化の基礎技術もこの時期に確立していったものである。数万枚の太陽電池を接続し、構造体の実装していくという方法は現在も同様であり、太陽電池への接続金具(インタコネクタと呼ばれる金属はく(箔)製の部品。複数の太陽電池を接続する。)の接続(当時、当社でははんだ付けによって行っていた。)については、通信衛星3号用太陽電池パネルの生産から既に自動化を実施していた。

## 2.2 海外市場への進出開始

'89年に開始されたINTELSAT-7シリーズ用太陽電池パネルとINSAT-2用太陽電池パネルサブストレートの二つのプログラムは、以下に示す多くの点で新しいページを開くものであった。

- 海外市場への初めての進出
- 同一設計で衛星3機分以上を製作した初めての機種
- 超高弾性の極薄CFRP表皮と低密度のアルミハニカムコアからなる軽量のサンドイッチ構造のサブストレートを開発し、太陽電池パネルの構造に軽量リジッドタイプを採用
- 太陽電池同士の接合方法をはんだ付けから量産に適した溶接に変更
- 従来比約3倍の大型の太陽電池(4cm×6cm)の採用(それまでは2cm×4cmが最大)

INTELSAT-7シリーズは合計9機の衛星が製作され、当社が製作した太陽電池パネルは合計で60枚であり、これらの太陽電池パネルに実装した太陽電池は合計で約14万枚である。

現在の商用衛星用太陽電池パネルの基本的な形はこの二つのプログラムで開発されたものであり、この時に導入した太陽電池の溶接装置等の生産設備は種々の改良を経て今現在も生産の主要部分を担っている。

## 2.3 次世代衛星事業開発センター

当社宇宙ビジネスの産業化を目的に'93年4月に設立され'96年3月までの3年間活動を行った次世代衛星事業開発センターにおいて、太陽電池パネルは開発アイテムの一つとして取り上げられた。商用衛星市場での衛星の価格低下の進行に伴う製品価格の低下と円高という厳しい環境下のこの時期に、同事業開発センターで設計・調達・製造・試験等、多岐にわたる改善を行い、体力を養っていった。

これらの改善は、センター設立と時期を前後して受注したINTELSAT-8シリーズ用太陽電池パネルにも適用されていった。INTELSAT-8シリーズ用に当社が製作した太陽電池パネルは合計32枚で、これらのパネルに実装した太陽電池は合計で約7万枚である。初号機は'97年3月に打ち上げられた。

## 2.4 現 在

人工衛星においては、通信・放送・観測等の人工衛星の

機能そのものを担う機器、例えば、中継器や観測用のセンサを“ミッション機器”と呼び、ミッション機器が動作するために必要な環境を提供する機器やサブシステム、例えば、温度を一定の範囲内に制御する熱制御系サブシステム、電力を供給する電源系サブシステム、人工衛星の姿勢を制御する姿勢制御系サブシステム等を衛星バスと呼ぶ。

今日の国際商用衛星市場では、一つ一つの人工衛星全体を新たに設計製作していくフルカスタムメイドから、共通化された衛星バスに各衛星の用途にミッション機器を組み合わせていくセミカスタムメイドが主流となっている。

太陽電池パネルはバス用コンポーネントの一つであり、主要衛星メーカーの共通バスには電力の供給源としていずれも軽量リジッドタイプの展開型太陽電池パドルが電源ソースとして採用されている。したがって、現在生産している太陽電池パネルも、INTELSAT-7シリーズやINTELSAT-8シリーズと同様、軽量リジッドタイプの太陽電池パネルである。これらの太陽電池パネルは展開ヒンジで連結され太陽電池パドルへと組み立てられる。そのサイズは適合する共通バスごとに異なるが、おおむね幅2~2.5m、長さ2.5~3m程度である。

現在量産している太陽電池パネルは、次世代衛星事業開発センターで実装技術を開発した新型の太陽電池素子を搭載することにより、従来の製品に比べて面積当たりの発生電力が3割以上向上し、面積当たりの質量が1割近く軽量化された高性能の製品である。現在までに36枚が生産され、これらのパネルに実装した太陽電池は合計で約10万枚である。36枚中8枚は既に打ち上げられており、今後も生産を継続していく予定である。現在、自動化率の向上、製造プロセスの一部改良等による生産能力の拡大を目的とした改善を進めている。

### 3. 商用衛星用太陽電池パネルの構造

現在の国際商用衛星市場で軽量リジッドタイプの展開型太陽電池パドルが主流となっている理由は、その構造がシンプルで、製造コストを低く抑えることができるためである。すなわち、軽量リジッドタイプの展開型太陽電池パドルは、図1に示すような、1枚のサンドイッチ板に太陽電池を平らに張り付けただけという単純なパネルを展開ヒンジでつなげただけというシンプルな構成なので、部品の数、組立てにかかる時間を少なくすることができる。軽量化を求めた構造様式としてはフラットバックフレキシブルタイプ等があるが、部品点数の多さ、組立ての複雑さ等から製作コストを低く抑えることが難しく、共通バスに採用されている例は見当たらない。

### 4. むすび

人工衛星開発の一部として誕生した当社の太陽電池パ

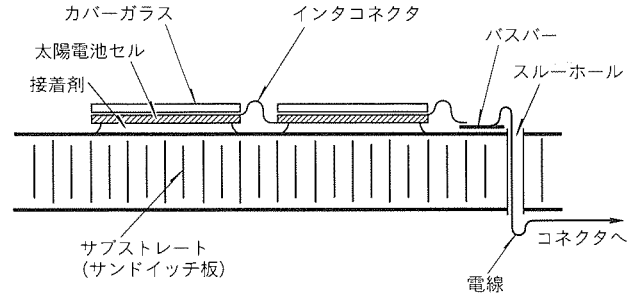


図1. 商用衛星用太陽電池パネルの構造

ネルが商用衛星用としての商用化・量産化という形へ成長してきた過程を紹介した。

商用衛星市場の大部分は情報インフラとしての用途に占められており、近年の、そして今後も継続するであろう情報流通量の飛躍的な増大は、商用衛星市場の大きな拡大の可能性を提供している。しかし、地上の光ファイバ系を基幹とする情報インフラとの競合という環境において、今後もコストダウンと短期納期の要求は必ず(須)である。

太陽電池パネルは人工衛星の一つのコンポーネントにすぎないが、ほとんどすべての人工衛星に搭載されるものであり、安価で高性能の太陽電池パネルを供給していくことにより、商用衛星市場の発展に寄与していきたい。

### 参考文献

- (1) 三本木茂夫, ほか: ETS-V軽量化太陽電池パドルの展開特性及びモジュールサーベイ, 第29回宇宙科学技術連合講演会講演集, 406~407 (1985)
- (2) Takata, N., et al.: Space Proven GaAs Solar Cells — Main Power Generation for CS-3, 21th IEEE PVSC (1990)
- (3) 武井 満, ほか: ERS-1太陽電池パドルの開発, 第32回宇宙科学技術連合講演会講演集, 344~345 (1988)
- (4) Sankaran, M., et al.: On the Development of Solar Arrays for INSAT-2A & 2B WCEC in Hawaii, 649~652 (1994)
- (5) Celli, J., et al.: INTELSAT VII Solar Array Electrical and Mechanical Design, AIAA System Conference (1990)
- (6) 北原弘志, ほか: ETS-VI太陽電池パドルの開発, 第36回宇宙科学技術連合講演会講演集, 419~420 (1992)
- (7) 岐部公一, ほか: ETS-VII搭載用太陽電池パドルの開発, 第39回宇宙科学技術連合講演会講演集 (1995)

# インテルサット仕様DCME

竹本光宏\*  
起 ゆりか\*\*  
玄長喜尋\*

## 要 旨

衛星通信及び海底ケーブル等のデジタル回線では、回線効率を上げるための有効な手段として、1980年代後半ごろから、無音圧縮技術(DSI)と高能率符号化技術であるADPC(Adaptive Differential Pulse Code Modulation)技術を併せ持ったDCME(Digital Circuit Multiplication Equipment)が導入されてきた。従来のDCMEは、接続互換性のない、異なるメーカーの装置との信号伝送ができなかった。

近年、通信システムのオープンネットワーク化が進む中、インテルサット(国際電気通信衛星機構)でDCMEの標準

化仕様(IESS-501Rev.3)が作成され、三菱電機(以下“当社”という。)を含め、3社が同標準仕様に基づいてDCMEを開発した。

1994年5月には、当社のDCME“DX-5000”と他社のDCMEを使用したフィールドでの評価試験も終わり、現在、800台ほどのインテルサット仕様のDCMEがユーザーへ出荷されている。

インテルサット仕様のDCMEへのユーザーの関心は高く、引き続き活発な商談が展開されることを期待している。



## インテルサット仕様DCMEの外観

2,100mmの架にOWパネル(打合せ回線通話装置)とSWOパネル(冗長システム切換装置)を各1台と、DCME“DX-5000”を2台(1台はバックアップ用予備装置)実装した場合の外観である。

1. ま え が き

通信における最近の急速なトラフィック量の増加、専用回線の増加に伴い、伝送回線を増やすことなく、既存の回線容量で、効率良く情報を伝送することが課題となっている。技術の進歩によって様々な信号伝送が可能になったが、通信トラフィックの大半を占めるのは依然として音声であり、音声信号を効率的に伝送することが、この伝送効率に関する課題解決の方法として有効である。

音声信号の高効率伝送を実現するため、音声符号化方式として、ADPCMを利用したDCMEが開発されてきた。DCMEとは、無音圧縮(DSI:電話回線の実利用時間が全通話時間の40%程度であることに着目し、有音/アクティブな情報のみを伝送する。)、ADPCM、及びFAX復調伝送の三つを主要技術とする多重化装置である。

これまでに当社では、2種類のDCMEを開発し、世界30か国の客先に約1,000台のDCMEを納入してきた。

今回紹介する“DX-5000”は、インテルサットが複数の製造メーカー間の接続互換性を確保するために制定したIESS(Intelsat Earth Station Standard)-501 Rev. 3 に

基づき、当社で新たに開発したDCMEである。

本稿では、このDX-5000の概要の説明とフィールドでの試験結果を述べる。

2. 仕様と特長

図1に示すとおり、DCMEは衛星回線用送受信装置、及び衛星回線とISC(International Switching Center)との間に設置される。

以下に主な特長を述べる。

2.1 DX-5000の特長

(1) 他社DCMEとの接続互換性

接続互換性を得ることにより、異なる製造メーカーのDCMEとの対向通信が実現した。

(2) 高DCMEゲイン

無音圧縮技術とITU-T G.726のADPCMコーデックの組合せにより、DCMEゲイン5を確保できる。

(3) 拡張可能なFAXモデムチャネル

トラフィックに占めるFAX信号の割合に応じて、最大128chまでFAXモデム数を増やすことができる。FAX信号は、復調して伝送する。

(4) 自己診断機能と運用監視装置

FAXモデムやADPCMコーデックのセルフチェックとベアラ折り返しでの伝送機能の確認試験ができる。

運用監視制御卓(パソコン1台)では、装置のアラーム/イベントデータや統計データ等の監視、及び監視情報のモニタ表示ができる。また、運用監視制御卓1台で最大80台のDCMEを監視・制御できる。なお、運用監視制御卓については3章で説明する。

(5) マルチデスティネーションモードでの運用

図1及び図2に示す従来のPoint-to-Point、マ

ルチクリークに加え、図3に示すマルチデスティネーションモードでネットワークを構成することができる。

(6) N:1の冗長構成

最大7:1の冗長構成を組むことで、装置の障害発生時に予備装置でバックアップすることができる。

(7) G.726 ADPCM コーデックの採用

回線負荷に応じて、伝送レートをダイナミックに切り換えて(4/3/2ビット)、最も低いレートで16kbps(2ビ

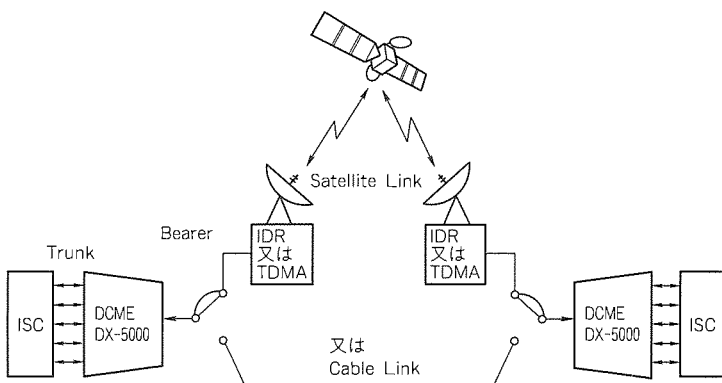


図1. DX-5000のシングルデスティネーション運用

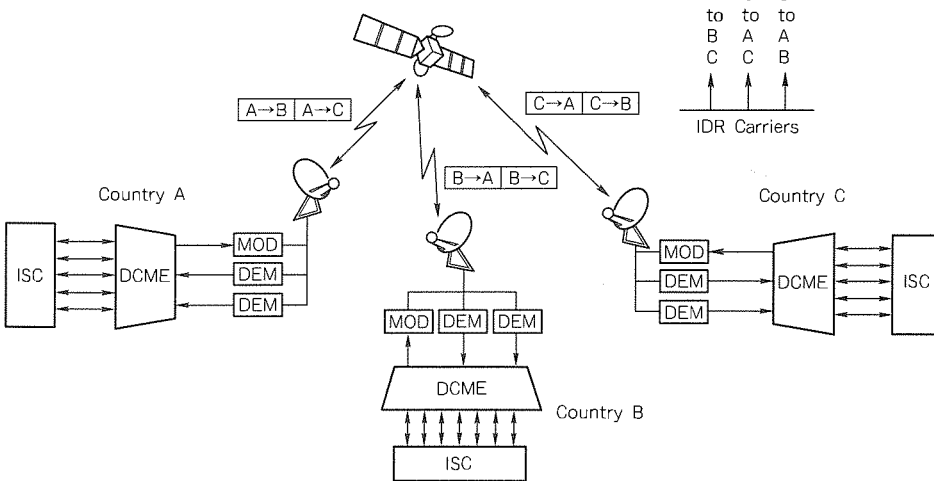


図2. DX-5000のマルチクリーク運用

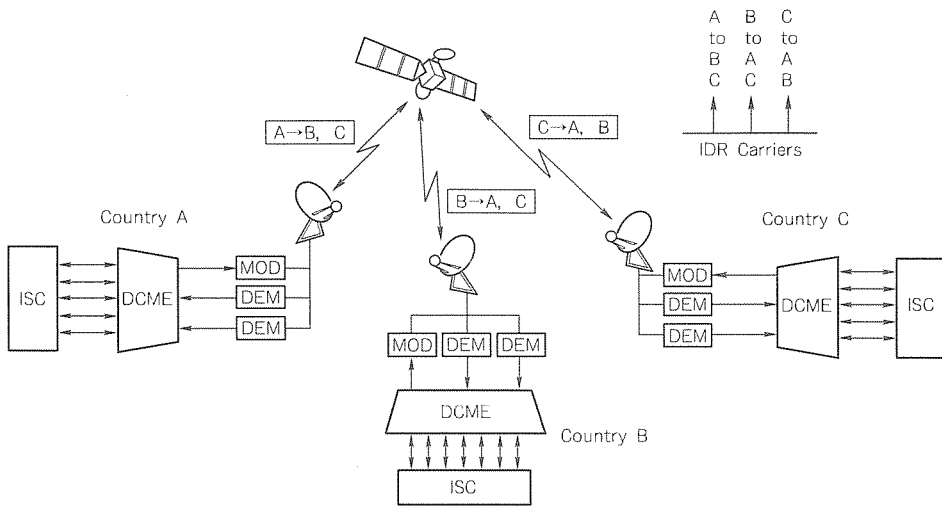


図3. DX-5000のマルチデスティネーション運用

表1. DX-5000の仕様

項目	仕様
インタフェース	2.028Mbps CEPT, 1.544Mbps T1
運用モード	シングルデスティネーション, 最大2対地のマルチクリーク 最大4対地のマルチデスティネーション
トランクチャンネル数	最大216 トランク数: 10×2.048Mbps 10×1.544Mbps
ベアラチャンネル数	最大31 (2.048Mbps), 24 (1.544Mbps)
音声ベアラチャンネル数	2.048Mbpsベアラ: 61個のオーバーロードチャンネルを含めて最大122ch 1.544Mbpsベアラ: 47個のオーバーロードチャンネルを含めて最大94ch
DSI処理	5/4/3/2ビットモードのオペレーション
チャンネル使用形態	40/32/24/16kbpsDSI, 40/32kbpsDNI, 64kbpsクリアチャンネル
シグナリング	ITU-T NO.5, NO.6, NO.7 ITU-T R1, ITU-T R2
Q.50機能	ITU-T Q.50 AnnexA, B
データ伝送	伝送レート: 9,600bpsまでを保証 (40kbps ADPCM符号化による)
復調FAXデータ	最大128ch
FAX復調信号	ITU-T T.30標準プロトコル, G.IIIファクシミリ信号 伝送レート: V.17 14.4kbps, 12kbps, 9,600bps, 7,200bps V.29 9,600bps, 7,200bps V.27 4,800bps, 2,400bps V.21 300bps
ADPCMコーデック	ITU-T G.726
実装ラック寸法	(H) 2,100×(W) 650×(D) 450 (mm)
消費電力	300W
DX-5000パネル	(H) 445×(W) 552×(D) 370 (mm)
DX-5000質量	60kg

ット)での伝送が可能になった。9,600bpsまでの音声帯域内データについても40kbpsで符号化し、伝送できる。

(8) 14.4kbps FAXモデムの採用

変調方式V.17, 伝送レート14.4kbpsまでのITU-T T.30の標準プロトコルFAX信号の復調伝送が可能になった。

2.2 性能

インテルサット仕様DCME・竹本・起・玄長

IESS-501 Rev. 3, ITU-T G.763, ITU-T G.766を基本仕様としている。

主な性能を表1に示す。

3. 運用監視制御卓(OMC)

OMC(Operation and Maintenance Console)は、1台で最大80システムのDX-5000を監視することができる。さらに1台のDX-5000システムは、最大四つの局と対向される場合があり、自局の80台に加えてその対向局の320台を含めると、合計400台のDX-5000システムの監視が可能である(対向局の情報は、実回線上の制御チャンネルを通して自局システムへ送られ、OMCはそれらを収集する。)。したがって、これらの大量の情報から障害の発生等を瞬時に見付けられるよう、OMCの画面の意味をユーザーが簡単に理解できることが必要とされた。これは、オペレータがマニュアルを参照せずにOMCを操作することができ、容易に画面情報を理解できなければならないことを意味する。この目標を実現するために、これまでのDOSをOS(Operating System)としたキャラクタベースの画面に代え、WindowsをOSとしたGUI(Graphical User Interface)環境を用い、視覚的に理解しやすい画面を作ること

に注力した(図4)。

また、DX-5000では対向する局が最大4局になったため、運用パラメータであるMAP(自局装置と対向地球局装置との接続形態や各種パラメータを規定するもの。)もこれまでよりかなり複雑なものとなった。このMAPをいかに容易に作成できるようにするについても、設計上の重要なポイントであった。複雑なMAPを取り扱うために、MAPをファイルイメージ化し、代表的なワープロと類似の操作手順で操作できるようにし



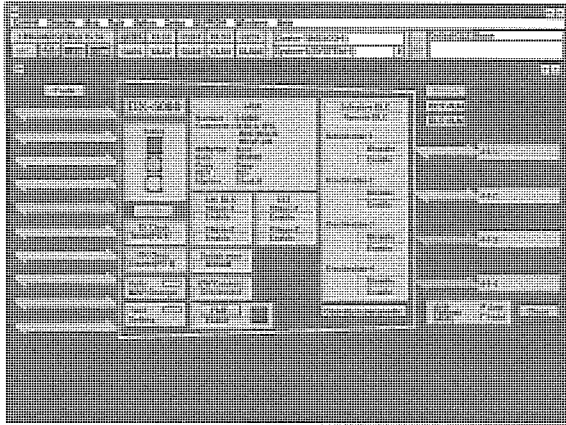


図4. ステータス表示画面

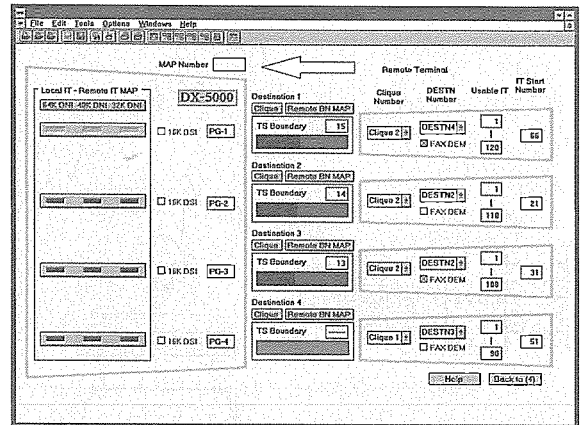


図5. MAP内容表示画面

た。また、Microsoft社の製品に見られるようなウィザード形式を取り入れ、ダイアログボックスによる対話形式により、必要最小限の内容をオペレータが入力していくことで、ストレスなくMAPを作成できるように工夫している(図5)。

OMCのもう一つの特長は、モデムを利用した遠隔監視制御機能を持っていることである。この機能は、オペレータのいない場所に設置されたDX-5000システムを、遠隔地のOMCから監視・制御するものである。またこれは、客先で機器障害等が発生した場合、当社に設置しているOMCから客先該当システムにアクセスし、迅速に障害の復旧を行えることができる重要な機能である(図6)。

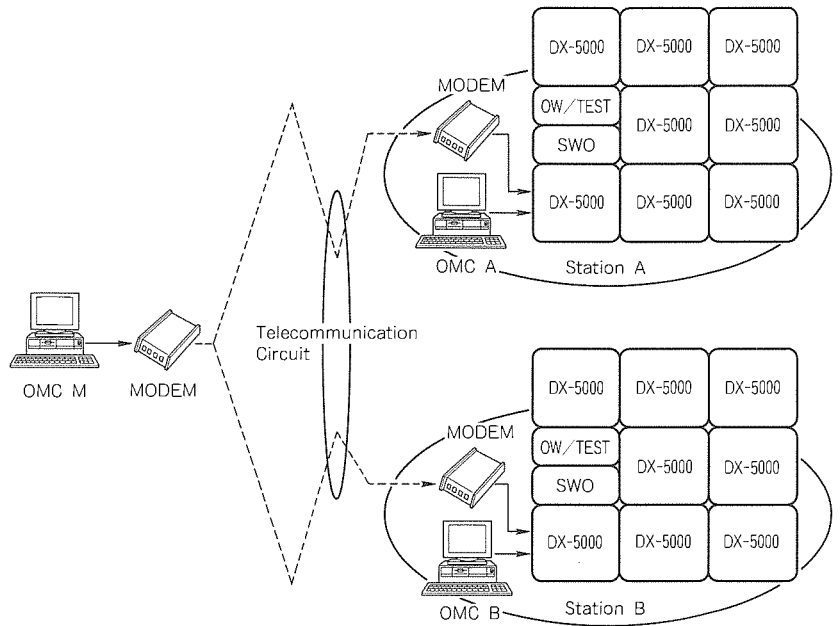


図6. 遠隔制御機能イメージ図

#### 4. フィールド試験結果

'94年3月に米国ワシントンD.Cのインテルサット技術研究所にDX-5000を持ち込み、インテルサットスタッフ立会いの下で評価試験を行った。評価は、インテルサットが作成したテストプランに基づいて進められ、143項目に及ぶFAX信号、トーン信号、音声信号に関する伝送機能等の確認が行われた。この評価試験の最大の目的は、DX-5000の評価だけでなく、他社DCMEとの接続互換性を確認することであった。他社装置との接続試験を含め、評価期限の'96年3月までにすべての確認を終えた当社とECI社(イスラエル)の2社のDCMEを対象とし、フィールド試験は、DX-5000とECI社DCME(DTX-360)を使用して行われた。

以下に、インテルサットの主導の下、'96年5月にスウェーデン-カナダ間で行われたインテルサット仕様DCMEのフィールド試験について述べる。

##### 4.1 試験構成

表2. 試験使用機器

機器名称	形名
測定器	アクティビティシミュレータ CHAS1120 フレームアライナ PRA-1
FAXシミュレータ	FS-30 G.L FAX Quality Test Set
FAX端末	Canon FaxL785, Panafax UF-766 Ricoh Fax4500L, SHARP FO6100 Telia730, Telia860, Panafasonic PX-5 PitneyBowes PB8050
MODEM	US Robostic (V.34 (28.8kbps))

衛星回線はINTELSAT SSOG-308に基づき、2.048 Mbps IDRネットワークシステムを使用した。また、DX-5000をスウェーデンTanum地球局、DTX-360をカナダTronto地球局に各2台ずつ設置し、種々の試験を行った。

##### 4.2 試験項目

試験項目は三つのフェーズに分かれており、メーカーの

技術者による衛星回線を介した対向動作確認、測定器等を用いた衛星回線を介した対向試験、LIVEトラフィック伝送のモニタが、実試験として行われた。表2に試験で使用した測定器等の機器を示す。

#### 4.3 試験結果

すべてのフェーズで音声/FAX信号/モデム信号の伝送に問題のないことを確認した。

概略結果を以下に述べる。

##### 4.3.1 メーカー技術者による衛星回線を介した対向動作確認

擬似トーン信号/擬似音声帯域内データ(9.6kbps)/擬似音声信号をトランクに入力し、統計データ表示を項目ごとに10分~10時間にわたりOMCで確認した。

FAXの伝送試験については、2種類のFAXコールシミュレータを用いたV.17の14.4kbpsFAX伝送と実機FAXを用いたV.17の14.4kbps、及びV.29の9.6kbpsFAX伝送を実施し、また、モデム評価では、V.34(28.8kbps)のモデムを使い、音声コーデックでの速度19.2kbpsデータ伝送することを確認した。なお、トランクからの信号入力、スウェーデンとカナダの双方から行い、常時、OMC表示と信号特性に問題がないかを確認した。これらの確認試験には、シングルデスティネーションとマルチデスティネーションで各1種類のMAPを使用した。今回のフィールド試験では、8種類のMAPを準備して試験に臨んだ。MAPの概略内容を表3に示す。

##### 4.3.2 測定器等を用いた衛星回線を介した対向試験

全8種類のMAPを用いて、上記(1)項に記載した確認と擬似音声(90ch)、擬似音声帯域内データ(30ch)、FAX信号(30ch)が混在した状態での伝送確認を行い、伝送特性と各種統計データ表示に問題のないことを確認した。トランクからの信号入力、スウェーデンとカナダの双方から行ったが、マルチデスティネーションのMAP使用時には、双方向同時に信号を入力することも併せて行った。

##### 4.3.3 LIVEトラフィック伝送のモニタ

カナダ-スウェーデン間の実回線と平行に接続されたDCMEにLIVEトラフィックを通し、通信に問題のない

表3. 試験用MAP

MAP番号	内 容
1	SD, 5 TRK, 4 / 3 ビットオーバーロード, FECなし, FAX復調なし
2	SD, 5 TRK, 4 / 3 ビットオーバーロード, FECなし, FAX復調あり
3	SD, 5 TRK, 4 / 3 ビットオーバーロード, FECあり, FAX復調あり
4	SD, 5 TRK, 4 / 3 / 2 ビットオーバーロード, FECなし, FAX復調なし
5	SD, 5 TRK, 4 / 3 / 2 ビットオーバーロード, FECなし, FAX復調あり
6	SD, 5 TRK, 4 / 3 / 2 ビットオーバーロード, FECあり, FAX復調あり
7	MD, 5 TRK, 4 / 3 / 2 ビットオーバーロード, FECなし, FAX復調あり カナダ→スウェーデン#1 90ch, スウェーデン#2 60ch
7-1	MD, 3 TRK, 3 / 2 ビットオーバーロード, FECなし, FAX復調あり
7-2	MD, 2 TRK, 4 / 3 / 2 ビットオーバーロード, FECなし, FAX復調あり
8	MD, 5 TRK, 4 / 3 / 2 ビットオーバーロード, FECあり, FAX復調あり カナダ→スウェーデン#1 90ch, スウェーデン#2 60ch
8-1	MD, 3 TRK, 3 / 2 ビットオーバーロード, FECあり, FAX復調あり
8-2	MD, 2 TRK, 4 / 3 / 2 ビットオーバーロード, FECあり, FAX復調あり

SD : シングルデスティネーション  
MD : マルチデスティネーション

ことがインテルサットとTelia(スウェーデン)の技術者によって確認された。その結果、実回線においても当社DX-5000とECI社DTX-360の接続に問題のないことが実証された。

## 5. む す び

昨年度、操作性の向上を図るため新たに開発したWindows仕様のOMCの操作性が、デモンストレーションの場やユーザーで高く評価されている。また、複数のフィールド試験において評価基準を満足し、DX-5000が実運用上問題のないことを実証できたと言える。ただ、ユーザーの伝送効率の向上に対する要求は依然として強く、更に圧縮度の高い装置の開発が急務になっている。

三菱電機の新機種の開発展開としては、インテルサット仕様DCMEとの接続互換性を保ちつつ、従来機種で使用しているADPCMコーデックに代えて、16kbpsLD-CELP (ITU-T G.728)、更に圧縮度の高い8kbpsCS-ACELP (ITU-T G.729)コーデックを搭載した装置を提供していく所存である。

## 参 考 文 献

- (1) Paelay, P., Lee, A., Oishi, T. : IESS -501 DCME Field Trial Joint Report

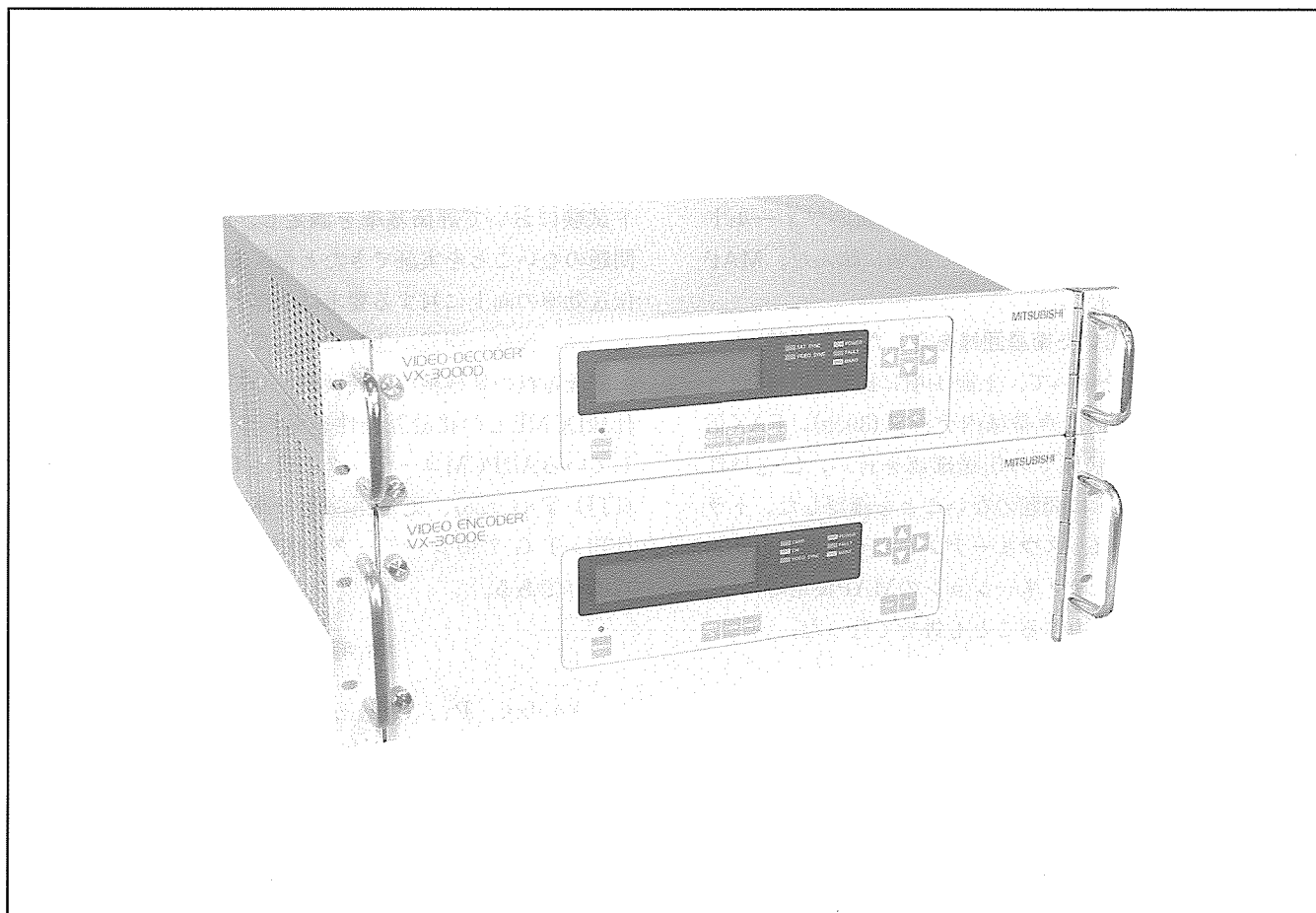
# デジタルSNGシステム

大場達博\* 杉原正己\*\*  
日向正瑞\* 今井英夫\*\*  
香月良夫\* 藤井秀奇\*\*

## 要旨

最近、映像・音声の素材伝送（Satellite News Gathering：SNG）、衛星放送、又は社内放送・教育などの衛星通信アプリケーション分野全般において、MPEG2規格に準拠した高品質デジタル映像伝送技術を導入しようという気運が非常に高まっている。従来のアナログFM変調方式では1トランスポンダ当たり1～2チャンネル伝送が限界であったが、デジタル方式では、映像圧縮技術及び多相PSK変調技術などの導入により、多チャンネル伝送が可能となり、1チャンネル当たりの伝送コストを低減できるようになってきた。また、強力な誤り訂正符号を付加することにより、限界C/Nをアナログ方式よりも低くでき、回線C/Nが降雨などで多少変動しても、安定した画質を得ることができる特長がある。

三菱電機㈱（以下“当社”という。）は、過去6年以上にわたり、㈱フジテレビジョン、宇宙通信㈱等と共同で、放送業界のSNGに適したMPEG2応用映像伝送システムの開発を進めてきたが、このたび、フジテレビジョンの“SNGシステム完全デジタル化”に合わせ、符号化処理遅延時間を短縮しつつ放送素材として十分な画質を確保し、またSNG車載局にも搭載可能な小型・軽量化を行ったSNGコーデック“VX-3000”を開発し、フジテレビ系列全局に納入し、完成した。さらに、フジテレビ新主局には、DAMA（Demand Assignment Multiple Access：要求割当多元接続）方式衛星電話システム、SNG回線運行管理システム、新型350W高周波増幅装置（HPA）などを併せて納入したので、“デジタルSNGシステム”全体の概要を紹介する。



## デジタルSNGコーデック“VX-3000”

今回開発したデジタルSNGコーデックの外観であり、上段の機器がデコーダ、下段がエンコーダである。エンコーダは140MHz帯の変調部を、デコーダは1GHz帯のダウンコンバータ及び復調部を内蔵している。

## 1. ま え が き

1989年に打ち上げられた民間通信衛星とともに本格的な国内衛星通信が始まり、その広域性・同報性・広帯域性・耐災害性などの特長を生かし、放送業界におけるニュース番組のSNG、12GHz帯における衛星放送、全国都道府県／市町村をVSAT(Very Small Aperture Terminal)ネットワークで結び防災情報網を構築した地域衛星通信ネットワーク、社内放送・教育システムなど、民間・公共の各分野で着実に衛星利用が広まり、日常的に衛星通信が用いられる時代となった。中でも放送業界は報道番組制作への衛星通信導入を当初から積極的に推進してきたが、従来のアナログFM変調方式では1トランスポンダ帯域内で最大2波伝送が限界であり、昨今のニュース及び番組素材伝送件数の増大に対応し難くなっていた。

当社は'89年にフジテレビジョンへ同放送ネット系列用第一世代SNGシステム(通称“F・SAT”)用機材を一括納入し<sup>(1)</sup>、その後6年前から同社及び宇宙通信(株)等と共同でSNGのデジタル化に取り組んできた。このほどフジテレビジョンから、系列局を含めたSNGシステム完全デジタル化のため、ビデオコーデックを主に、DAMA方式衛星電話システム、フジテレビジョン新社屋設置の新主局衛星通信設備等を再び一括受注し、完成して納入した。新しい“デジタルF・SATシステム”は'97年3月10日から本格運用を開始している。このシステム用に当社が新規開発したビデオコーデック<sup>(2)</sup>は、動き補償予測DCT(Discrete Cosine Transform)による高能率符号化と強力な畳込み符号化/ピタビ復号+リードソロモン符号化/復号による二重誤り訂正を備えた低C/N動作QPSK(4相位相変調)モードと、高品質な画像伝送用にQPSKよりも情報量が多く伝送できるトレリス符号化8相PSKモードとを備え、衛星回線運用にフレキシビリティをもたらすと同時に、両モードにおいて36MHz帯域幅トランスポンダ1本で4波伝送を可能とし、貴重な周波数資源の有効利用とチャンネル当たりの伝送コスト低減を実現した。以下、そのシステム概要を述べる。

なお、この実績が評価され、当社は引き続き日本テレビ放送

ネットワーク、東京放送(株)、テレビ東京(株)へデジタルSNGシステム用ビデオコーデック、新型デジタルSNG車載局設備などを納入することとなった。

## 2. ネットワークの構成

### 2.1 デジタルF・SATの基本コンセプト

フジテレビでは'89年からフジテレビ(主局)、関西テレビ(副局)などフジテレビ系列の衛星通信ネットワークであるF・SATシステムを用い、ニュース報道番組取材のために取材現場に急行した車載局や可搬局からのSNG(映像・音声)をアナログハーフトランスポンダ映像回線を用いて運用してきたが、昨今の報道強化に伴う回線の確保と伝送件数の増大に対処するため、システム全体の完全デジタル化に踏み切ることになった。今回のデジタル化の基本コンセプトは以下のとおりである<sup>(3)</sup>。

基本コンセプト	目的
●多チャンネル化	柔軟な回線構成と運用コストの低減
●回線品質の向上	回線稼働率の向上、隣接チャンネル間混信の解消など
●スクランブル化	秘匿性の確保
●装置の小型化	車載局スペースの確保など

### 2.2 デジタル映像伝送システムの諸元

SNGの機動性を確保しつつ、上記基本コンセプトの多チャンネル化及び回線品質の向上を実現するため種々検討し

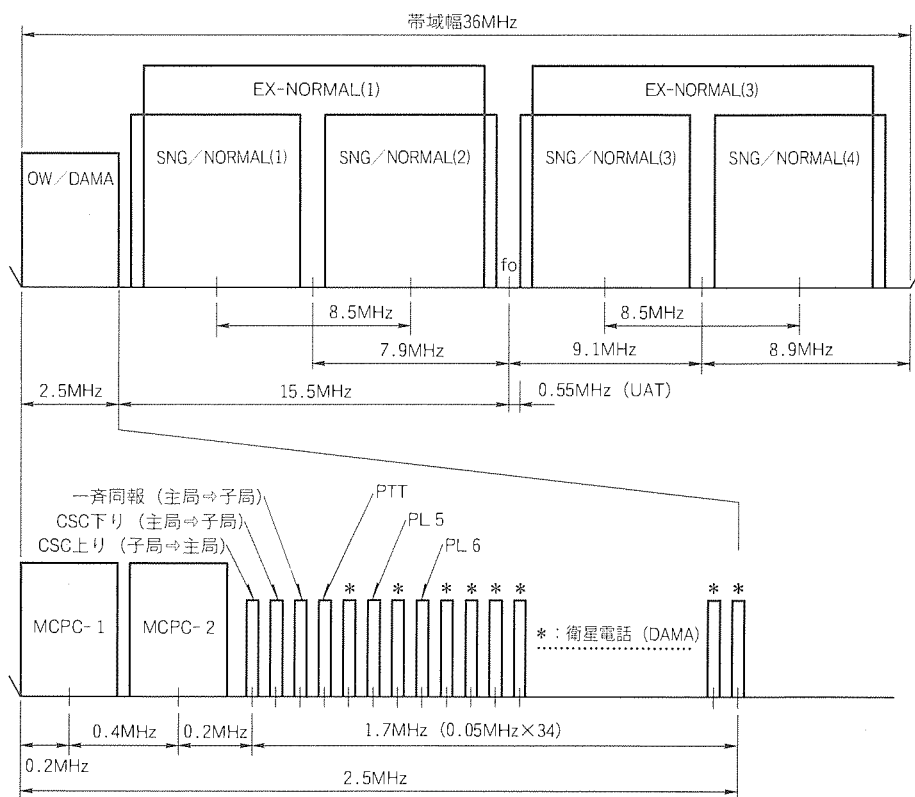


図1. F・SATトランスポンダ周波数配列

た結果、デジタル映像伝送システムとして下記の変復調方式、映像/音声符号化方式を採用し、併せて六つの衛星回線運用モードを決定した。図1に、各運用モードにおけるトランスポンダ上の周波数配列を示す。

(1) 変復調方式

限られた伝送帯域の中でより高品質な映像を伝送するた

めに、4相PSKに比べてより多くの情報を伝送できる8相PSKをメインに採用し、1トランスポンダ4波伝送時(ノーマルモード)に映像情報量10Mbpsを確保した。また、回線状態に応じて所要C/Nの点で優る4相PSKの伝送モード(SNGモード)も選択することを可能とした。

(2) 映像符号化方式

表1. SNGコーデック VX-3000の伝送諸元

伝送モード		SNG	ノーマル	ノーマル多重	EX-ノーマル	EDTV II (SQ)	EDTV II (TX)	
伝送速度 (Mbps)		12.3	18.4	36.9				
伝送帯域 (MHz)		7.4			14.7			
伝送キャリア数	36MHzトランスポンダ	4		2				
	27MHzトランスポンダ	3		1				
変復調	変復調方式	QPSK/同期検波		8 PSK/同期検波				
	入出力信号 (MHz)	(1) エンコーダ: 140±38 (2) デコーダ: 950~1,450						
誤り訂正	リードソロモン符号	(204, 188)						
	畳込み符号	R=3/4		R=2/3				
スクランブル		PN (ランダム) 符号加算						
多重化方式		MPEG 2 システムTS多重						
総情報速度 (Mbps)		8.5	11.3	22.6				
映像	チャンネル数/キャリア	1		2	1			
	情報速度 (Mbps/ch)	7.7	9.9		20.9	20.2		
	入出力信号	(1) NTSCアナログコンポジット (RS-170A) (標準) (2) NTSCデジタルシリアルコンポジット (SMPTE259M) (オプション) (3) NTSCデジタルシリアルコンポーネント (SMPTE259M) (オプション) オプションはいずれか1種のみ実装可						
	信号帯域 (MHz)	4.2	6					
	標準化周波数 (MHz)	13.5				14.3		
	符号化範囲	Y: 720×512 Cr/Cb: 360×256 (4:2:0)			Y: 720×512 Cr/Cb: 360×512 (4:2:2)		Y: 768×480 Cr/Cb: 384×480 (4:2:2)	
	符号化方式	(1) MPEG 2 準拠 (SP@ML) (2) 三菱独自方式						
	符号化処理遅延	3フレーム/6フレーム切換え						
	EDTV II 信号伝送	不可				スクイーズ	レターボックス	
	4:3 信号伝送	可				不可		
	映像帰線期間信号	伝送信号	なし	ネットキュー信号			ネットキュー, EDTV II 識別制御信号	
		情報速度 (kbps)	0	約350			約1,100	
音声	チャンネル数/映像1ch	2						
	情報速度 (kbps/ch)	128	192					
	入出力信号	(1) アナログ (標準) (2) デジタル: AES/EBU信号 (オプション) (3) デジタル: SMPTE259M デジタルシリアル多重化信号 (オプション)						
	信号帯域 (kHz)	20						
	標準化周波数 (kHz)	48						
	符号化方式	MPEG 1 レイヤII						
オーダワイヤ	チャンネル数/映像1ch	4						
	情報速度 (kbps)	128 (32kbps×4ch)						
データ (同期式)	チャンネル数/映像1ch	1						
	情報速度 (kbps/ch)	64						
データ (非同期式)	チャンネル数/映像1ch	1						
	情報速度 (kbps/ch)	最大19.2						

映像符号化方式としては、放送用素材として十分耐え得る映像品質、SNGの機動性にかかわる装置の小型化、中継現場との掛け合い時に問題となる処理遅延時間、標準化等を考慮し、国際標準であるMPEG2SP@ML方式を採用した。

(3) 音声符号化方式

音声符号化方式としては国際標準であるMPEG 1レイヤII方式を採用した。ビットレートは音質を重視して384 kbps/stereoを基本とし、SNGモードについてのみ256 kbps/stereoとして映像信号によって多くの構報量を割り当てる配分をしている。

(4) 衛星回線伝送諸元

表1に各伝送モードにおける伝送諸元を示す。各伝送モードの概要は以下のとおりである。

(a) SNGモード

4相PSK変調を使用し、1トランスポンダで最大4波伝送できるモードである。従来のFM変調方式よりも低いC/Nでの運用が可能で、衛星アンテナ利得の低い地域や雨などで回線状態の悪い時に使用することを想定している。映像信号の情報量は約7.7Mbpsで、所要C/Nとしては6.4dBまで動作可能である。

(b) ノーマルモード

8相PSK変調を採用して映像信号の情報量を増やし、SNGモードよりも高品位な映像信号を送ることができるモードである。1トランスポンダで最大4波の伝送が可能であり、SNGにおいて通常使用することを想定したモードで、映像信号の情報量は約10Mbpsである。

(c) ノーマル多重モード

エンコーダを2台接続し、ノーマルモード2チャンネル分の信号をTS(Transport Stream)多重して1波で伝送するモードであり、1トランスポンダで最大2波の伝送が可能である。1台の送信機でノーマルモード相当の映像・音声信号を2チャンネル伝送できることを特長とする。映像信号の情報量は1チャンネル当たり約10Mbpsである。

(d) EXノーマルモード

伝送速度をノーマルモードの2倍とし、また映像信号のクロマフォーマットを4:2:2として、より高品位な映像の伝送を可能としたモードである。1トランスポンダで最大2波の伝送が可能であり、映像信号の情報量は約20Mbpsである。

(e) EDTV-II(SQ)モード

スクイーズ方式のEDTV-II信号の伝送に対応したモードで、1トランスポンダで最大2波の伝送が可能である。EDTV-II識別制御信号も伝送する。映像信号の情報量は約20Mbpsである。

(f) EDTV-II(TX)モード

レターボックス方式のEDTV-II信号の伝送に対応したモードである。1トランスポンダで最大2波の伝送が可能で、EDTV-II識別制御信号も伝送する。映像信号の情報量は約20Mbpsである。

2.3 システム構成

F・SATは、スーパーバードA号機のトランスポンダを使用している。システムは、新主局1、副局1、送受信兼用局3、受信専用局22、車載・可搬局44で構成しており、各局のデジタル化に伴う追加機器構成は以下のとおりで

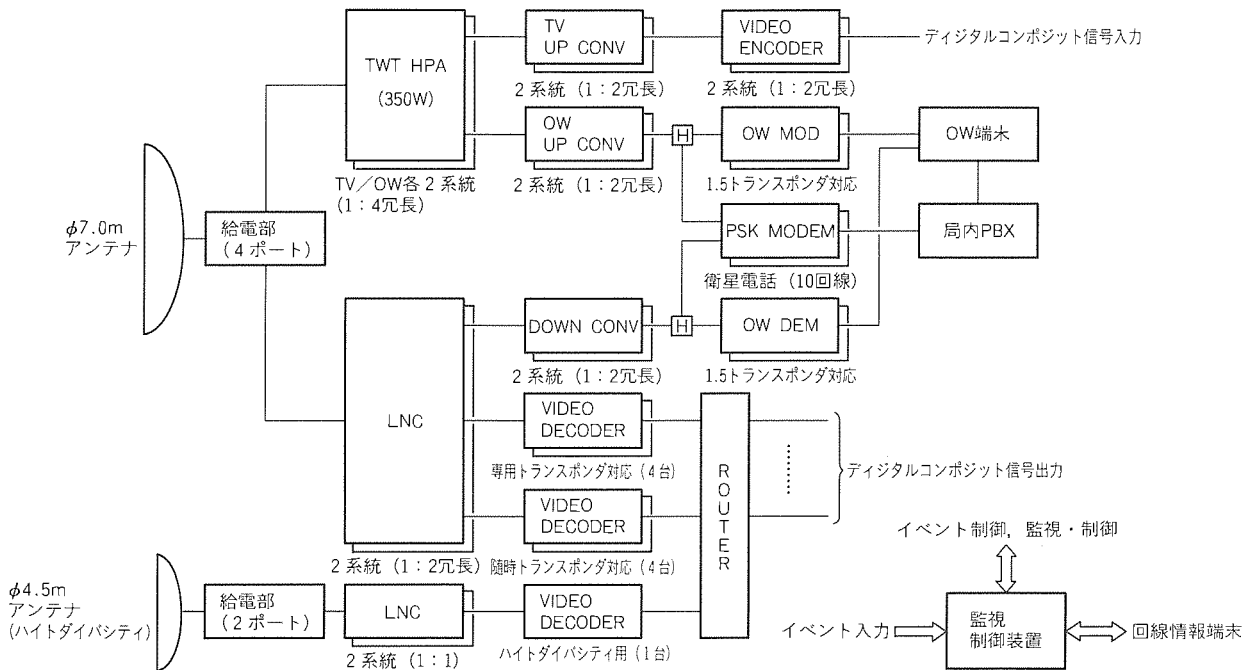


図2. 新主局の系統図



ある。

(1) 新主局

新主局の系統図を図2に、SNG全体の運行管理を行うFOC設備の外観を図3に、デコーダ装置架を図4に示す。エンコーダ3台、デコーダ10台を設備し、デジタル映像2波の同時送信及び6波の同時受信の機能を持ち、オーダーワイヤ回線も3波送信することにより、1.5トランスポンダで常時6波の映像を同時受信しても対応できる構成としている。映像の入出力信号は、NTSCデジタルコンポジット(SMPTE259M)を採用している。なお、羽田空港離発着の航空機が受信ビームを通過した場合に起きる受信障害を想定し、直径7mの主アンテナ(図5)以外に直径4.5mのハイトダイバシティ受信専用アンテナを設けている。また、前述の衛星回線運用モードを回線ブッキングデータに基づいて設定するF・SAT運行管理システム(後述)も当社が納入した。

(2) 副局

エンコーダ2台、デコーダ4台を設備し、デジタル映像の1波送信及び4波同時受信の機能を持ち、オーダー



図3. FOC設備

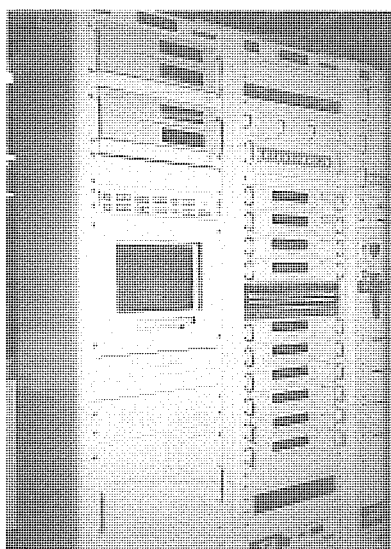


図4. デコーダ装置架

ワイヤ回線も1波送信することにより、1トランスポンダで常時4波(2波はオーダーワイヤなし)の映像を同時受信しても対応できる構成としている。

(3) 送受信兼用局(TRS局)

エンコーダ1台、デコーダ4台、エンコーダ/デコーダコントローラ各1台を設備し、デジタル映像1波送信、4波同時受信の機能を備えている。

(4) 受信専用局(ROS局)

デコーダ2台、デコーダコントローラ1台を設備し、デジタル映像2波の同時受信機能を備えている。

(5) 車載・可搬局

エンコーダ1台、デコーダ1台を設備し、デジタル映像1波の送受信機能を備えている。

(6) 衛星電話システム<sup>(4)</sup>

今回のデジタル化のもう一つの柱として、独自の衛星電話システムの構築を行った。デジタル化の結果生じる専有トランスポンダ内の余った帯域を有効に活用するもので、衛星回線の交換・接続にDAMA方式を採用し、通常は14回線、災害時には映像帯域を使用することによって100回線の確保が可能となった。このため、阪神・淡路大震災などの非常災害時における連絡回線の強化はもちろん、フジテレビ系列の災害対策として、地上回線網とは独立した緊急連絡ネットワークを構築した。設備としては、DAMA装置を主局のフジテレビと副局の関西テレビに設備し、送受信兼用局と車載・可搬局にはデジタル伝送と併用する形態で通信回線用変復調器を設置し、受信専用局には直径1.8mのVSATアンテナ、通信回線用変復調器と送受信装置とを設備し、CSC(Common Signaling Circuit: 共通線信号回線)を利用して各地球局間の専用電話網を構築した。

3. ビデオコーデック

3.1 概要

ビデオエンコーダ VX-3000Eの構成を図6に、ビデオデコーダ VX-3000Dの構成を図7に示す。装置のサイズ

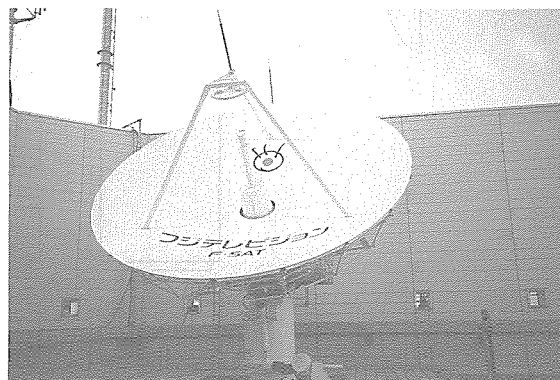


図5. 新主局7mアンテナ

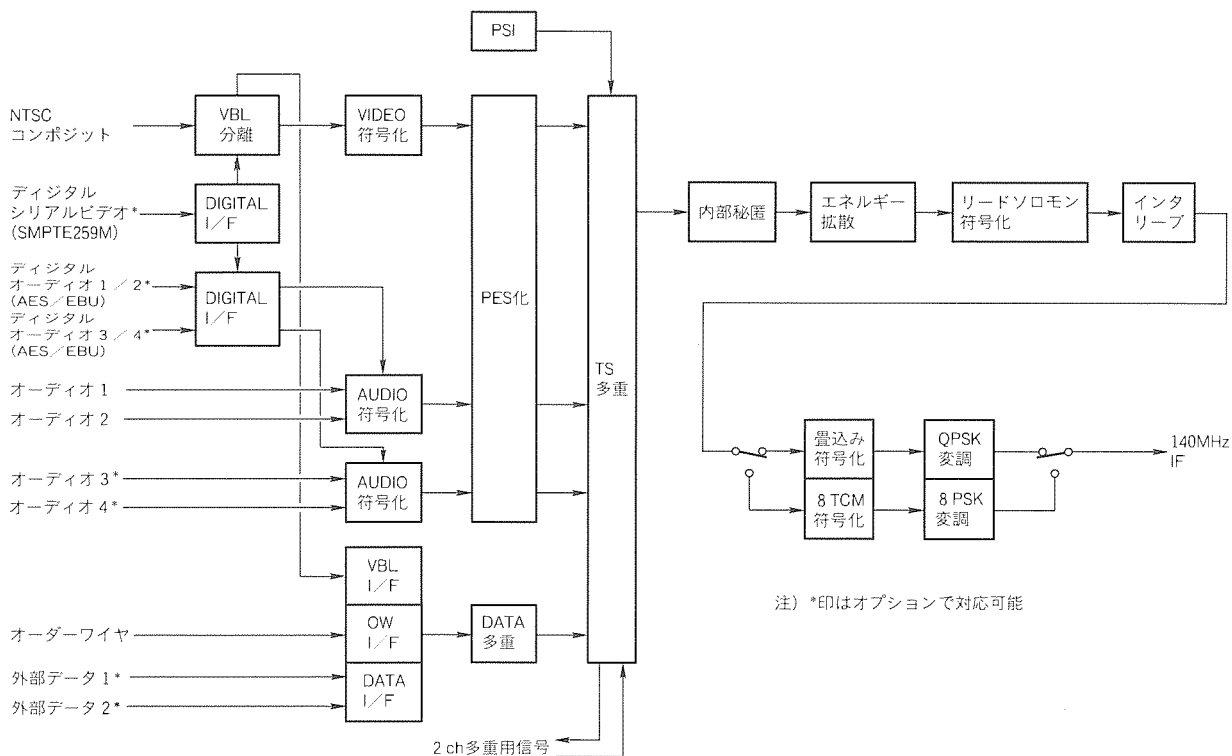


図 6. ビデオエンコーダ VX-3000Eの構成

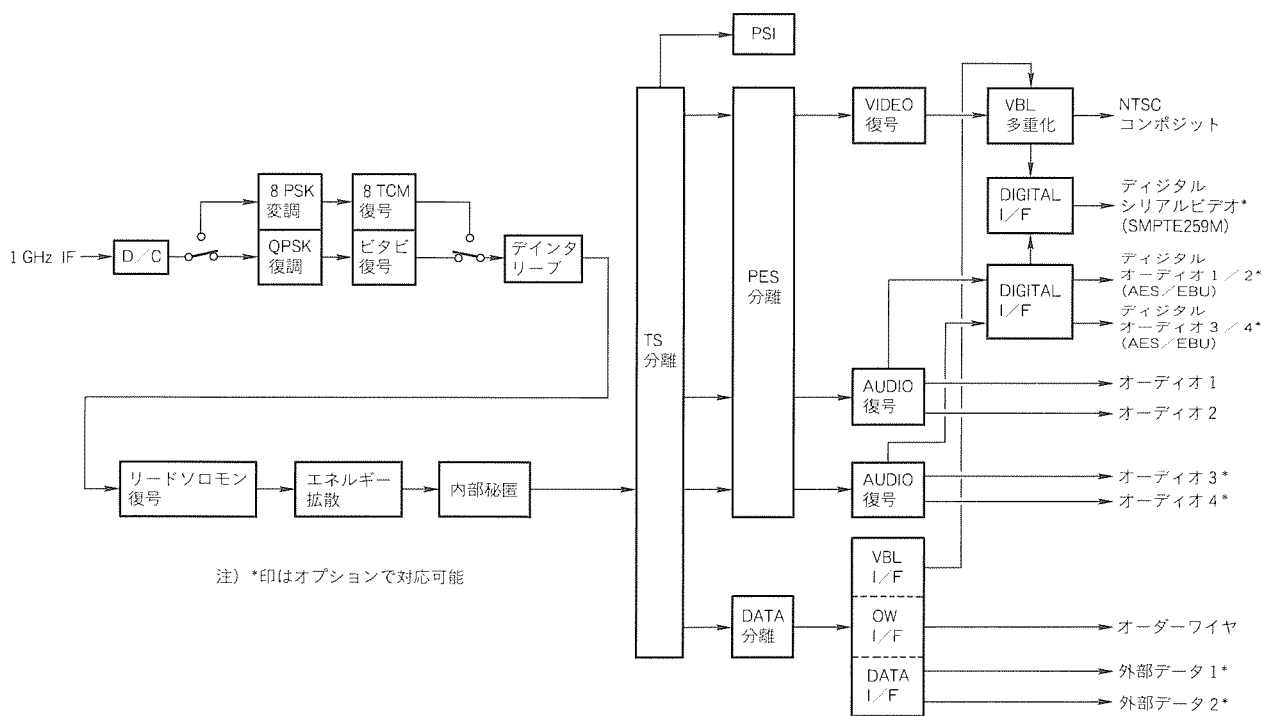


図 7. ビデオデコーダ VX-3000Dの構成

は、エンコーダは幅483mm×高さ133mm×奥行530mm、デコーダは幅483mm×高さ88mm×奥行530mmで、ビデオ及びオーディオ符号化/復号部、外部データ等のインタフェース部、メディア多重/分離部、誤り訂正部、変復調部等を内蔵している。

ビデオエンコーダでは、ビデオ符号化部で映像信号を、

オーディオ符号化部でオーディオ信号を符号化し、デジタル圧縮する。圧縮されたデジタル信号はPES(Packetized Elementary Stream)化される。また、映像信号に重畳されているVBL(Vertical Blanking Line: 垂直帰線期間ライン)重畳信号は映像信号から分離され、オーダーワイヤ信号、外部データ等と多重化される。PES化さ

れた映像信号及びオーディオ信号は、オーダーワイヤなど多重信号、PSI(Program Specific Information)信号とともにTS(Transport Stream)多重化される。2チャンネル多重化する場合には、このTSレベルで行っている。TS多重された信号は内部秘匿がかけられ、さらにエネルギー拡散後、リードソロモン符号化される。リードソロモン符号化信号はインタリーブされた後、4相PSK変調時には畳込み符号化、8相変調時にはTCM(Trellis Coded Modulation)符号化されて直交変調器によってデジタル変調がかけられ、140MHz帯のIF信号として出力される。

ビデオデコーダでは、受信1GHz帯IF信号を周波数変換し、同期検波によって復調した後、4相PSK時にはビタビ復号、8相PSK時にはTCM復号を行い、デインタリーブ、リードソロモン復号、エネルギー拡散、内部秘匿を経由し、ビデオ信号、オーディオ信号、オーダーワイヤ信号等にそれぞれ分離される。分離されたビデオ信号、オーディオ信号は、それぞれビデオ復号部、オーディオ復号部で復号され、VBL信号は分離された後、映像信号に重畳されて出力される。

3.2 特長

ビデオコーデック VX-3000の特長を以下に示す。

- (1) MPEG 2 方式準拠
- (2) 4相/8相PSK変調の併用
- (3) 多様な伝送モード
- (4) デジタルインタフェースの装備

映像信号の入出力インタフェースとして、アナログ信号とは別にデジタルシリアルインタフェース(SMPTE259M)を装備している。また、オーディオ信号の入出力インタフェースとしてはAES/EBU信号とSMPTE259M多重音声信号にも対応する。

(5) 打合せ回線(オーダーワイヤ信号)の伝送

オーダーワイヤ信号として32kbps ADPCM(適応差分)方式で符号化した音声4チャンネルを多重化して伝送するための128kbpsインタフェースを装備し、映像信号に多重化して伝送可能とした。

(6) VBL信号の伝送

映像信号の垂直帰線期間に重畳されているネットキュー信号等の信号を、映像信号と分離して処理し伝送する。

(7) スクランブル機能

PN符号を加算するスクランブル機能を装備し、安全性を確保した。

4. F・SAT運行管理システム

4.1 概要

F・SAT運行管理システム(略称FOCS)は、F・SAT主局の運用を管理するシステムで、下記の機能を持っている。

- (1) 主局整備の機器監視制御
- (2) 回線情報システムから入力される回線ブッキングデータに基づく回線設定及び回線使用実績作成(イベント制御)

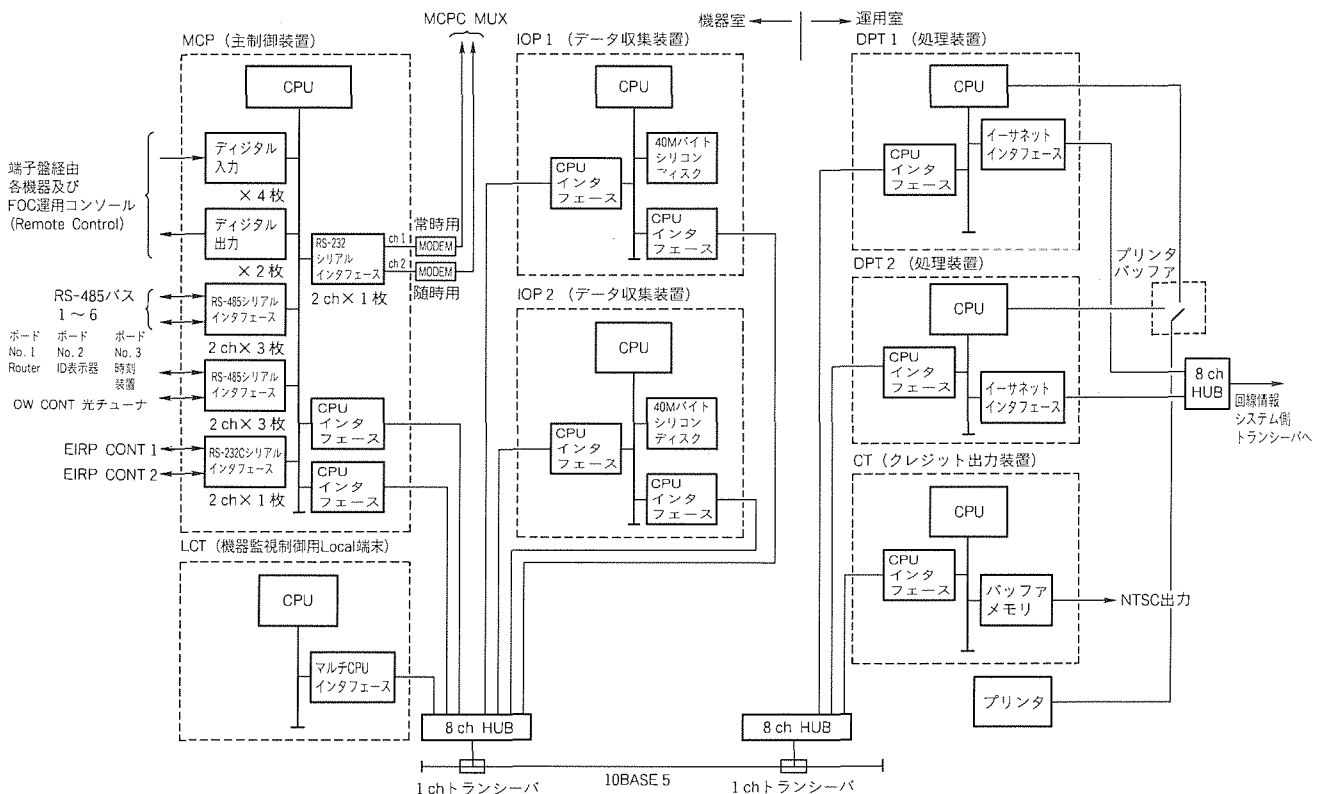


図8. FOC運用システム構成

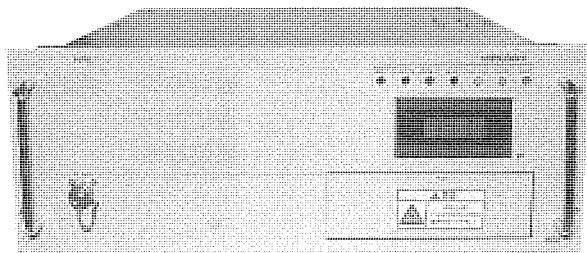


図9. 350W HPAの外観

(3) 回線情報システム停止時の代替ブッキング受付

#### 4.2 構成

このシステムは、稼働率向上のため主要部分を二重化した構成とし、処理能力の改善のため高速ネットワークを利用した分散システム構成を採用した。図8に全体の構成を示す。

各構成品の役割は下記のとおりである。

(1) MCP(Main Control Processor)

遠隔制御パネル、ローカル操作パネルの操作表示を管理し、システム全体の動作状態を管理するとともに、各機器とのインタフェースを行い、機器故障時のアラーム通知、及び冗長系機器の自動切換えを行う。また、外部時刻装置との時刻同期もこの装置でとり、イベントの実時間制御も行う。

(2) IOP(I/O Processor) 1及び2

IOP 1及び2とも同様の機能を持ち、MCPのイベント実時間制御結果、DPT(Data Processing Terminal) 1及び2のブッキング情報の更新内容、イベント制御要求を受けて、イベントの実行管理及び実績データの管理を行う。IOP 1及び2は二重系として動作し、片系が故障修理等を行った場合に生じるデータの不整合については、DPT 1及び2からの指令によってデータのレベル合わせを行い、復旧時間を短縮化している。

(3) DPT 1及び2

DPTは、オペレータとのヒューマンインタフェースを行うとともに、回線情報システムとのインタフェースを行う装置である。オペレータとのインタフェースはDPT 1及び2とも同時に使用可能であるが、回線情報システムとのインタフェースは、DPT 1及び2のいずれか一方がローカル操作パネルの指示に従って行う。

(4) CT(Credit Terminal)

F・SATの回線使用状況及び予定を文字情報として、NTSC信号で出力する。出力情報は、イベントの制御状況をIOPから入力し、この装置で編集して出力する。また、出力情報にコメントを付加するため、この端末操作によって任意のコメント入力が可能である。NTSC信号出力はF・SATの空き回線を利用して送信され、各局が受信し、

イベント制御予定等を確認することが可能となる。

(5) LCT(Local Control Terminal)

機器室内で機器制御を行うための端末で、MCPと通信を行い、機器制御を行う。

(6) FOC運用コンソール

DPT 1及び2、CTが実装されるほか、オーダーワイヤ制御パネル及びリモート制御パネルを実装している。

## 5. 350W HPA

今回、主局用HPAには、高能率350W TWT及び新規開発の高力率Switching Mode Rectifier方式TWT電源を搭載したHPAを採用した。従来の300W HPAと比較し、装置出力約300W(従来250W)、消費電力約1.1~1.2kVA(従来約1.9kVA)、装置高さ177mm(従来311mm)と大幅に性能を改善している。図9にこのHPAの外観を示す。

## 6. むすび

運用開始以来数箇月を経過し、アナログFM方式に比較しても、隣接チャネルからの漏れ込みと呼ばれる電波相互干渉もなくなり、画質も格段に向上し、特に常時トランスポンダ1本で4チャンネルの伝送が可能となり、デジタル化のメリットは非常に大きいものがある。また、アナログFMハーフ伝送に対し、通常使用する8相PSK変調ノーマルモードにおいては更に1dB以上のマージンがあり、衛星アンテナ利得の低い場所でのアップリンクが容易となった。さらに、4相PSK変調を使用したSNGモードを選択することにより、1.2m径相当のアンテナと125W HPAの組合せで、北海道からのアップリンクも実現可能である。また、衛星電話システムについても、昨年12月の長野県における土石流災害においてその威力を発揮し、車載局間はもとより、車載局-固定局間の連絡に有効に利用できた。

最後に、デジタルF・SATの構築に際し、各種ご助言、ご指導をいただいた㈱フジテレビジョンの系列各社、宇宙通信㈱の関係各位に感謝の意を表する。

## 参考文献

- (1) 清水芳之、堀江 丞、中西道雄、岡田東亜、日向正瑞：SNGネットワーク、三菱電機技報、64、No. 2、137~141 (1990)
- (2) 松崎一博、浅野研一、本間 洋、本多孝司、佐々木源：MPEG 2 応用映像伝送システム、三菱電機技報、71、No. 2、222~225 (1997)
- (3) SNGシステム完全デジタル化、放送技術 (1997-2)
- (4) 笠井則充、喜田智裕、億本智子：衛星通信システム DAMA装置、71、No.4、435~440 (1997)

西村修司\* 井上誠也\*  
渡辺栄司\*  
喜田智裕\*

# 超小型衛星通信用端末装置

## 要 旨

近年、社会生活における情報通信の重要性がますます認識され、またサービスの多様化が急速に進む中、衛星通信を利用した通信ネットワークの構築は現代社会に不可欠なものとなりつつある。

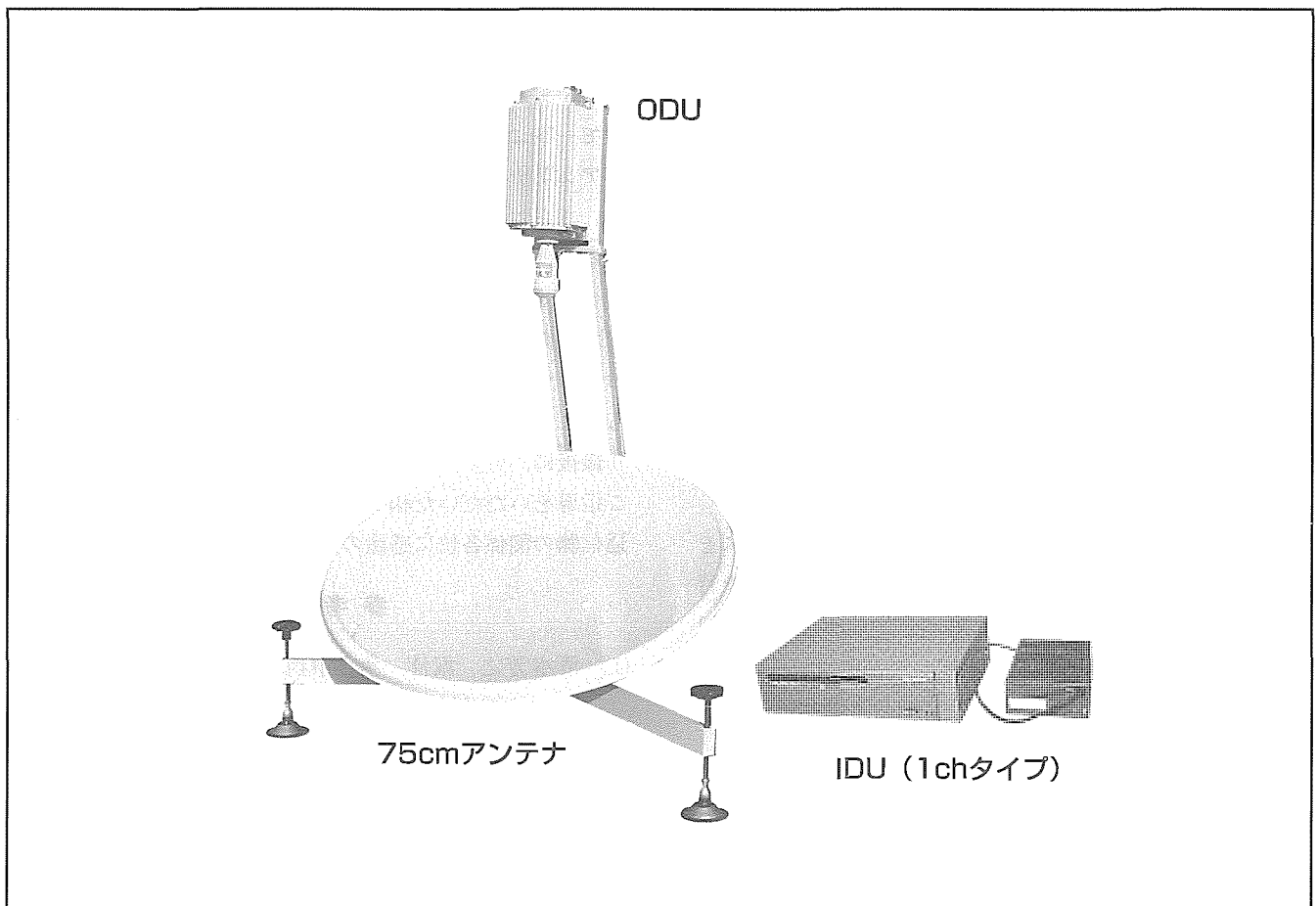
また、阪神・淡路大震災では、耐災害性、広域性、回線設定の容易性などの特長を十分に生かし、臨時用の通信手段として衛星通信が大活躍した。

これを機に、通信サービス業者やガス・電力会社などの公的な機関を中心に、VSAT (Very Small Aperture Terminal: 超小型地球局) システムを始めとする衛星通信ネットワーク導入の機運が高まっている。

三菱電機では、音声、ファクシミリ又はデータ伝送が可能で、容易に持ち運びができ、設置及び運用が簡単な重さ約30kgの可搬型VSAT装置を開発した。

音声符号化には16kbps LD-CELP方式を採用し、衛星回線の効率化を図った。また、32kbps ADPCM方式への切り換えが可能であり、従来システムにも適用できる。

VSAT装置はアンテナ、ODU (Out Door Unit: 屋外装置) とIDU (In Door Unit: 屋内装置) からなるが、今回は特に小型で軽く、可搬性に優れたIDUを開発したので、その構成と主な特長について述べる。



## 可搬型VSAT装置

今回開発した可搬型VSATの外観図であり、直径75cmアンテナ、ODU、IDUで構成される。災害発生時やイベント等における臨時用の通信手段として利用することができる。

## 1. ま え が き

1995年1月に発生した阪神・淡路大震災では、臨時用の通信手段として衛星通信が大活躍し、災害に強い衛星通信の有用性が図らずも実証され、これを機に通信サービス業者やガス・電力会社などの公的な機関を中心にVSATシステムを始めとする衛星通信ネットワークの新たな導入が計画されている。

また、電話、ファクシミリ、データ伝送やコンピュータ通信を中心とする情報通信サービスは、近年、社会生活に欠かせないライフラインとして位置付けられており、災害など万一の場合における通信手段の確保がますます重要性を増している。

本稿では、VSATシステムに用いる端末装置、特に小型で軽く、可搬性に優れたIDUを開発したので、その構成と特長について述べる。

## 2. VSATシステム

### 2.1 概 要

VSATシステムは、図1に示すように、通信を制御するハブ局(親局)と多数のVSAT局(子局)で構成される1:Nのスター状ネットワークが基本であり、ハブ局がシステム全体の監視制御や回線割当て等の役割を担っている。

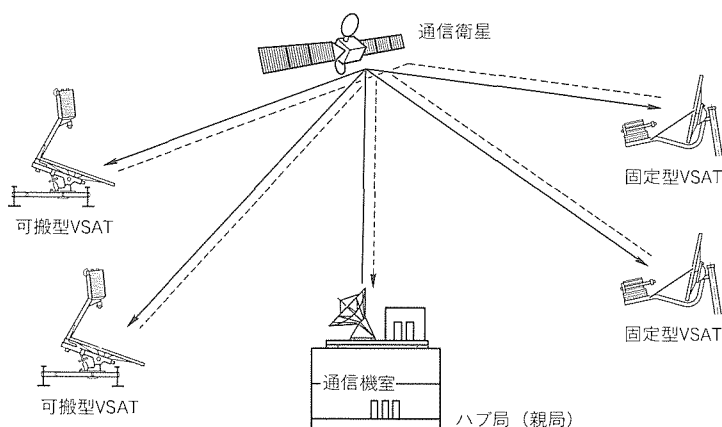


図1. VSATシステムの構成例

る。

VSATシステムは、広域性、同報性、回線設定の容易性、地上災害に影響されにくい耐災害性など衛星通信の特長を十分に生かしたシステムであり、自治体による地域衛星通信ネットワークや企業内通信網として広く利用されている。

また、可搬型VSATは、容易に持ち運びができ、簡単に設置・運用が可能なので、地震等の災害発生時やイベント時における臨時用の通信手段として利用できる。

### 2.2 通信方式

VSATでは、一つの衛星トランスポンダを同時に多数のVSAT局で利用するため、以下に示す多元接続方式や回線接続方式を用いている。

多元接続方式には、各VSATが同一の搬送波周波数を割り当てられた時間スロットのみ送信するTDMA (Time Division Multiple Access: 時分割多元接続)方式と、各VSAT局にそれぞれ異なった搬送波周波数を割り当てて使用するFDMA (Frequency Division Multiple Access: 周波数分割多元接続)方式があるが、このVSATの通信回線(SCPC (Single Channel Per Carrier)回線)ではFDMA方式を用いている。

また、回線接続方式には、要求に応じて回線を設定するDAMA (Demand Assignment Multiple Access)方式と、あらかじめ回線を割り当てておくPAMA (Pre Assignment Multiple Access)方式がある。

ここでは、VSATにおける各回線の通信方式の一例を表1に示し、各方式について説明する。

#### 2.2.1 DAMA方式

DAMA方式は、衛星回線を必要に応じて使用するため、衛星回線の効率的な運用が可能である。

DAMA方式に設定されたIDUは、通常時、チャンネル制御回線(上り: RA-TDMA回線, 下り: TDM回線)で親局DAMA制御装置と接続されている。端末装置からの回線接続要求を検

表1. 各回線の通信方式

方式	SCPC回線		TDM/PA-TDMA回線		TDM/RA-TDMA回線	
	デマンドアサインFDMA	プリアサインFDMA	上り回線	下り回線	上り回線	下り回線
アクセス方式	デマンドアサインFDMA	プリアサインFDMA	プリアサインTDMA	プリアサインTDM	ランダムアクセスTDMA	プリアサインTDM
動作モード	フレーム付きバースト (ボイスアクティ ベーションによる)	連続	スロット付きバースト	連続	スロット付きバースト	連続
音声符号化方式	32kbps ADPCM 又は 16kbps LD-CELP	32kbps ADPCM 又は 16kbps LD-CELP	—	32kbps ADPCM 16kbps LD-CELP	—	—



出したIDUは、チャンネル制御回線で親局DAMA制御装置へ着信先を通知する。これにより、親局DAMA制御装置は、利用可能な通話回線を発信局(接続要求元)と着信局へそれぞれ通知する。ここで各々のIDUは、チャンネル制御回線から通信回線に変更し、通信を開始する。通信終了後、各々のIDUは、チャンネル制御回線へ自ら戻り、親局DAMA制御装置へ通話回線の解放を通知し、通信を終了する。

2.2.2 PAMA方式

PAMA方式は、衛星回線を固定的に割り当てることにより、確実に回線を確保することが可能である。

(1) 連続モード(PA-FDMA)

特定の二つのIDUにPAMA方式連続モードに設定することによって常時電送可能となる。運用形態としては、構内交換機の内線延長システム、データ端末間のデータ伝送、電話機間のホットライン通話等がある。

この方式により、災害時の通信回線の確保や離島等の遠隔地との通信回線の確保が容易に可能となる。

(2) バーストモード(PA-TDMA)

PAMA方式、バーストモードに設定されたIDUは、親局からの下り回線のフレーム信号に同期して、各々に固定的に割り当てられたバーストスロットに情報を入れて伝送する。また、親局からの下り回線を用いてすべてのIDUへ一斉に情報の伝送をする。運用形態としては、一斉指令システム等があり、この方式により、一組の衛星回線で効率的なネットワークを構築することが可能である。

3. VSAT装置

3.1 構成

VSAT装置のブロック図を図2に示す。

アンテナは、直径75cmのオフセットパラボラ形を採用し、簡単に運搬できるようにアンテナ反射鏡、ODU支持部と三脚の三つに分割(各々10kg以下)でき、かつ工具なしで容易に組立てできる構造とした。

ODUは、IDUからの送信IF(Intermediate Frequency)信号を周波数変換した後、増幅して送出するHPC(High Power Converter:高出力周波数変換器)と衛星から受信した高周波信号を低雑音増幅し、IF信号に周波数変換するLNB(Low Noise Block Converter:低雑音周波数変換器)とを一体化した構造で、アンテナへの取付けを容易にした。今回、ODUは1W飽和出力と2W飽和出力の2種類を製品化した。

ODUは、音声インタフェース部、CPU制御部、ベースバンド信号処理部と変復調部からなり、電話やファクシミリなどの端末装置が接続される。

ODUとIDUとの間は、送信用と受信用の2本の同軸ケーブルで接続し、送信用ケーブルには送信IF信号のほかにODUの電源、基準信号と監視制御信号を重畳する。

3.2 特長・性能

今回開発したVSAT装置の主な特長を以下に示す。

一例として、可搬型VSATの主要性能を表2に示す。

(1) IDUの軽量化により、総質量30kg以下の可搬型VSAT(75cmアンテナ、1W ODUと1ch IDUの構成)を

表2. 可搬型VSATの主要性能

項目	性能・諸元
周波数範囲	
送信	14.00~14.50GHz
受信	12.25~12.75GHz
アンテナ	
形式	オフセットパラボラ
主反射鏡直径	75cm相当
利得	
送信	38.7dBi以上@14.25GHz
受信	37.6dBi以上@12.50GHz
偏波	送受直交直線偏波
ODU	
送信飽和出力	1W又は2W
受信雑音温度	170K以下@+25℃
IDU	
変調方式	4相位相変調方式
復調方式	同期検波方式
音声符号化方式	16kbps LD-CELP又は 32kbps ADPCM
キャリア周波数間隔	25kHz ステップ
電源条件	AC100V単相又は DC+12V
環境条件	
耐風性	瞬間最大風速20m/sまで運用可能
動作温度範囲	
アンテナ, ODU	-15~+45℃ -30~+45℃ (寒冷地仕様)
IDU	0~+40℃
質量	
アンテナ及びODU	25kg以下
IDU	4kg以下 (1ch実装タイプ) 6kg以下 (2ch実装タイプ)

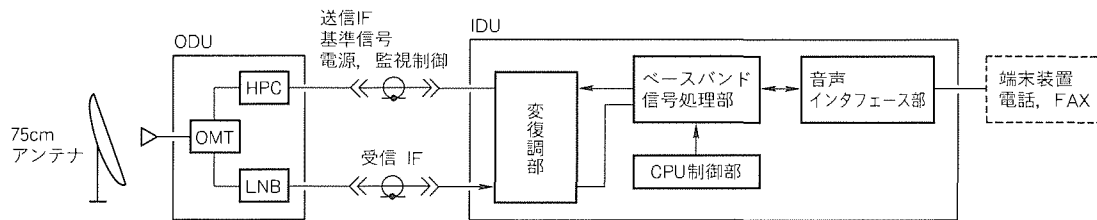


図2. VSAT装置のブロック図

実現した。

(2) 電話、ファクシミリ又はデータ伝送が可能であり、チャンネルの増設により、例えば電話とファクシミリの同時伝送や電話とデータの同時伝送ができる。

(3) DAMAとPAMAいずれの回線接続方式にも容易に対応可能である。

(4) 上記(1)の構成で100W以下の低消費電力を実現し、バッテリー(DC+12V)による動作が可能である。

#### 4. IDU

##### 4.1 概要

IDU(1ch実装タイプ)のブロック図を図3に、主要性能を表3に示す。

IDUは、端末インタフェース部、CPU部、ベースバンド処理部、変復調部などで構成される。

電話やファクシミリなどの端末装置から入力された音声信号を音声符号化し、QPSK変調した後、ODUへ送信する。また、ODUから入力した高周波信号は、周波数変換し、同期検波した後、ベースバンド信号処理で復調する。

IDUの主な特長を以下に示す。

##### (1) 小型・軽量化

直接変調方式、DSP(Digital Signal Processor)によるベースバンド信号処理の採用や構造の簡素化などにより、当社従来品と比べて体積、質量とも約1/4以下を達成した。

(2) DDS(Direct Digital Synthesizer)を用いたPLL(Phase Locked Loop)シンセサイザの採用により、低位相雑音でかつ狭い周波数ステップを実現した。

(3) 音声符号化方式に16kbps LD-CELP方式(Low Delay-Code Excited Linear Prediction:低遅延符号励振線形予測)ITU-T G.728準拠を採用しており、狭帯域化によって衛星回線の効率化が図れる。また、32kbps ADPCM(Adaptive Differential PCM:適応差分PCM)方式への切り換えが可能であり、従来のシステムにも適用できる。

##### 4.2 音声インタフェース

音声符号化方式として16kbps LD-CELPを採用するこ

とにより、通常の64kbps PCM符号化方式に対して1/4の狭帯域化を実現している。また、32kbps ADPCM音声符号化方式にも切り換え可能である。

ファクシミリ信号については、FAX ADAPTERカードを実装することでG3 FAX(9.6kbps以下)に対応可能である。

また、音声が存在する期間だけ送信を行う“ボイスアクチベーション”方式を採用することにより、回線の容量又は回線当たりの衛星電力を約2倍にすることができ、衛星電力を有効利用できる。これらLD-CELP符号化/復号処理及びボイスアクチベーション処理はDSPで行っている。

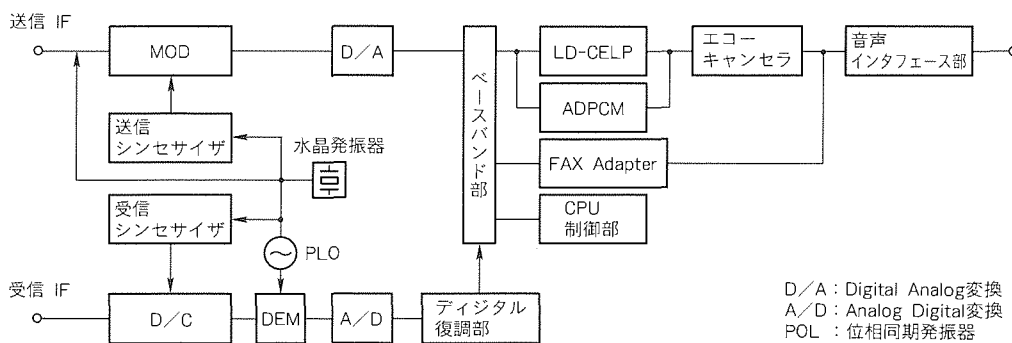
##### 4.3 CPU制御部

CPU制御部は、DAMA方式/PAMA方式の切り換えを容易に行うため、システムターミナル(パソコン)からのパラメータ設定により、送信/受信周波数、送信/受信モード等をハードウェア及びDSPへ通知する。これにより、IDUはそれぞれのシステムに適した運用が可能となる。

親局からの受信同期が確立しない状態、又はODU及びIDUの機器異常をCPU制御部で検出し、送信制御を行い、キャリアの停止処理を行う。

表3. IDU(1ch実装タイプ)の主要性能

項目	性能・諸元
変調方式	QPSK方式
伝送速度	35kbps又は70kbps
音声符号化方式	16kbpsLD-CELP方式又は32kbpsADPCM方式
誤り訂正符号化方式	畳込み符号、符号率=1/2 拘束長=7
復調方式	同期検波方式
誤り訂正復号方式	3ビット軟判定、ビタビ復号
BER特性	$E_b/N_0=5.9\text{dB}$ で $1 \times 10^{-5}$ 以下
回線接続方式	DAMA又はPAMA
端末インタフェース	
音声	2線式又は4線式
ファクシミリ	G3 FAX (9.6kbps以下)
データ	非同期2.4kbps
電源条件	AC100V単相又はDC+12V
寸法	330×263×86 (mm)
質量	4kg以下



D/A: Digital Analog変換  
A/D: Analog Digital変換  
PLO: 位相同期発振器

図3. IDU(1ch実装タイプ)のブロック図

ベースバンド部との制御信号の入出力を行い、各種シーケンス処理もCPU制御部で行う。DAMA方式の通信回線割当てもこの制御信号によって指示され、制御信号を受信したCPU制御部は、送信/受信周波数、送信/受信モードをハードウェア及びDSPに通知し、通話回線による運用を可能とする。

#### 4.4 ベースバンド信号処理部

ベースバンド信号処理部は、デジタル復調部とベースバンド部で構成され、それぞれDSPで処理を行っている。

##### (1) デジタル復調部

DEM(Demodulator:復調器)部でオーバーサンプルされたデジタルデータを準同期検波し、35kbps又は70kbpsの軟判定データに変換した後、ベースバンド部に出力する。動作モードとしては連続受信/バースト受信モードがあり、CPU制御部からの設定で切換え可能である。

##### (2) ベースバンド部

ベースバンド部では、送信/受信部のベースバンド処理を行う。

送信部では、音声インタフェース部から入力した音声信号にCPUからの制御信号を多重し、フレーム単位でスクランブル処理を行った後、畳込み符号化処理、ユニークワード(UW)多重処理を行う。このデータに対してナイキストフィルタ処理を行い、MOD(Modulator:変調器)部に出力する。

受信部では、デジタル復調部から入力した軟判定データに対してUW検出処理でフレーム同期を確立した後、ピタビ復号、デスクランブル処理を行う。デスクランブルされたデータは音声信号、制御信号に分離され、それぞれ音声インタフェース部、CPU制御部に出力される。

#### 4.5 変復調部

変復調部は、送信系のMOD部、受信系のD/C(Down Converter:周波数変換器)とDEM部で構成される。

##### 4.5.1 送信系

MOD部は、1GHz帯のQPSK(Quadrature Phase Shift Keying:4相位相変調)変調器を用いた直接変調方式を採用している。局部発振器にはDDSを用いたPLLシンセサイザを使用することにより、低位相雑音でかつ狭い周波数ステップを実現した。

また、ODUとIDUとを接続する同軸ケーブルの長さ

による送信IF信号の減衰量の差を補正するため、QPSK変調器の出力に増幅器と可変減衰器を設け、送信信号の出力レベルを可変する。

##### 4.5.2 受信系

D/C部は、ODUから送られてきた1GHz帯(950~1,450MHz)の受信信号をIF信号に周波数変換するシングルコンバージョン方式を採用し、回路の小型化を実現した。局部発振器は、受信チャンネルを選択するため、500MHz帯域を25kHzステップで可変し、かつ低位相雑音を実現するため、DDSを用いたPLLシンセサイザを採用している。また、衛星やODU内の周波数ドリフトを補正するため、AFC回路を設けた。

送信と同様に、D/C部にも、ODUとIDUとを接続する同軸ケーブルの長さによる受信レベルの差を補正するために、増幅器と可変減衰器を設けている。

DEM部では、チャンネル選択した受信信号のみを通過させ、それ以外の信号を減衰させるために、急しゅん(峻)な減衰特性を持つSAW(Surface Acoustic Wave:表面弾性波)フィルタを採用し、AGC増幅器によって一定レベルにまで増幅した後、DEM用ICで検波し、ベースバンド信号を出力する。

#### 4.6 その他

電源条件として、通常はIDUにACアダプタを接続してAC100Vで使用するが、停電等でAC電源が供給されない場合や屋外で使用する場合にバッテリーでも動作可能なように低消費電力化を実現した。

また、ACアダプタはバッテリーの充電機能を持っており、常時バッテリーを接続しておけば、電源バックアップが可能となる。

## 5. むすび

以上、VSAT装置について、特にIDUの構成と特長を中心に述べた。今後、装置の更なる小型・軽量化や低価格化の実現がVSATシステム普及のかぎになると考えており、これからも市場ニーズに合った装置の開発と製品化に努めていく所存である。

最後に、この装置の開発・設計に当たり多大なご指導をいただいた関係各位に感謝する。

# ノートブック型衛星通信端末

富士 剛\* 田中稔男\*  
土井正幸\* 土谷牧夫\*  
浅原 隆\*\*

## 要 旨

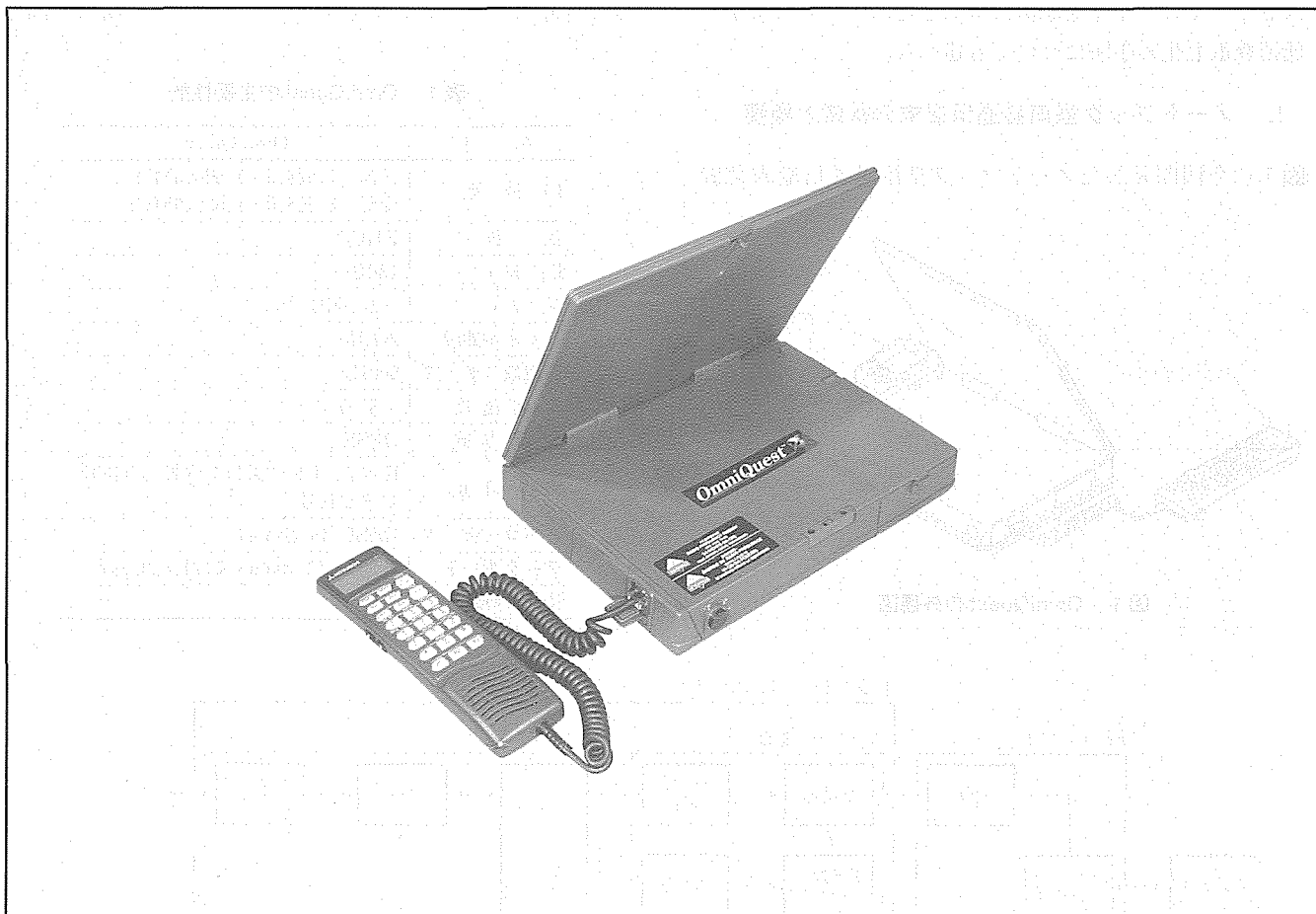
現在、北米では、静止軌道衛星を使用した移動体衛星通信システム (MSATシステム) がAMSC (American Mobile Satellite Corporation) 社/TMI (TMI Communications) 社によって運用されている。三菱電機 (以下“当社”という。) では、1995年のサービス開始時点から、このシステムで使用する各種の衛星通信端末を供給してきた。衛星通信端末の種類としては車載用、可搬用、海事用、固定局用等を供給している。今回当社では、従来の可搬用端末の次機種として、ノートブックパソコンサイズの可搬型衛星通信端末“OmniQuest”を開発した。

OmniQuestは、体積約3,000cc、質量約2.4kgであり、従来の当社製可搬型端末に比べて体積比で約22%、質量比で約18%という小型・軽量化を達成している。

サービスとしては従来機と同様、音声、データ、FAX、ディスパッチラジオのサービスを提供することが可能である。可搬機としての重要な特性であるバッテリーの保持時間は、連続送信1時間、待受け8時間を実現した。

本稿では、OmniQuestの構成と主な特長を述べ、従来機種に比較して大幅な小型・軽量化を達成するために必要であった技術について述べる。特に、アンテナの薄型化、RF回路の小型化、デジタル処理の削減、消費電力の削減、装置の軽量化のために適用した手法について、従来機種との比較を行いながら説明する。

OmniQuestは携帯性に優れているため、ビジネスユースはもちろん、パーソナルユースとしての使用も期待される。



## ノートブック型衛星通信端末

新しく開発された北米MSATシステム用衛星通信端末である。ノートブックサイズパソコンの大きさで、音声、データ、FAX、ディスパッチラジオのサービスをサポートする。2.4kgの重さで携帯性に優れており、ビジネスユースはもちろんのこと、パーソナルユースとしての使用も期待される。

1. ま え が き

北米において、静止軌道衛星を使用した移動体衛星通信システム(MSATシステム)が1995年にサービスを開始した<sup>(1)</sup>。MSATシステムでは、通常の回線交換型の音声電話のほかに、FAX、2,400/4,800bpsの非同期データ通信、及びネットラジオと呼ばれる音声ディスパッチサービスが提供されている。当社ではサービス開始当初から車載用、可搬用、固定局用、海事用等の各種端末(Mobile Terminal: MT)を供給してきた<sup>(2)</sup>。今回、従来の可搬型端末の後継機種としてノートブックパソコンサイズの可搬型衛星通信端末を開発し、製品化した。この端末は、従来機に比べて大幅な小型・軽量化を実現している。

本稿では、今回製品化したノートブック型衛星通信端末の構成と概要を述べ、開発に際し小型・軽量化のポイントとなった技術を述べる。一方、このような可搬型の端末では電池の保持時間が重要な性能となるが、軽量化と電池保持時間とは相反する性能である。すなわち、電池保持時間を延ばすためには大容量の電池を採用すればよいが、そうすると質量が大きくなってしまいます。ここでは、電池の容量を大きくすることなく電池保持時間を延ばすために採用した低消費電力化の手法についても述べる。

2. ノートブック型衛星通信端末の構成と概要

図1に今回開発したノートブック型衛星通信端末装置

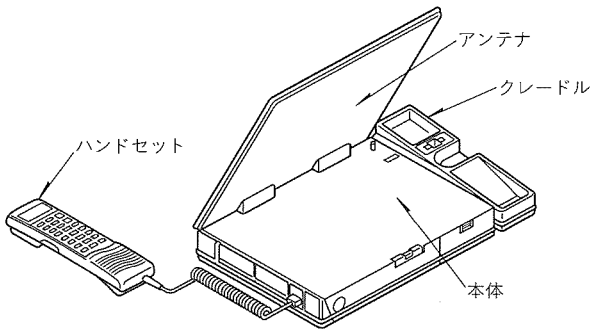


図1. OmniQuestの外観図

“OmniQuest”の外観図を、図2にブロック図を示す。

アンテナはケース(アンテナリッド)に内蔵されており、通信時にはアンテナリッドを開き、衛星の方向に向けて使用する。バッテリーは本体に内蔵されており、Ni-MHバッテリーを使用している。本体はトランシーバユニット(TU)とRFユニット(RFU)で構成されており、TUはコンバータ基板とデジタル基板で構成される。TUは本体から着脱可能になっており、オプションであるトランスモバイルユニット(TMU)を使用することによって当社が提供する車載アンテナにも接続でき、車載機としても使用できるようになっている。表1にOmniQuestの主要性能を示す。

音声通話時には、ハンドセットから入力された音声はPCMコーデックによってデジタル化された後、DSP(Digital Signal Processor)内でIMBE(Improved Multi Band Excitation)方式によって6.4kbpsで音声符号化される。さらに、衛星回線のフレームフォーマットにフレーミングが施されデジタルフィルタによって波形整形された後、コンバータ基板で直接変調方式によってQPSK変調が施される。HPA(High Power Amplifier)で増幅されたQPSK波はダイプレクサを通り、アンテナから衛星に向けた

表1. OmniQuestの主要性能

項目	OmniQuest
周波数	送信 1,626.5~1,660.5MHz 受信 1,525.0~1,559.0MHz
偏波	RHCP
EIRP	13dBw
G/T	-14.6dB/K
チャンネル間隔	6 kHz
周波数ステップ	500Hz
変調速度	3.375kボア
変調方式	QPSK
誤り訂正	K=7, R1/2又は3/4畳込み符号 ビタビ復号
音声コーデック	IMBE (6.4kbps)
データポート	非同期 (2,400bps又は4,800bps)
待受け時間	8 h

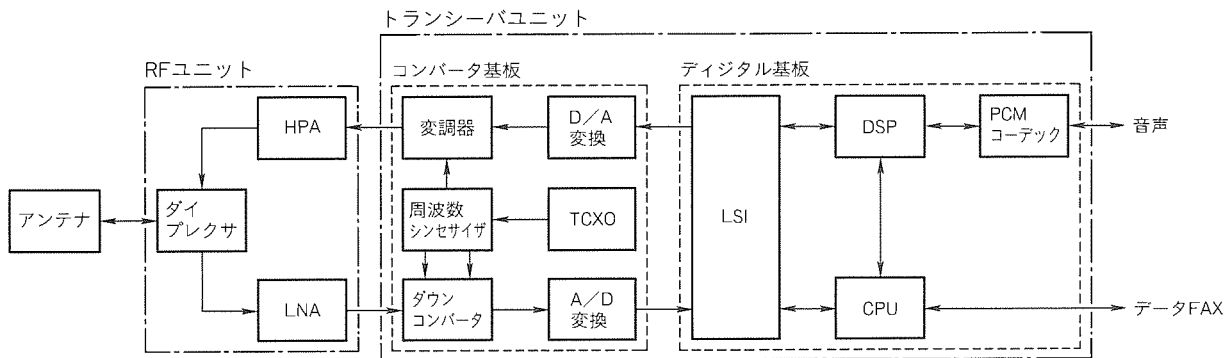


図2. OmniQuestのブロック図

て送信される。ダイプレクサとアンテナの間はコネクタによる接続になっており、ここに外部のアンテナを接続することもできるようになっている。

一方、アンテナで受信された信号は、LNAで増幅された後、コンバータ基板内でダブルコンバージョン方式によってIF周波数に変換され、A/D変換される。A/D変換によってデジタル化されたIF信号は、デジタル処理によってベースバンドに変換され、フィルタリングされる。DSPは、このデジタル信号を復調してデフレーミングする機能と、音声復号を行う機能を持っている。復調方式としては、ライスフェージングの条件下で優れた特性を発揮する多シンボル遅延検波/MLSE(Maximum Likelihood Sequence Estimation)方式を採用している<sup>(3)</sup>。

待受け状態の時には、MTは衛星からの制御信号をモニタしている。この制御信号は拘束長7の畳込み符号化が施されており、DSPによって軟判定ビタビ復号が行われる。

周波数シンセサイザは、500Hzステップという微小ステップサイズを高速で実現するため、ダイレクトデジタルシンセサイザ(DDS)を用いた2同調PLLシンセサイザで実現されている<sup>(4)</sup>。

表2にOmniQuestと当社の従来機である“ST150A”との性能比較を示す。OmniQuestはST150Aと同一の機能と、ほぼ同等の性能を持ちながら、体積比で約22%、質量比で約18%という大幅な小型・軽量化を実現している。

### 3. 小型・軽量化技術

ここでは、2章で述べたような大幅な小型・軽量化を実現するために採用した手法を、各要素別に説明する。

#### 3.1 アンテナ

アンテナの表面積を小さくするため、従来機ST150Aが4素子の平面パッチアンテナを使用しているのに対し、2素子の平面パッチアンテナを使用した。したがって、アンテナゲインはST150Aの14dBiから約3dB低下して約11dBiとなっているが、HPAの出力を上げることによってEIRP(Equivalent Isotropically Radiated Power)は従来機と同等の値を保っている。一方、G/T比は、MSATシステムで使用され

る中利得端末以上の性能を持っている。

また、アンテナを薄型化するため、ST150Aでは2枚のフィルム基板と発泡材で構成していたものを、フィルム基板1枚と高誘電率のテフロン基板を使用し構成した。これにより、従来の厚さ14mmから11mmに薄型化することができた。さらに、軽量化のため、従来機ではアルミ板を使用していたアンテナ地板を、ABS樹脂にアルミ蒸着を施したものに変更した。

#### 3.2 コンバータ

従来機のST150Aでは送信にシングルコンバージョン、受信にトリプルコンバージョン方式を用いていたが、OmniQuestでは送信に直接変調、受信にダブルコンバージョン方式を採用し、さらに、カスタムICを新規開発することによって使用素子数の削減と小型化を実現した。直接変調を採用するに当たっては、送信周波数範囲である34MHzの帯域にわたって変調精度が保たれるよう、変調器の選定を行った。また、受信系を従来のトリプルコンバージョンからダブルコンバージョンに変更するに際しては、受信系に落ち込むイメージスプリアス等ができるだけ小さくなるような周波数関係を選択した。

#### 3.3 DSP

当社のMTの場合、デジタル処理の大部分をDSPで行っているため、ハードウェア規模においてもDSPの占める割合はかなり大きなものであった。ST150Aでは、復調・ベースバンド機能、音声コーデック、エコーキャンセラをそれぞれ別のDSPによって実現していた。したがって、DSPの処理量を削減してDSPの個数を減らすことは、小型化の意味でも低消費電力化の意味でも重要な項目である。従来機ではこのように3個のDSPを使用して実現していた機能を、OmniQuestでは1個のDSPで実現した。

図3に、OmniQuestにおけるDSPのソフトウェアブロック図を示す。ソフトウェアの機能としては大きく復調部(DEM部)、ベースバンド処理部(BB部)、音声コーデック

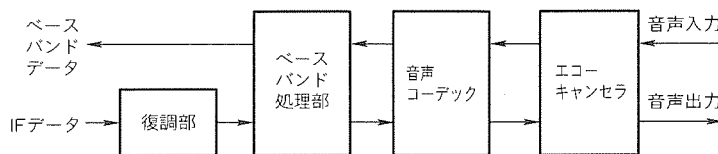


図3. DSPのソフトウェアブロック図

表2. 新旧衛星通信端末の比較

項目	OmniQuest	ST150A
質量	2.4kg	13.0kg
寸法	285×210×50 (mm) (本体のみ)	356×356×108 (mm)
体積	3,000cc (本体のみ)	13,680cc
G/T	-14.6dB/K	-12dB/K
EIRP	13dBw	13dBw
待受け時間	8h	8h
電池	Ni-MH (3,100mAh)	鉛 (12,000mAh)

表3. DSPソフトウェアの処理量

呼称	機能概要	OmniQuest	ST150A
BB部	フレーミング・誤り訂正復号	5 MIPS	8 MIPS
DEM部	DQPSK復調	13MIPS	14MIPS
VC部	IMBE音声コーデック	16MIPS	16MIPS
EC部	エコーキャンセラ	10MIPS	20MIPS
合計	—	44MIPS	58MIPS



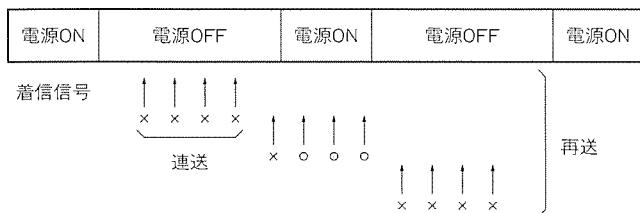


図4. スリープモード動作の概念図

(VC部), エコーキャンセラ (EC部)で構成される。各機能に対するDSPの処理量を表3に示す。従来機では合計58 MIPSあった処理量を44MIPSに削減している。

処理量削減のため、BB部におけるピタビ復号のACS (Add Compare Select)演算を実施する専用ハードウェアを内蔵したDSPを選定した。さらに、EC部の処理量を、適応等化アルゴリズムを修正することによって大幅に削減した。また、DSPを統合することにより、今までインタフェースのために要していた処理も削減することができ、結果として1個のDSPで実現することが可能となった。

### 3.4 ケース

ケースは、軽量化を図るため、従来機がアルミダイカスト製であったものに対し、OmniQuestではABS樹脂を使用した。樹脂の採用による強度の劣化を防ぐために、ケースの内部にはり(梁)を入れるなどの対策をとっている。RFUとTUもそれぞれ個別のケースに収納されており、シールド効果を高めるためにABS樹脂に銅めっきを施し、その上にニッケルめっきを施したケースを使用して軽量化を実現した。

## 4. 低消費電力化技術

ここでは、低消費電力化を実現するために採用した手法について、スリープモードとその他の省電力化手法に分けて説明する。

### 4.1 スリープモード

MSATシステムでは、携帯電話等で採用されているある特定の時間のみをモニタすればよいようなスリープ動作の仕組みはシステムとして準備されておらず、従来機ではスリープモードは実現していなかった。

OmniQuestでは、基地局側からMTに送信されてくる着信信号やヘルスチェック信号が単発ではなく連送・再送によって複数回送信されてくることを利用してスリープモードを実現した。図4にスリープモード動作の概念図を示す。

MSATシステムでは、移動機に対しても確実に着信信号が届くように、移動機がブロッキングやシャドウイングによって受信不可能な場合があることを想定して信号の連送・再送を行っている。OmniQuestのような可搬機は、基本的に静止した状態で使用されるため、ブロッキングやシャドウイングは生じない。したがって、複数回送信される

信号のうち最低1個を受信できれば十分である。MTは、周期的に受信系の電源をON/OFFし、電源ON時のみ信号を受信する。連送・再送の周期に対して電源ON/OFFのタイミングをうまく選ぶことにより、最低1個の信号を受信できるようにしている。図4は連送4回、再送3回の場合を示している。この場合、合計12個の着信信号のうち3個(図中丸印で示したもの)が受信可能である。電源OFF時にはCPUと一部のデジタル回路のみが動作しており、消費電力は電源ON時の約30%に抑えられている。

### 4.2 その他の省電力手法

スリープモード以外にも、OmniQuestでは低消費電力化のために様々な省電力手法を採用している。例えば、制御信号モニタ時にはDSPの処理量は音声通話時の約2/3となるため、DSPのクロックを2/3に落としてDSPの消費電流を削減した。また、ハンドセットの液晶表示器のバックライトを制御して省電力することも行っている。さらに、各デバイスの駆動電圧を低電圧化し、全体としての消費電流を削減している。これらの省電力手法を採用した結果、OmniQuestのトータルの消費電力は、従来機に対して1/4にまで削減することができた。

## 5. むすび

従来の可搬型衛星通信端末に対して大幅に小型・軽量化したノートブックパソコンサイズのMTとして“OmniQuest”を開発し、製品化した。

OmniQuestは従来の衛星通信端末と今後登場するであろうハンドヘルドタイプの端末との過渡的な特長を持った端末であるが、ここで採用した技術と手法についてはハンドヘルドタイプ端末の開発につながっていくものと考えられる。

### 参考文献

- (1) Fong, K., et al.: Mobile Earth Terminals in the AMSC Mobile Satellite Service System, AIAA-94-0941-cp, 245~255 (1994)
- (2) Fuji, T., et al.: Design and Performance of Mobile Terminals for North American MSAT Network, Proceedings of IMSC'95, 365~369 (1995)
- (3) Kojima, T., et al.: Design of an Anti-Rician-Fading Modem for Mobile Satellite Communication Systems, Proceedings of IMSC'95, 13~18 (1995)
- (4) 伊東健治, ほか: 周波数変換器を用いた2同調形低スプリアスDDS駆動PLLシンセサイザ, 信学論(B-II), J79-BII, No.7, 353~362 (1996)

国際宇宙ステーションは、高度約400kmの地球周回軌道に構築される恒久的・多目的な有人施設で、実験・観測・居住・補給・電力供給等の機能を持っています。日本は、この国際宇宙ステーションのプロジェクトの中で、実験用モジュール(JEM)を構築することで参加しています。

三菱電機は、このプロジェクトで電力系統を担当し、電力系を構築するとともに、この系統に接続するDC/DCコンバータを開発しました。

このDC/DCコンバータは、宇宙ステーション搭載環境に整合する次の特長を持っています。

## 1. 宇宙ステーションの放射線環境(耐粒子特性、放射線被ばく耐性)下で10年以上の使用が可能

耐放射線用FETを使用し、10年以上の耐放射線被ばく下でも正常動作を継続し、重粒子被ばく時でも破損しない回路構成を実現しました(シリーズスイッチ型フォワードコンバータ回路)。

## 2. 宇宙ステーションで規定される電磁適合性(EMC)との整合

特に宇宙ステーションで発生する過渡電圧下(120V±240V)、及び高周波RF電力下(250V/m:13.7~15.2GHz)での動作等の耐ノイズ性を試験で確認し、実現しました。

## 3. 宇宙ステーションで規定される安全基準への整合

有人宇宙ステーションであるがための耐燃焼性、低脱ガス特性(アウトガス、オフガス)、耐抗菌性等の安全基準に合格しています。

## 4. 宇宙ステーションから供給される電力特性との整合

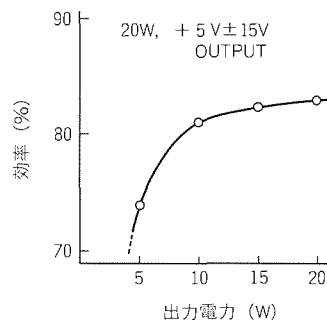
宇宙ステーション電力系統特性を把握することで、これに接続するDC/DCとして安定に動作することを確認しました。

## 5. 1次/2次完全アイソレーション

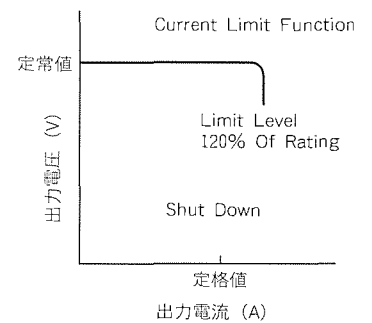
アイソレーションアンプ及びフォトカプラを使用し、1次/2次間の完全アイソレーションを実現しました。

### 特性データ

#### ●効率



#### ●過負荷保護



### 共通仕様

項目	規格	備考
DC入力電圧	110 to 126VDC	SSP30482
出力電圧・電流	シリーズ仕様参照	
出力電圧変動	シリーズ仕様参照	
入力高・低電圧保護	Under 88VDC Over 150VDC	自動復帰
過電流保護	150% of Maximum Load	Shut Down
出力高・低電圧保護	Under 4V Over 5.5V (5V Line) Under 24V Over 32V (28V Line)	Shut Down
ソフトスタート機能	最大100ms	
EMC特性	CE01, 03 RE01, 02 CS01, 02	SSP30237
ライン-グラウンド間抵抗	1 MΩ	
ライン-グラウンド間容量	0.01+0.005μF/kW	SSP30482
使用周囲温度	-24~+60°C	
保存周囲温度	-55~+71°C	

### シリーズ仕様

No.	方式	出力	出力安定度	ブロック図	効率 (%)	リップルノイズ	形状	外形寸法 (mm)	質量 (g)
1	20W Multi	+5V: 3.0A ±15V: 0.3A	+5±0.3V ±15±0.52V	A	77	200mV <sub>p-p</sub>	I	135×43×120	620
2	50W Multi	+5V: 7.0A ±15V: 0.5A	+5±0.3V ±15±0.25V	B	74	200mV <sub>p-p</sub>	II	140×70×130	1,000
3	100W Multi	+5V: 14A ±15V: 1.0A	+5±0.3V ±15±0.25V	B	75	200mV <sub>p-p</sub>	II	160×70×130	1,220
4	20W Single	+28V: 0.7A	+28±2V	A	78	300mV <sub>p-p</sub>	I	135×43×120	560
5	50W Single	+28V: 1.8A	+28±2V	A	80	300mV <sub>p-p</sub>	II	140×70×130	1,050
6	100W Single	+28V: 3.6A	+28±2V	A	80	500mV <sub>p-p</sub>	II	160×70×130	1,100
7	150W Single	+28V: 5.3A	+28±2V	A	80	500mV <sub>p-p</sub>	II	160×70×130	1,190



# 特許と新案 \* \* \*

三菱電機は全ての特許及び新案を有償開放しております

有償開放についてのお問合せは  
三菱電機株式会社 特許センター

0120-787-200

## 凹凸パターン入力装置 (米国特許 第5,426,296号, 特開平6-300930号)

発明者 鹿井正博, 仲嶋 一, 高嶋和夫

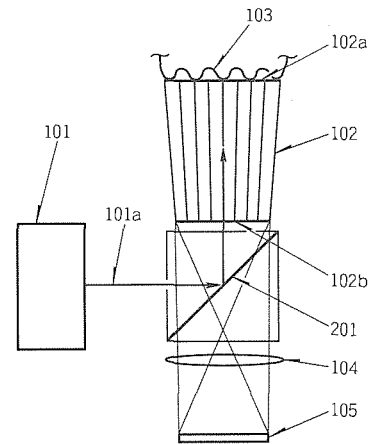
この発明は、指紋等の凹凸パターンを直接入力するための凹凸パターン入力装置に関するものである。

従来の凹凸パターン入力装置は、光源から投光された平行光束とカメラの光軸がほぼ直角で、光路に制限を受け、装置の小型化が困難であった。

この発明は、この点を考慮してなされたもので、図に実施例の構成を示す。被検体(103)の凹凸パターンを入射面(102a)に密着接触する。そして、照明手段(101)から平行光束(101a)が投光され、ハーフミラー(201)によって反射されて出射面(102b)に入射し、光ファイバ束(102)を伝搬して、入射面(102a)で反射される。この場合、被検体(103)の凸部が入射面(102a)に密着されていて、凹部が入射面(102a)に非接触状態となる。接触しているか否かで入射面(102a)の反射率が違うので、被検体(103)の凹凸パターンに従って光パターンを形成する。パターン光は光ファイバ束(102)を伝搬してハーフミラー(201)を透過し、結

像光学系(104)を経て撮像素子(105)に結像される。

このように、ハーフミラーを使用することによって照明手段と光学変換手段とが同軸となる折り返しの光学系とすることができ、装置が小型化できる。



## 無声放電式パルスレーザ (特許 第1649057号, 特公平2-61159号)

発明者 八木重典, 葛本昌樹, 田中正明, 小川周治

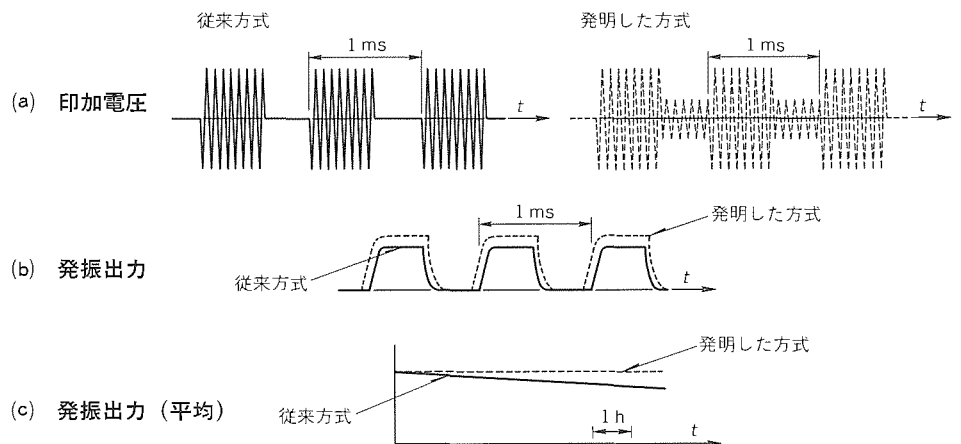
この発明は無声放電式パルスレーザにかかわり、パルス発振時のレーザ励起用放電の制御法に関するものである。

従来の無声放電式パルスレーザでは、レーザ発振出力が時間の経過とともに漸次低下していく現象、いわゆる経時変化が著しく現出する欠点があった。

この発明は上述のような欠点を除去するためになされたものである。図に、従来の無声放電式パルスレーザと、この発明の実施例の無声放電式パルスレーザの、各部の波形を対比して示す。1 msの周期中で始めの0.5 msの期間だけ無声放電を生起する電圧を印加するのは同様であるが、この発明においては、次の0.5 msの期間、レーザ発振には至らない小さな放電を行わせるものである。これによ

り、パルス放電時にも放電が安定し、このためレーザガスの長寿命化が達成され、かつ安定したパルス発振が可能になった。

この発明により、パルスレーザ発振出力は極めて長時間にわたって安定性に優れたものとなり、またその発振出力が高く、立ち上がり速度も早いパルスレーザを実現できる。





# 特許と新案

三菱電機は全ての特許及び新案を有償開放しております

有償開放についてのお問合せは  
三菱電機株式会社 特許センター  
0120-787-200

## 電気装置 (特許 第1669164号, 特公平2-6204号)

発明者 古川一弥

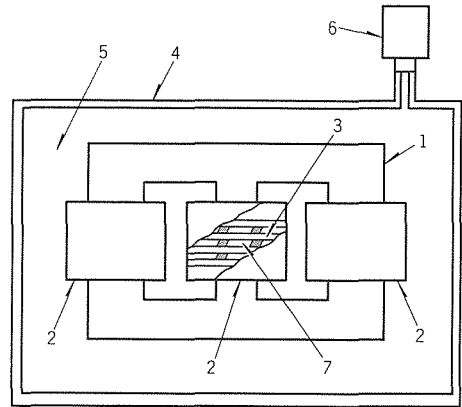
この発明は、六ふっ化硫黄ガス(SF<sub>6</sub>)で絶縁された電気装置に関するものである。

従来のガス絶縁変圧器においては、アークの発生による圧力上昇はガスの温度上昇によるものだけであるので検出精度が低く、そのため、圧力検出継電器の感度を高くすると変圧器の作動衝撃や運転振動等によって誤動作をすることがあった。

この発明はこの点を解消するためになされたもので、図の実施例に示すように、変圧器の容器(4)内に、鉄心(1)、アルミニウムを主成分とする線材(3)で構成される巻線(2)とともに、SF<sub>6</sub>ガス(5)が密封されている。この構成のため、巻回した線材間に絶縁破壊が起きてアーク(7)を発生すると、アルミニウムとSF<sub>6</sub>ガス(5)が反応し、ふっ化アルミニウムを生ずると同時に多量の反応熱を発生する。その結果、容器(4)内の圧力は銅材で巻回した変圧器に比べて2~4倍高く

なり、圧力継電器(6)によって従来よりも高い精度で事故を検出することができる。

以上のように、この発明により、安価でかつ事故検出精度の高い装置を提供することができる。



<次号予定> 三菱電機技報 Vol.71 No.10 “移動体通信”

### 特集論文

- 移動体通信と社会のパーソナル化
- ITU-Rにおける移動通信関連の最近のトピックス
- 移動体通信の現状と展望
- “デジタル・ムーバD203HYPER”
- PHS端末パルティオ312D
- PHS無線カード
- GSM・PCS1900携帯電話機
- スマートホン“MT151”
- 国内向け移動体衛星通信端末

- 公共業務用デジタル移動通信システム
- 移動体通信機器における構造CAE
- 次世代携帯電話システム用W-CDMA変復調器
- 広帯域移動体通信用ビタビ等化器
- 最ゆう系列推定技術に基づく高性能復調方式
- 低ビットレート音声符号化方式
- マイクロ波増幅器のひずみ特性計算方式
- ソースインダクタ装荷型リニアライザによるひずみ特性の改善
- 市街地電波伝搬シミュレータ

### 三菱電機技報編集委員

委員長 山本 彬  
委員 永田 譲蔵 河内 浩明  
宇治 資正 内藤 明彦  
岩泉 和巳 山本 延夫  
磯田 悟 前田 信吾  
畑谷 正雄 才田 敏和  
鈴木 軍士郎 鳥取 浩  
井上 誠也  
幹事 門田 光司  
9月号特集担当 河内 正夫

### 三菱電機技報71巻9号

(無断転載を禁ず)

1997年9月22日 印刷  
1997年9月25日 発行

編集兼発行人 小林 保雄  
印刷所 千葉県市川市塩浜三丁目12番地 (〒272-01)  
菱電印刷株式会社  
発行所 東京都港区新橋六丁目4番地9号  
北海ビル新橋 (〒105)  
三菱電機エンジニアリング株式会社内  
「三菱電機技報社」Tel. (03) 3437局2692  
発売元 東京都千代田区神田錦町三丁目1番地 (〒101)  
株式会社 オーム社  
Tel. (03) 3233局0641代, 振替口座東京6-20018  
定 価 1部735円(本体700円) 送料別

ランデブ・ドッキング(RVD)技術とは、宇宙空間において、相手宇宙機への接近・結合や相手宇宙機からの分離・離脱を行う技術を意味します。この技術は今後の宇宙活動において必ず(須)となるため、宇宙開発事業団(NASDA)においても、この技術開発のために、1997年打上げ予定の技術試験衛星VII型(ETS-VII)で全自動RVD実験を実施する予定です。

RVD実験実施のためには、新規に開発された機器、ソフトウェア、及びRVDシステムに関し、地上において十分な試験を行う必要があります。ランデブ・ドッキングシステム開発試験設備(Rendezvous and Docking Operation Test System: RDOTS)は、RVDシステム開発に要求される各種試験を行うためのモーションシミュレータであり、NASDAの指導の下に開発が行われました。'96年度には、更に、分離・ドッキング機構の試験機能を追加しています。

RDOTSは、相対運動模擬のため、6自由度のターゲットベースと2自由度のチェイサベース、1軸移動台の組合せによる9自由度の運動を実現しています。また、六つの力センサによって検出した二つの宇宙機間の発生力を基に、分離・ドッキング時の運動模擬を行うことも可能です。センサ及びアクチュエータ信号の高速処理のため、DSPを使用した計算機システムを採用しています。

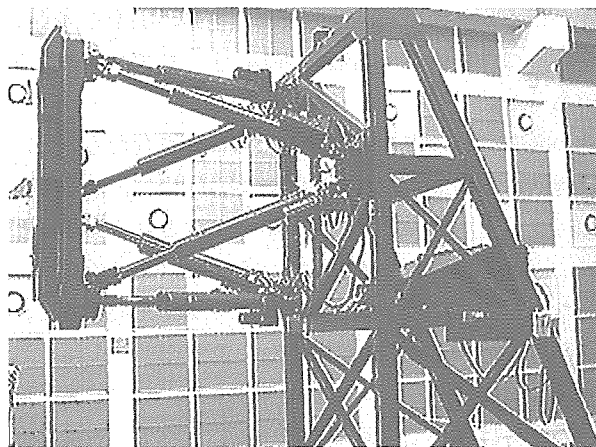
RDOTSの持つ機能は次のとおりです。

●モーションシミュレーション機能

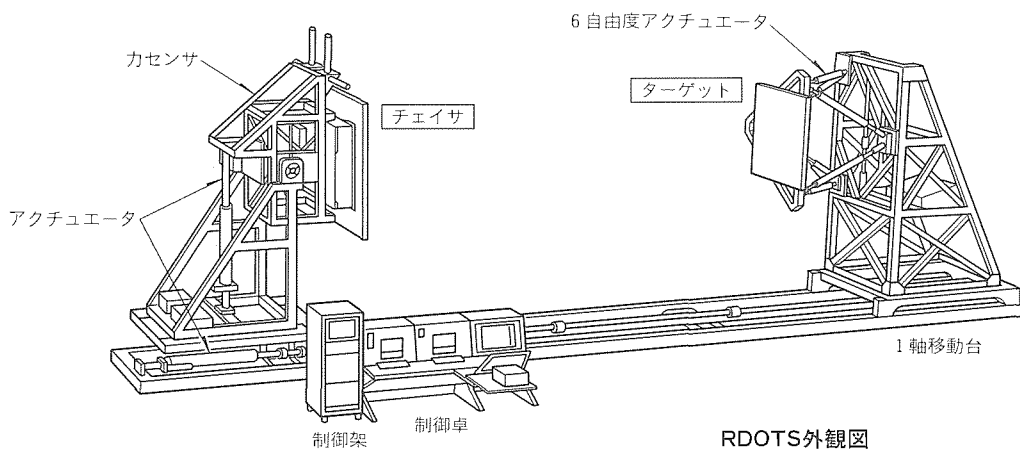
RVDに必要なセンサ、搭載計算機、ソフトウェアを接続し、実物大の模擬ドッキング面を使用した試験が可能です。また、宇宙空間における2機の宇宙機の相対運動をリアルタイムで模擬することが可能です。

●接触シミュレーション機能

二つの宇宙機のドッキングや分離等の接触運動を、ドッキング機構等のハードウェアを使用して模擬することが可能です。



6自由度アクチュエータの拡大図



主要諸元

	相対位置			相対角度		
	x	y	z	$\phi$	$\theta$	$\psi$
相対位置模擬範囲	0 ~ 7 m	±1.2m (at x = 7 m)		± 5°	± 20°	
相対速度模擬範囲	x	y	z	$\phi$	$\theta$	$\psi$
	±30cm/s			± 3°/s	± 6°/s	
接触模擬範囲	換算質量300~20,000kg 固有振動数10Hzまで			換算慣性モーメント130~20,000kg・m <sup>2</sup> 固有振動数10Hzまで		

人工衛星搭載用アンテナのリフレクタは、人工衛星に取り付けられてロケットで宇宙に打ち上げられることから、軽量であることが求められています。これは、ロケットの一回当たりの打上げ質量には制限があるので、軽量であれば、それだけ多くの物が載せられるためです。そこで、従来のリフレクタに対して、半分の質量のリフレクタを開発しました。

## 特長

### 1. 軽量の実現

リフレクタは、ロケットの打上げ時の厳しい振動と音響環境条件に耐え、同時に、宇宙空間で、太陽に照らされて120℃ぐらいの高温になったり、地球の陰に入ると-170℃ぐらいの低温になっても、リフレクタの送り出す電波が地上に届く範囲が変形したりずれたりしないように、リフレクタ自体の変形を抑えることが要求されています。

従来のリフレクタでは、これらの要求を満たすために、炭素繊維強化複合材料(CFRP)を使用したサンドイッチパネル構造を使用していました。質量は、開口径2.5mで、約14kg程度でした。

これを半減するために、次のような技術を開発しました。

### ●低熱膨脹率材料

リフレクタは、大きく分けて、電波の反射鏡面と、それを支える背面構造からなっています。従来のリフレクタでは、両

者ともCFRPのハニカムサンドイッチ板を用いて製造し、反射鏡面の変形を背面構造で抑えるようにしてきました。反射鏡面を軽くすればこれを支える背面構造も軽量化できるので、反射鏡面自体を低熱膨脹率の3軸織りCFRPで製造することにして変形しにくい反射鏡面を実現しました。

### ●軽量背面構造

反射鏡面を軽量化したことで、それを支持していた背面構造も、厚み10mmのハニカムサンドイッチパネルから厚さ約1mmのCFRP製薄板構造に変更し、また、質量軽減用の穴をあけています。

これらの技術開発により、開口径2.5mのリフレクタを約6.2kgで実現することができ、質量を従来のリフレクタの半分にすることが可能となりました。

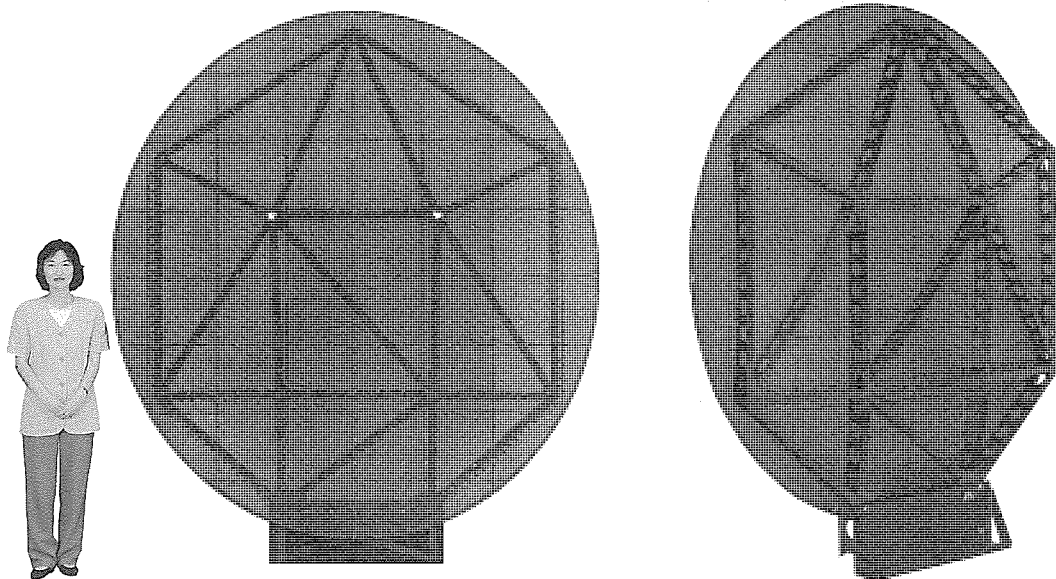
### 2. 低コスト・短納期化

宇宙用機器においても、商用通信衛星の時代となり、コストの削減と納期の短縮が課題です。

軽量化のためにサンドイッチパネルからCFRP製部品に変えたことで、サンドイッチ板を作るためのハニカムが要らなくなり、製造プロセスの簡素化と部品点数の削減を図ることができました。

また、低熱変形材料を使用したことで、従来よりも変形に関する設計検討時間を短縮化することができます。

これらにより、従来よりも設計時間／製造時間及びコストを削減できます。



リフレクタ外観(表側)

リフレクタ外観(裏側)



# スポットライト 三菱地域防災無線システム

地域防災無線システムは、市町村の組織や出張所等の出先機関に加え、これまで設置が認められていなかった消防、警察等の防災関連機関、病院、銀行、学校、ライフライン業者などの生活関連機関に無線機を設置することができ、相互に通信を行うことが可能な800MHz帯のMCA (Multi-Channel Acces)無線です。

中継局の設置により、広いカバーエリアを確保できるとともに、隣接市町村との通信等を行えるシステムです。特に最近、防災情報システム等の導入に合わせて、音声通信のみならず、ファクシミリ、データ、映像等のマルチメディア情報の送受信に地域防災無線の回線を利用する形態が増えています。

三菱電機では、これらの要求にこたえるため、“だれもが容易に使えるマルチメディア通信機能の実現”を目標に、静止画伝送、ファクシミリ送信、データ送信の各機能を開発して製品化するとともに、実際にお客様に納入、活用いただいております。

## 特 長

### ●静止画伝送

静止画伝送装置キャリングケース(左図)を車載局無線機に接続することで、災害現場等から静止画を伝送できます。

静止画伝送装置キャリングケースは小型・軽量((W)400×(D)300×(H)300 (mm), 約10kg)で容易に持ち運べるとともに、すべての車載局無線機に接続して利用できますので、機動性の高い静止画伝送機能を実現することができます。

また、操作性の向上として、送信ボタン一つを押すだけで静止画データの作成、無線機の起動、回線の確立、静止画データの送信までを自動で行うワンタッチ伝送機能を実現しています。

### ●ファクシミリ送信

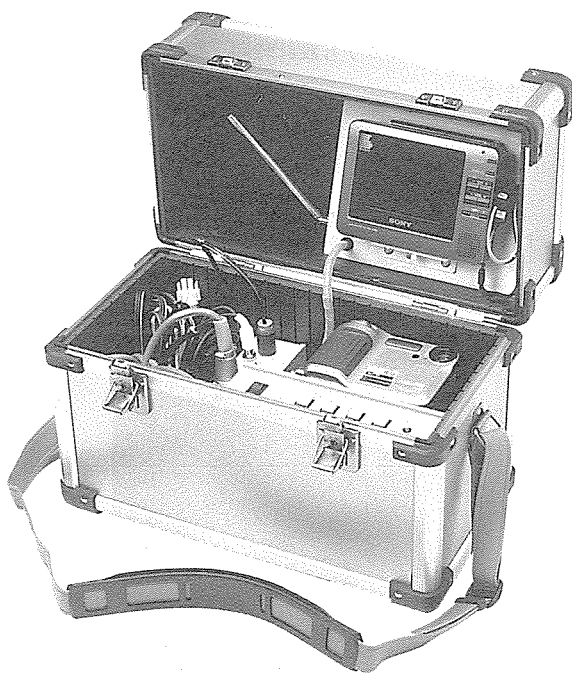
半固定型無線装置や遠隔制御装置にファクシミリを接続(右図)することで、相互にファクシミリ送信を行うことができます。ファクシミリは、従来のような防災専用ファクシミリを必要とせず、既存のファクシミリ装置(G3規格)を利用できます。ファクシミリの回線はNTT回線と地域防災無線の回線を自動で切り換えることが可能です。

また、地域防災無線の統制卓に接続したファクシミリからは、個別ファクシミリ送信に加えて、全一斉ファクシミリ送信、グループ一斉ファクシミリ送信が可能です。

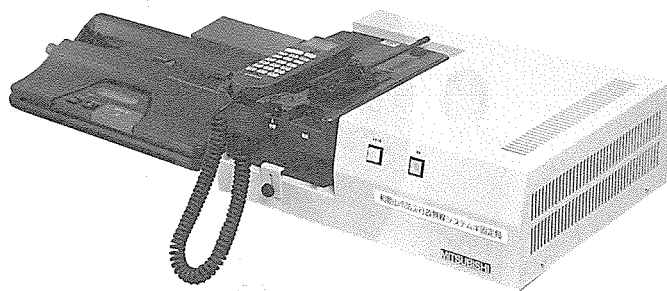
### ●データ送信

地域防災無線の回線を利用したパソコン通信を実現しています。半固定型無線装置や遠隔制御装置にパソコンを接続することでデータの送受信を行うことができます。ファイル形式に制限はありませんので、出張所や出先機関等から役所への被害情報の送信、事務連絡メール等に利用できます。

有線回線のように災害時にも切断やふくそう(輻輳)が発生することがありませんので、信頼性の高いデータ通信回線として利用できます。



静止画伝送装置キャリングケース



ファクシミリ装置と半固定型無線装置

# スポットライト ASC向け大型展開アンテナ

静止衛星による移動体通信サービスにおいて、携帯型通信機のサイズダウンを実現するためには、衛星搭載アンテナの大型化が不可欠となります。しかしながら、ロケットに搭載可能な構造物には、質量や収納体積の制約があります。三菱電機では、このたび、(株)次世代衛星通信・放送システム研究所(ASC)から発注を受け、収納効率が高く、軽量化を実現する大型展開アンテナ(直径10m級アンテナ(19セル)の部分モデルアンテナ(7セル))の開発試作を行いました。

## 特長

### 1. 金属メッシュ・ケーブル材料の採用

従来の衛星搭載用アンテナ鏡面はCFRP表皮/アルミコアのサンドイッチ板で構成していましたが、比較的質量が大きく、また、小さく折り畳んだりすることが困難でした。今回のアンテナ鏡面では、電波反射面を金めつきモリブデン線のメッシュ、及び形状を決定するためのアラミド繊維のケーブルでネット状に構成することにより、軽量化(4.9kg/7セル, 18.6kg/19セル)とコンパクトな収納性を実現しました。

セル)とコンパクトな収納性を実現しました。

この金属メッシュ/ケーブルは、宇宙科学研究所に納入し、1997年2月に打ち上げられた電波天文衛星“MUSES-B”に搭載され、日本で初めて軌道上での展開に成功した大型アンテナにも採用された実績のあるものです。

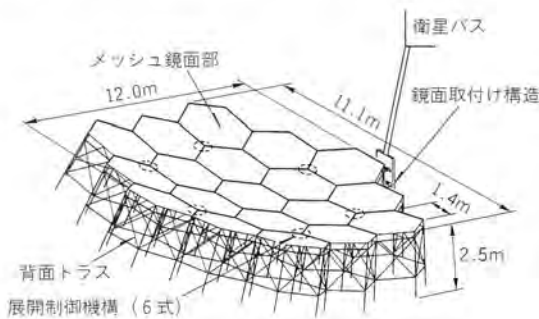
### 2. 展開型トラス構造の採用

ロケットによる打ち上げ時には小さく折りたたんでおき、軌道上において所望の形状の構造物を形成するため、展開型トラス構造を採用しました。このトラス構造の上部の各頂点は、パラボラ面に近いある球面を形成しています。また、この構造はセルと呼ぶ6角すい(錘)台複数個で構成しており、さらにそのセルは六つの側面構造と呼ぶリンク機構からなっています。展開の際は、このリンクの一部をばねで駆動し、モータをブレーキ代わりにしてゆっくりと展開動作を行います。

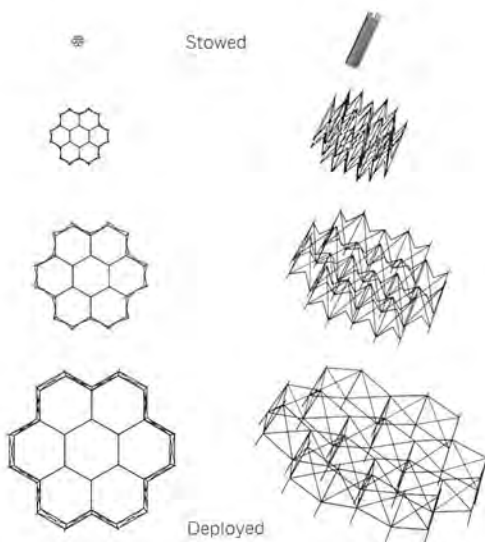
この構造を採用することにより、収納時の直径約530mm/7セル, 約830mm/19セル, 収納時の高さ2.5m, 展開時の直径約7m/7セル, 約10m/19セルといった高収納性と、質量40.8kg/7セル, 77.0kg/19セルの軽量化を実現することが可能となりました。

### 3. 拡張性

同一な構造の繰返しによるトラス構造であるため、セルの数によって形成する構造物の大きさを段階的に変えることができます。また、部品もほとんど同一であるため、効率的に製造できます。



鏡面の全体構成



展開シーケンス



試作モデルの外観

### 鏡面の仕様

		7セル	19セル
寸法	収納時直径	529×508mm	827×766mm
	収納時高さ	2.5m	2.5m
	展開時直径	7.3×7.0m	12.7×11.8m
	展開時高さ	2.5m	2.5m
質量	メッシュ鏡面部	4.9kg	18.6kg
	トラス構造部	35.9kg	58.4kg
	合計	40.8kg	77.0kg
駆動方式		ばねによる展開	ばねによる展開
		モータ6個による制動	モータ6個による制動