となり、この場合には地球局は、非常に簡単になり、システム全体としての大幅な経済化が図れることになる。もちろんこれを実現するためには、さらに電子部品、半導体素子、LSI等の小型・軽量化、低消費電力化、耐宇宙環境性、高信頼性等の検討を進める必要がある。

4. む す び

大型衛星の実現が可能になれば、衛星に大型アンテナを搭載することができ、これが通信システムを性能の面からも、また経済面からも大幅に改善するであろうと予測される。さらにこの大型アンテナをマルチビームとし、TDMA方式と組み合わせたSS-TDMA方式、さらに発展させた衛星交換機方式へと通信技術は発展するであろう。もちろん、まだこれから解決しなければならない課題も多いが、一步一步着実に実績

を積み上げながら、衛星は大型化に向かっており、同時に通信回線コストは下がりつつある。米国のスペースシャトルの実用飛行も見事に成功した。これにより大型衛星はもはや夢ではなくなった。

参 考 文 献

- 1) EDELSON, B. I. and MORGAN, W. L.: Orbital Antenna Farms, *Astronautics and Aeronautics*, Vol. 15, No. 9 (1977), pp. 20-29.
- 2) 倉沢昌之: 欧米の“情報革命”最前線, 国際電気通信連合と日本, 第11巻, 第12号 (1981), pp. 1-14.
- 3) 川橋 猛: 衛星通信, 電子工学進歩シリーズ, コロナ社 (1976).
- 4) MORGAN, W. L. and EDELSON, S. I.: The OAF Concept Extended, The A. I. A. A. 7th Communications Satellite Systems Conference, p. 4 (1978).
- 5) RECTOR, W. F. and BOWMAN, R. M.: Global Satellite Communications System Using Geostationary Platforms, IAF 81-52, General Dynamics (1981).

—特 集—

大型衛星技術と放送ミッション*

下世古 幸雄**・狼 嘉 彰***

Key words: Artificial satellites; rockets; communication; broadcasting satellite; multi beam antenna

1. は じ め に

静止軌道上の衛星を利用した通信は1965年のアーリ・バード (INTELSAT-I号) により、また国内の通信は1973年のANIK-A (カナダ) により実用化時代に入り、その後通信需要の増大、サービスの多様化、衛星通信技術の進展に伴い目ざましい発展を遂げてきた。

一方、衛星を利用した直接放送は大電力要求および高姿勢制御精度要求を満たす衛星ハードウェアや高出力進行波管 (TWT) 等のミッション機器の技術開発を要することもある。わが国のBS-2をはじめとしてヨーロッパ諸国、アメリカなどの放送衛星は1980年代中頃以降に本格的な実用化を迎えようとしている。

将来の通信衛星は需要の増加、利用形態の多様化に

より大容量化、大型化、多目的化が、また放送衛星は地域別放送や高品位テレビ等の新しいメディアによる放送などにより多チャンネル化が予想される。これらの要求を満たすためには、新しい周波数帯 (20 GHz以上) および新しい通信/放送システムの開拓とともに、将来の衛星搭載用機器は大型マルチビームアンテナ、固体増幅器などの新しい技術の開発が望まれる。すでにNASA (アメリカ航空宇宙局) およびESA (ヨーロッパ宇宙機関) は将来のアメリカ国内やヨーロッパ諸国内の都市幹線用、特殊サービス用などの通信に利用する目的で新しい周波数帯である30/20 GHz帯のマルチビームアンテナ、低雑音受信機、高出力TWT、固体増幅器、スイッチングマトリックス回路などの将来技術の開発プロジェクトを設け、1990年代の実用化を目指している^{1)~3)}。また、これらの技術開発とともに、1990年代後半から2000年ごろに打ち上げを目標とし、国内、地域内および国際間の固定および移動通信、直接放送などのミッションを搭載した大型多目的衛星構想、さらに2000年代におけるスペース・シャトルで打ち上げ、軌道上で組み立てる大型多目的静止プラットフォームについても検討が行

* 昭和57年10月26日、第26回宇宙科学技術連合講演会にて講演、昭和58年1月17日原稿受理 Large Spacecraft Technology for Broadcasting Mission

** 郵政省電波研究所衛星通信部 Sachio SHIMOSEKO

*** 航空宇宙技術研究所宇宙研究グループ Yoshiaki OHKAMI

第1図 多目的静止プラットフォームにおける技術開発要素

われている。現在計画されている多目的衛星の例としては、ESA の L-SAT があり、多目的ミッションに適合する共通バスと 500 kg のミッション機器重量および 7 kW の発生電力までの発展を考慮して開発されている。14/12 GHz 帯と 30/20 GHz 帯の通信および 12 GHz 帯直接放送ミッションをもつ L-SAT 1 (ミッション機器重量 314 kg, 初期発生電力約 4 kW) は 1986 年に打ち上げられる予定である⁴⁾。

第1図は多目的静止プラットフォームの通信/放送ミッションモジュールに必要なとされる技術開発要素を示したものである。

本稿では、以上述べたような要求に対応するために、1990 年代の国産の大型ロケットによる打上げに適合し、しかも 2000 年代に実現が予想される大型多目的静止プラットフォームに研究および技術開発成果を発展させることを目的として、将来の衛星通信/放送の分野で技術開発が要求されるマルチビームアンテナ、固体増幅器、アンテナ制御システムおよびアンテナ展開機構の4項目について、現在行っている検討内容とこれらの技術開発の現状と動向について概要を述べる。なお、ここで行っている検討の対象として、一応衛星放送用の新周波数帯である 22 GHz 帯放送ミッションを想定しているが、検討項目、問題点等については、20 GHz 帯以上のマルチビーム通信技術にも共通するものである。また、この検討を行うに当たって密接に関連のあるロケットの衛星打上げ能力についても調査を行ったので、以下の章で紹介する。

2. ロケットの打上げ能力と衛星の大型化^{5)~9)}

1964 年に打ち上げられアメリカへの東京オリンピック中継にも使われた SYNCOM-3 号や最初の商用通信衛星 INTELSAT-I 号は重量 (静止軌道上初期)

約 40 kg, 発生電力 (寿命初期) 約 40 W, 通信容量 電話 240 回線 (または TV 1 回線) であったが、その後 INTELSAT 衛星シリーズおよび国内通信衛星は打上げロケットの能力向上とともに通信容量、重量、電力とも飛躍的に増大してきた。1986 年にスペース・シャトル (またはアリアン 4) で打上げを予定している INTELSAT-VI では重量 (静止軌道上初期) 2,180 kg, 発生電力 (寿命初期) 2.2 kW, 通信容量 電話 33,000 回線と TV 4 回線となる。

第1表は通信および放送衛星打上げ用のアメリカ、ESA、日本の代表的な打上げ機 (ロケットおよびスペース・シャトル) の能力とフェアリングの大きさを示したものである。衛星の重量や大きさは打上げ機の能力およびフェアリングの形状・寸法によって制約される。将来の通信/放送衛星は前述したようにマルチビーム化に伴う大口径アンテナ、高いアンテナビーム指向精度が要求されるので、大型化、多目的化による打上げ能力の向上とともに、フェアリングの大きさはアンテナの形式、展開方式、制御方式などを決定する上に重要なものである。とくに、ロケットで打ち上げる場合はフェアリングの大きさによる制約が非常に大きい。

この表に示されるようにロケットの打上げ能力およびフェアリングの大きさとも 1986 年に実用になるアリアン 4 が最大で、静止軌道上初期重量約 2.5 トン、フェアリングの直径 3.65 m (内径) である。スペース・シャトルの場合は、シャトルから軌道上 (遷移または静止まで) への運搬手段によって衛星の重量、大きさに制約を受ける。デルタロケットは 1960 年 5 月に打ち上げられたエコー 1 号以来現在までに 160 機以上の衛星を打ち上げ、成功率 90% 以上の最も信頼度の高いロケットであり、数多くの通信衛星を打ち上げ

第1表 おもなロケットの静止衛星打上げ能力とフェアリングの大きさ

打上げ機の名称	打上げ機の遷移軌道投入能力 (kg) ⁽¹⁾	衛星の静止軌道上初期重量 (kg) ⁽¹⁾	フェアリングの寸法 (m)			利用可能期間	代表的な打上げ衛星名	備考 (特徴等)
			外径	内径	高さ ⁽²⁾			
デルタ 2914	724	355*			4.22	1974.4~	CTS, *BS, CS, GMS	。デルタシリーズは1960年の1号機から1983年2月現在で166機打ち上げられ、155機成功 (成功率93.4%)。
デルタ 3914	954	463*	2.44	2.18		1975.12~	*PCA SATCOM-I~III, *ANIK-B, OTS	。178機 (または181機) で生産を中止する予定。
デルタ 3910/PAM-D	1,154	580*			4.11	1980~	SBS-1 & 2, *INSAT-1A	
デルタ 3920/PAM-D	1,312	670*				1982~	*GSTAR (予定), *SPACENET (予定)	
アトラス・セントール	1,940	1,012*	3.05	2.82	7.65	1966~	COMSTAR, *INTELSAT-V	
タイタン III-C	N. A. ⁽¹⁾	1,450	3.05	2.72	4.57~15.24	1965~	ATS-6	
シャトル/PAM-D	1,247	643		2.18 ⁽³⁾	2.56	1982.11~	SBS-3, ANIK-C	SBSクラス (容積率約14%) で6~7個搭載可能
シャトル/PAM-A	2,000	1,030	N. A.			1983~	INTELSAT-V (予定)	INTELSAT-Vクラス (容積率50%) で2個搭載可能
シャトル/IUS	N. A. ⁽¹⁾	2,120*		4.57		1983~	*TDRSS/Advanced WESTAR	打上げ時の総重量 21.14トン
シャトル積荷室 (Cargo Bay)					18.29	1981.4~		総搭載容量 29.6トン
アリアン 1	1,785	970	3.2	3.0	7.45	1982~		。アリアン1~4のSYLDAおよびSPELDAでは衛星を2個同時打上げ可能。
アリアン 2	2,065	1,200				1983.10~	TV-SAT (D3) (予定), TDF-1 (F3) (予定)	
アリアン 3	2,425	1,450	3.2	2.9	7.38	1983.12~	L-SAT 1 (予定), TV-SAT (D5) (予定), TDF-1 (F5) (予定)	
アリアン 42P	2,700				7.05 or 9.25	1985~		
アリアン 44L	4,300	2,485	4.0	3.65		1986~		
アリアン 5						1995以降		
N-I	319 ⁽⁴⁾	130	1.65	1.44	3.46	1975.9~1982.8	ETS-II, ECS, (低軌道衛星 ETS-I, ISS, ETS-III)	。N-IIはデルタ2914とはほぼ同規模、同性能。
N-II	670 ⁽⁴⁾	350			4.28	1981.8~1986.8	GMS-2, CS-2, BS-2 (予定)	
H1-A	1,080 ⁽⁴⁾	550	2.44	2.18	4.58	1987.2~		
H1-B						1991~		

(注) ⁽¹⁾衛星, アタッチフィッティング, アダプタ等を含む公表値。 ⁽²⁾*印は打上げ実績による (打上げ衛星名に対応)。 ⁽³⁾衛星分離面からフェアリング先端の内面の寸法。 ⁽⁴⁾直接アセントのため遷移フェーズがない。 ⁽⁵⁾デルタのフェアリングに適合する寸法で, シャトルの場合は少し余裕がある。 ⁽⁶⁾アタッチフィッティングを含まない, 衛星部分の重量。 ⁽⁷⁾おもな略語: PAM=Pay-load Assist Module (PAM-D: デルタロケットと適合; PAM-A: アトラス・セントールと適合), IUS=Inertial Upper Stage

てきた。デルタシリーズのフェアリングの大きさは 2.18 m (内径) で、打ち上げられた衛星の通信用アンテナのほとんどは本体に固定されたもので、HS-376 型バス (Hughes 社) を採用した衛星 (SBS, ANIK-C, WESTAR-IV, PALAPA-B など)、INSAT-1 などが簡単なアーム型^{*1}の展開を行っている。直径 9 m の巨大なアンテナを展開 (アーム+反射鏡面) した ATS-6 はタイタン III-C で、四つのアンテナの展開 (すべてアーム型) を行う INTELSAT-V はアトラス・セントールで打ち上げられた。ESA が開発したアリアンロケットは直径 3 m 以上のフェアリングの大きさがあり、TV-SAT/TDF-1, L-SAT 1, ITALSAT などはアーム展開型アンテナをもち、また将来の 30/20 GHz 帯の通信ミッションでは直径 4 m 以上の反射鏡面展開型アンテナも検討されている。2 個の直径 4.9 m の反射鏡面展開型アンテナをもつ TDRSS/Advanced WESTAR はスペース・シャトルで打ち上げられた。

直径 4 m 以上の大口徑マルチビームアンテナでは、シャトル以外の大型ロケットで打ち上げることを想定した場合、アームと反射鏡面展開の両方を行うことが要求され、また多目的用途の衛星を設計するためにはロケットのフェアリングの大きさも直径 3.5 m 程度は必要となる。

3. 放送衛星の現状^{10)~12)}

衛星を利用して放送を行う試みは NASA が 1974 年 5 月に打ち上げた応用技術衛星 ATS-6 号によるアメリカおよびインド国内における教育・保健実験 (共同受信) が最初である。その後、1976 年 1 月に打ち上げられたカナダの通信技術衛星 CTS で本格的な直接衛星放送実験が行われたほか、1978 年に打ち上げられた日本の BS, ESA の軌道試験衛星 OTS-2 で衛星放送実験が行われた。また、カナダでは CTS の成果を踏まえて国内通信衛星 ANIK-B を使って準実用的実験を行っているほか、インドでは 1982 年 4 月に打ち上げた多目的 (通信・放送・気象) 衛星 INSAT-1A (1982 年 9 月運用停止) により衛星放送 (共同受信) を開始する予定であった。しかし、1976~81 年に打ち上げられた EKRAN-1~6 号を使ってすでに実用の衛星放送 (共同受信) を行っているといわれているソ連を除いては、日本、フランス、西ドイツなどの国々は 1984 年以降に本格的な直接受信が可能な放送衛星を打ち上げる予定で開発を進めている段階にある。現在までに計画されている各国の放送ミッションをもった実験、準実用および実用の衛星としては、フランスと西

ドイツで共同開発中の準実用直接放送衛星 TV-/SAT TDF-1, ESA の大型多目的衛星 L-SAT 1, アメリカの直接放送衛星計画、イギリスの UNISAT, イタリアの放送衛星計画、北欧諸国の NORDSAT, TELE-X (スウェーデン)、アラブ諸国の ARABSAT, オーストラリアの AUSSAT などがあり、これらの計画はいずれも 1984~87 年の間に実現を目ざしている。その他、具体的な計画をもっていないが、ヨーロッパのスイス、ルクセンブルグ、中南米諸国 (ブラジル、アルゼンチンなど)、アフリカ諸国、アジア諸国 (中国、韓国など) の国々も放送衛星に興味を示しており、衛星を利用した放送に対する関心は世界的に高まっている状況にある。

放送衛星は衛星からの電波が広いサービス・エリア内をひとしく照射できるので、地上放送ではサービスの行き届かない離島、山間へき地などの地域や都市におけるビルなど的高層建築物による受信障害や難視地域に対しても一様なサービスができる特徴をもち、また高品位テレビ、高品質音声などの新しいメディアのサービスを行える可能性をもっている。フランス、西ドイツなどのヨーロッパ諸国は既存のテレビ番組のほか、2 チャンネルのステレオ音声、2 カ国語放送、PCM 方式による高品質音声などを、アメリカの直接衛星放送計画では、標準テレビ番組のほか、高品位テレビなどの新しい形態のサービスを提案している。

ここで高品位テレビというのは、大型画面のディスプレイ装置を用い、走査線を増やし (標準テレビの 525 本以上)、きわめて精細な画面が得られるテレビシステムのことである。

放送衛星業務用周波数としては、1971 年に開かれた宇宙通信に関する世界無線通信主管庁会議 (WARC-ST) において、0.7 GHz 帯、2.6 GHz 帯 (共同受信用)、12 GHz 帯、22 GHz 帯、42 GHz 帯、85 GHz 帯の 6 周波数帯が分配された。1977 年には 12 GHz 帯放送衛星業務の周波数割当計画に関する世界無線通信主管庁会議 (WARC-BS) で第 1 地域 (東・西ヨーロッパ、アフリカ、中近東の一部、北部アジア) および第 3 地域 (アジア、オセアニア、中近東) の各国に 12 GHz 帯の周波数チャンネルと静止軌道位置の割当ておよび偏波などの技術基準が決められた。日本は東経 110°で、8 チャンネルが割り当てられた。しかし、第 2 地域 (南・北アメリカ) では、1983 年に予定されている RARC (地域無線通信主管庁会議) で、12 GHz 帯放送衛星業務の詳細な計画が決定されることとなっている。各国で計画されている放送衛星のうち、日本、ヨーロッパ諸国、アメリカなどの個別受信を目的とした衛星では 12 GHz 帯を、インド、アラブ諸国の共同

^{*1} 反射鏡を支えるトラス部分

第2表 想定システムと条件

(1) ミッション	<ul style="list-style-type: none"> 22 GHz 帯直接衛星放送 地域別および全国放送 (標準 TV, 高品位 TV 等の特殊伝送)
(2) 衛星システム	<ul style="list-style-type: none"> 使用周波数: 受信 27 GHz 帯, 送信 22 GHz 帯 ビーム電力半値幅: $0.1^\circ \sim 0.5^\circ$ マルチビーム数: 日本全国をカバーする数 ビームポインティング精度: 0.01° (目標)
(3) 個別受信地上アンテナ径 (ビーム端)	標準 TV 60 cm ϕ 以下, 高品位 TV 1 m ϕ 以下
(4) 放送ミッションを主目的としているが, 他ミッション (通信など) にも適用できる多目的用途に適したシステムを開発する。	

受信を目的とした衛星は 2.6 GHz 帯を使用する予定である。

4. 想定システムと条件

大型マルチビームアンテナおよび固体増幅器は 30/20 GHz 帯および 50/40 GHz 帯通信, 27/22 GHz 帯放送など将来の衛星通信/放送の分野で共通する技術開発要素であるが, ここでは通信にくらべて電力, 姿勢制御精度, サイドローブ特性の面で, より厳しい条件が要求される 22 GHz 帯放送ミッションのシステムを想定し, 要求条件を設定して検討を行った。第2表に想定システムと条件を示す。

わが国における衛星放送は 1984 年に打ち上げられる BS-2 により 12 GHz 帯の周波数を使って全国放送が開始される。また, 将来の衛星放送に対して, 標準テレビによる全国サービスのほかに, 地域別サービス, 高品位テレビなどの特殊サービス等の需要増大が考えられる。前述したように 12 GHz 帯周波数はチャンネル当り 27 MHz の帯域でチャンネルプラン化されているが, 高品位テレビなど広帯域 (50 MHz 以上) が必要な伝送方式には現状のままでは使えない。また, 小さいビームで地方単位のサービスを行うには, 周波数を再利用しても多くのチャンネルが必要となる。ところで, 放送用として割り当てられている 22 GHz 帯 (22.5~23.0 GHz) はチャンネルプラン化されていない周波数なので, 広帯域が必要な高品位テレビなどの特殊伝送, 多くのチャンネルが必要な地域別放送サービス用に将来の実用化が期待されている。このような理由で, 22 GHz 帯での衛星放送に対する技術を確立する必要がある。

5. 研究項目および検討事項

4章の想定システムに基づいて検討する際のマルチビームアンテナなど四つの研究項目についての要求事

項, 検討事項および各項目の現状と将来動向を以下に述べる。

第3表は第1表の打上げ機による代表的な衛星 (計画中的のものも含む) の姿勢制御系, 通信系 (中継器, アンテナ) などの検討項目に関連する諸元である。

5.1 マルチビームアンテナ (MBA^{})** 衛星通信は固定間および移動体間通信の分野で, 従来の大規模局間の通信のほかに, 衛星の大型化, 利用形態の多様化により, 一般企業間, 自動車, 船舶などの中小規模局ユーザ間の通信へと発展しようとしている。

MBA はサービスビームカバレッジ内を高い実効放射電力で, しかもビーム成形によってより効率的なビーム照射ができるため, 簡易な送受信設備をもつ中小規模ユーザ間の通信を可能にする。一方, 衛星放送は一般家庭の視聴者がユーザとなるため, 小口径のアンテナをもつ簡易受信機で直接受信できることが要求され, 衛星送信電力の高出力化のほかに, MBA の適用で, この要求が達成できる可能性をもっている。

5.1.1 要求事項

(1) 周波数範囲: 10~30 GHz

MBA の使用周波数としては 22 GHz 放送ミッション, フィーダリンク用 27 GHz 帯のほか, 12 GHz 帯放送ミッションおよび 30/20 GHz 帯通信ミッションにも適用できるものとする。

(2) ビーム電力半値幅: $0.1^\circ \sim 0.5^\circ$

日本全国を関東地方などの地方単位で分割した場合のビーム幅は $0.3^\circ \sim 0.5^\circ$ で, ビーム数は 15 以上必要となる。さらに, 県単位あるいは小笠原などの離島程度の場合は $0.1^\circ \sim 0.3^\circ$ で, 30 ビーム以上となる。どの程度のビーム幅が必要かはミッションに対する将来ニーズによって要求が異なってくるが, ここでは将来の技術的な面からの検討を行う。

5.1.2 検討事項

(1) 放送ミッションに適したアンテナ形式 (サイドローブ特性, 交差偏波特性, 周波数再利用, 成形ビームなど): MBA の形式としては, 反射鏡型, レンズ型, アレー型およびこれらの複合型が考えられる。放送ミッションに対する衛星搭載用アンテナのサイドローブ特性, 交差偏波特性は隣接国へのスピルオーバーや干渉の問題をひき起こすので厳しい特性が要求され, 12 GHz 帯では WARC-BS で規定されている。22 GHz 帯についてはとくに規定はされていないが, 12 GHz 帯に準じたものになると思われる。また, マルチビーム数が多くなると限られた帯域内で周波数を有効に利用するために周波数を再利用する必要がある。これらの特性がすぐれたものが要求される。

^{**} MBA: Multi-Beam Antenna

第3表 おもな通信/放送衛星の検討事項に関連する諸元

衛星名 (国または機関名)		CTS (カナダ)	BS (日 本)	BS-2 (日 本)	ANIK-B (カナダ)	
ミ ッ シ ョ ン		実験用通信/放送	実験用放送	放 送	通 信	
打上げロケット		デルタ 2914	デルタ 2914	N-II	デルタ 3914	
打上げ年月日 (初号機)		1976. 1. 17	1978. 4. 8	1984. 2 (予定)	1978. 12. 15	
重量 (kg)	遷移軌道投入時	676	678	680	887	
	静止軌道上初期	346	355	355	463	
発生電力(W) 寿命初期/末期		1,257/919	1,000/803	1,136/874	840/634	
設計寿命 (年)		2	3	5	7	
姿勢制御方式		三軸 (バイアス) モーメント・ホイール、地球センサ、オフセット・スラストによる制御	三軸 (ゼロ) 三軸直交リアクション・ホイール、地球センサ、太陽センサ、モノパルスRFセンサによる制御	三軸 (ゼロ) 三軸直交リアクション・ホイール、地球センサ、モノパルスRFセンサによる制御	三軸 (バイアス) モーメント・ホイール、地球センサ、磁気トルカーによる制御	
姿勢制御精度 (度)		P&R: ± 0.1 , Y: ± 1.1	P&R: ± 0.1 , Y: ± 0.4	0.1	P: ± 0.12 , R: ± 0.14 , Y: ± 0.25	
中継器	周波数 (GHz) 受信/送信	14/12	14/12	14/12	6/4	14/12
	チャンネル数と TWTA (または *SSPA) 出力 (W/ch)	2 ch 20W, 200W	2 ch 100W	2 ch 100W	12 ch 10W	6 ch 20W
アンテナ	形式、大きさ、ビーム形状、ビーム幅、等	送受共用 0.7mφ パラボラアンテナ (ジーンパル形式) 2個、Boresight 可動範囲 15°, 各ビーム幅 2.5°×2.5°	送受共用 1.03m×1.59m センターフィード楕円型パラボラ, 3 ホーンによる成形ビーム, ビーム幅 1.4°×2°	送受共用 1.03m×1.59m オフセットフィード楕円型パラボラ, 3 ホーンによる成形ビーム, ビーム幅 1.4°×2°	送受共用オフセットフィードパラボラ, カナダの国土に match した 3 ホーンによる成形ビーム, 2°×8°	送受共用オフセットフィードパラボラ, 送信: ビーム幅 2°×1.8°, 4 ビーム, 水平偏波. 受信: ビーム幅 7°×1° (四つのホーン出力を合成), 垂直偏波
	ポインティング精度(度)	0.2	0.2 (3σ)	0.1(3σ) (ビーム回転 ±0.6°(3σ))	0.25 (3σ)	
	ポインティング制御方式	本体制御 二つのアンテナはコマンドにより独立に方向調整可能	本体制御	本体制御	本体制御	
展 開 方 式		本体固定	本体固定	本体固定	本体固定	
備 考		・12GHz 帯高出力 TWT ・世界初の衛星放送 (個別受信) 実験	・日本初の三軸型衛星	・日本初の実用衛星放送	RCA SATCOM と同型バス	

第3表 つづき

衛星名 (国または機関名)		SBS-I~III (アメリカ)	INSAT-1A (インド)	GSTAR (アメリカ)	INTELSAT-V (COMSAT)	ATS-6 (アメリカ)
ミ ッ シ ョ ン		通 信	通信/放送/気象	通 信	国際通信	実験用多目的
打上げロケット		I & II: デルタ 3910/PAM-D III: STS/PAM-D	デルタ 3910/ PAM-D	デルタ 3920/ PAM-D or アリアン 3/ SYLDA	アトラス・セント ールおよび STS/PAM-A	タイタン III-C
打上げ年月日 (初号機)		I: 1980. 11. 15 III: 1982. 11. 11	1982. 4. 10	1984 (予定)	1980. 12	1974. 5. 30
重量 (kg)	遷移軌道投入時	1,057	1,152	1,256	1,870 or 1,897 (STS)	—
	静止軌道上初期	555	580	668	1,012	1,360
発生電力 (W) 寿命初期/末期		914/	1,200/902	1,900/1,400	1,800/1,354	600/485
設計寿命 (年)		7	7	10	7	2
姿勢制御方式		デュアル・スピン ジャイロスタ ット安定 (デ スパン・プラ ットフォーム) による制御	三軸 (バイアス) 2 skewed モー メンタム・ホイ ール, 1 ヨー・ リアクションホ イール, 地球セ ンサ, 磁気トル カーによる制御	三軸 (バイアス) モーメンタム ・ホイール, 地 球センサ, 磁 気トルカーに よる制御	三軸 (バイアス) モーメンタム・ ホイール, 地球 センサ, オフセ ット・スラスト による制御	三軸 (ゼロ) 三軸直交リアク ション・ホイー ル, 地球センサ, 太陽センサ, モ ノパルス RF セ ンサ, 北極星セ ンサによる制御
姿勢制御精度 (度)			P&R: ± 0.2 Y: ± 0.4	P: ± 0.04 R: ± 0.05 Y: ± 0.13	P&R: ± 0.2 Y: ± 0.5	0.1
中 継 器	周波数 (GHz) 受信/送信	14/12	(通信) 6/4 (放送) 6/2.6 (気象) 0.4/4	14/12	6/4 14/11	6/0.86 6/2.6
	チャンネル数と TWTA (または *SSPA) 出力 (W/ch)	10 ch 20W	12 ch 4.5W 2 ch 50W 1 ch	16 ch 20W, 30W	21 ch 4.5W, 8.5W 6 ch 10W	1 ch *80W 2 ch *20W
ア ン テ ナ	形式, 大きさ, ビーム形 状, ビーム幅, 等	送受共用 1.83 m ϕ 2 反射面オ フセットフィ ード成形ビーム	・Cバンドアンテ ナ: 1 1.37 m ϕ オフセ ットフィードパ ラボラ, ビーム 幅 4.5°, 直線偏 波 ・C/Sバンドアン テナ: 1 1.52m $\times$ 1.62m オフセットフィ ードパラボラ, ビーム幅 4.5°	送受共用, 開口 径約 1.6 m ϕ , 直交偏波用 2 枚 反射鏡型成形ビ ームアンテナ, ホーン構成: 垂 直, 水平とも 16 ホーンずつ.	1.56 m ϕ (受信) と 2.44 m ϕ (送信) オ フセット フィード パラボラ, 複数ホー ンによる 成形ビー ム, 2 個 の送受共 用地球カ バレッジ ホーン	9.1 m ϕ センター フィードパラボ ラ ・0.86 GHz 送信: 1 ビーム, ビー ム幅 2.8° ・2.6 GHz 送信: 2 ビーム, ビー ム幅 S, 0.85°, ビーム可変範囲 0.7°, S, 0.85°, ビーム可変範囲 1.6°
	ポインティング精度(度)	0.05 (3 σ) (ビーム回転 0.2°)	0.2	0.05	0.2	0.1
	ポインティング制御方式	通信用アンテナ とフィード系を 使った 2 軸ビー コン追尾 (東西, 南北とも $\pm 0.05^\circ$ 以内)	本体制御	本体制御 ロール, ピッチ の地上コマンド によるオンボ ード・プログラム 機能を設け, 熱 歪みによるアン テナ方向誤差, ホイールやアン テナのミスアラ インメントなど による季節変 化, 日変化を補 正	本体制御	本体制御 コマンドにより 方向調整可能
	展 開 方 式	円筒上側に取付 アーム型展開	本体の東面および 西面に取付. 両アンテナともア ーム型展開	本体固定	すべてのアンテナ はアンテナ・タワ ーに取付 アーム型展開	開傘型展開
備 考		同型バス (HS- 376) の衛星とし て, ANIK-C, WESTAR-IV など製造中のも のを含め 30 機以 上	・二液式統合推進 システム ・1982.9.4 全搭 載燃料消費によ り運用停止			・世界初の直接放 送 (共同受信) 実験 ・固体増幅器

第3表 つづき

TV-SAT (西ドイツ)	L-SAT 1 (ESA)			ITALSAT (イタリア)		TDRSS/Advanced WESTAR (アメリカ)		
準実用放送	実験/準実用多目的			準実用通信		通信 (衛星間中継/国内)		
アリアン 2	アリアン 3			アリアン/SYLLDA or STS/PAM-D		STS/IUS		
1985 (予定)	1986 (予定)			1987 (予定)		1983. 4. 4		
2,065 (ロケット能力)	2,430			1,131 or 1,247 (STS)		—		
1,170, 972 (ドライ)	1,400, 1,127 (ドライ)			690		2,120		
4,700/3,060	/3,435			/1,390		/1,740		
7	5			5		10		
三軸 (バイアス) バイアスモーメンタム ホイール, 地球センサ, 太陽センサ, オフセット スラスタによる制御	三軸 (ゼロ) リアクションホイール, 地球 センサ, ヨーロジャイロによる制御			三軸 (バイアス) 2 skewed モーメンタム・ ホイール, 1 ヨーロジャク ション・ホイール, 地球 センサによる制御		三軸 (バイアス) V型配置のバイアス・モー メンタムホイール, 地球 センサによるピッチ/ロー ール制御		
P: ±0.17 R: ±0.28 Y: ±0.75	0.2			0.2		P&R: ±0.15, Y: ±1.0		
18/12	18/12	14/12	30/20	(高速デジ タル通信) 30/20	(特殊サー ビス) 30/20	Advanced 6/4	WESTAR 14/12	TDRSS 2.3/2.1, 15/13
3 ch 230W, 260W	2 ch (イタリア およびヨーロ ッパ用) 230W	4 ch 30W	30W	20W, 30W	30W	12 ch 5 W	4 30W, 1.5W	2 ch 2ch
・受信アンテナ: 2.1 mφ シングルビーム オフセットパラボラ, ビーム幅 0.7°, 円偏 波 ・送信アンテナ: 2.7 m×1.4m シングル フィードオフセッ ト楕円パラボラ, ビ ーム幅 1.62°×0.72°, 円偏波 (左旋)	・受信アンテナ: 1.0.75 mφ ・送信アンテナ: 2 [イタリア用] 1.9m×0.8 m ビーム幅 1°×2.4° [ヨーロッパ 用] 1.12mφ (可 動), ビーム幅 1.6°	・送受共 用, 2 mφ ア ンテナ 1.1.3° ×5 ス ポット ビーム ・広ビ ーム・ アン テナ, ビーム 幅 3.2°	・送受共 用の 1 mφ ア ンテナ : 2, (Twin の 可動型ス ポット・ ビームア ンテナ)	送受共用 1.95 mφ アンテナ: 2, 各アン テナ 3 ビ ームずつ (計 6 ビーム), ビーム幅 (−3 dB): 0.45° (20 GHz), 0.31° (30 GHz)	送受共用 0.85 mφ アンテナ: 1, センタ ーフィード・ カセグレン・ グローバル ビーム, ビ ーム幅 1.55° (−4.2 dB)	・4.9mφ アンテナ (2 個): TDRS の K および S バンドシングルア クセスサービスと WESTAR の K バンドスポットビーム ・2mφ K バンドパラボラアンテナ: WESTAR の通信と TDRS の下 りリンク ・1.2×1.6m C バンドマルチホ ーンフィード楕円アンテナ: WES TAR の通信 ・1.1mφ K バンドパラボラアン テナ: WESTAR の通信 ・S バンドフェイズドアレイ (30 素 子) アンテナ: TDRS のマルチ アクセスサービス (20 ユーザ衛星 と同時アクセス)		
受信: 0.2 送信: 0.1	0.1 (RF センサ制御), 0.2 (本体)			0.05 (0.03° 目標)	0.2	0.22		
モノパルス RF センサ (送信アンテナとコル ゲート・ホーンを利用) によるビーコン (17.3 GHz) 追尾制御 (受信 アンテナも送信アン テナに追従)	送信アンテナ は RF センサ による制御 APM (アン テナポイン ティング機 構) 付で方 向調整可能	2mφ ア ンテナは APM 付で 方向調整 可能	二つのア ンテナは APM 付で 独立に方 向調整可 能	モノパルス RF センサ によるビー コン追尾 2 軸制御	本体制御	・4.9mφ アンテナ (2 個) および 2 mφ アンテナ: 2 軸ジンバル制御 ・4.9mφ アンテナの首振り限界: 東西方向 ±22.5°, 南北方向 ±90° ・他のアンテナは本体制御		
送受ともアンテナ・タ ワーに取付 アーム型展開	ヨーロッパ用 送信アンテナ (本体東面取 付) のみア ーム型展開	2mφ ア ンテナ (本 体西面取付) アーム型展 開	2 個とも 本体上面 取付	本体東面お よび西面に 取付, アーム 型展開	本体固定	・2mφ K バンドおよび C バンド楕 円アンテナ: アーム型展開 ・4.9mφ アンテナ (2 個とも), ア ーム+反射鏡面展開 (開傘型)		
・二液式統合推進シ ステム ・超軽量太陽電池パ ネル	・搭載アンテナ数 9 (五つが可動型) ・他に 12/20/30GHz の伝搬ミッシ ョン ・二液式統合推進システム			・他に 40/50 GHz 伝搬 ミッション ・二液式統合推進シス テム		・世界初のデータ中継衛星 ・IUS の 2 段目に不具合が発生し, 回復処置により約 3 か月後に静止 軌道投入に成功		

第4表 20 GHz 帯マルチビームアンテナの開発構想

プログラム名	アンテナの 大きさ(m)	ビーム幅 (度)	ビーム数と種類	備 考
NASA の 30/20 GHz 帯衛星通信プログラム	3.81	0.3	固定ビーム・18 スキャンビーム：6	FACC 社での検討 INTELSAT-V パス使用
		0.33	32 ビームでアメリカの 45 都市 をカバー	MITRE 社での検討 ビームポインティング精度 0.05°
ヨーロッパの第二世代 商用衛星システム	2.43	0.4	中 容 量：6 大 容 量：11	英国電気通信研究所での検討 1990 年代に実用 L-SAT パス使用
次世代ヨーロッパ地域 衛星の技術		0.25	ヨーロッパ全域をサービスする ために 100 ビーム以上必要	ESA での検討 30 W (効率 40%) TWTA 搭載 2.5 mφ の 21 素子オフセットリフ レクタアンテナ (BBM) 開発中

成形ビームは地域別放送と全国放送が共存できるもの
を考える。

(2) アンテナの大きさ：アンテナの大きさは使用
周波数、マルチビーム幅によって決まってくるが、打
上げ手段による制約（ロケットのフェアリングの径な
ど）、アンテナの展開機構からの制約がある。

(3) ビーム幅およびビーム数：ビーム幅およびビ
ーム数は利用形態やサービス内容の面から要求される
ものであるが、衛星のアンテナビームポインティング
制御精度（ビーム幅の約 10% が要求精度^{*)}）からの
制約があり、またビーム数が多くなると焦点収差の問
題がある。

(4) 周波数：使用可能な周波数はアンテナの反射
鏡面の精度によるが、熱歪み、展開形式と合わせて検
討する必要がある。

(5) 他ミッションへの適用の可能性：放送ミッシ
ョンのみでなく、固定通信および移動通信など、他の
ミッションへの適用の可能性を検討する。

5.1.3 開発の現状と将来動向 MBA としては反
射鏡型、レンズ型、アレー型およびこれらの複合型が
考えられるが、反射鏡型が最も多く用いられている¹⁹⁾。

反射鏡型は比較的大がかりな給電系と給電素子のク
ラスタから構成されるが、構造が単純で軽量化が期待
でき、高性能な電気的特性が実現しやすく、展開が可
能な点で衛星搭載用としては比較的容易なアンテナで
ある。この形式で計画中のものとしては、第3表に示
した L-SAT1 (14/12 GHz 帯通信用送信 1.3°×5 ビ
ーム)⁴⁾、ITALSAT (30/20 GHz 帯通信用 0.31° (受
信)/0.45° (送信)×6 ビーム)¹⁴⁾ がある。第4表は将
来の 30/20 GHz 帯通信用として NASA およびヨー
ロッパで検討中の代表的な構想で、MBA として反射
鏡型を考えている^{11-21, 16), 19)}。成形ビームの例として

は INTELSAT-V があり、6/4 GHz および 14/11
GHz 帯でパラボラ反射鏡とアレー給電による複数ホ
ーン出力の合成で成形ビームおよびマルチビームを得
ている^{17), 18)}。この形式では、反射鏡の鏡面精度と熱
歪み、収納方法、展開方法の検討とともに、放射指向
特性などの劣化の原因となる多数ビームの給電ホーン
の離焦点による収差を少なくしたアンテナを検討する
必要がある。

レンズ型は給電系のブロッキングがなく設計の自由
度も比較的大きく、広い角度にわたってマルチビーム
を可能にする点ですぐれているが、レンズの構造が複
雑で大きさや重量の点で、また展開が容易でないた
め、現状では比較的小さな開口のものに応用されてい
る。今後の大口径レンズとしては、軽量化対策、展開
可能なレンズの開発が重要な課題である。レンズ型の
MBA の衛星として、アメリカの軍事用衛星 DSCS-
III がある¹⁹⁾。DSCS-III は導波管レンズを採用し、
SHF (8/7 GHz) 帯の周波数で、受信用 1.14 mφ と
送信用 0.71 mφ の導波管レンズアンテナを2個もつ
もので、受信用マルチビームは61個の給電ホーンで地
球をカバーしている。給電ホーンの各素子は 60 個の
フェライト可変電力分配器で給電され、さらに各素子
には 61 個の可変移相器が付けられて成形ビーム回路
(BFN) を構成し、BFN の移相器、電力分配器はコ
マンド信号によって任意のビーム形状にすることがで
き、また任意のスポットビームを選択することができる。

アレー型は多数の素子の振幅および位相を変えら
れることによって放射指向性を自由に制御でき、成形ビーム
によるビーム走査や衛星の姿勢変動の補償も電子的に
可能にする。また、多ビーム成形にビーム間のクロス
オーバーレベルが高くとれる点で優れている。DSCS-III
の給電系はアレーの給電を生かしたアンテナであり、
TDRSS/Advanced WESTAR には S バンド (2 GHz

^{*)} ビーム幅とビームポインティング制御精度との関係につ
いては文献 22) で論じられている。

第5表 衛星用固体増幅器 (SSPA) の実績と開発計画

衛星名または プログラム名	周波数 (GHz)	出 力 (W)	素 子	利 得 (dB)	効 率 (%)	備 考
ATS-6	0.86	110	Bipolar	62	44	1974 年打上げ 0.86 および 2.6 GHz 帯は放送 実験に使用
	1.55	40	"	55	41	
	2.075	20	"	55	25	
	2.57	17	"	55	23.5	
	2.67					
SMS/GOES	0.47	40	"	65	52	気象観測衛星
	1.685	20	"	63	35	
Voyager	2.3	24	"	40	30	
CTS	11	0.1	FET			1976 年打上げ 励振段として使用
Advanced SATCOM (SATCOM-V)	4	8.5	GaAs FET	55~58	31.5	1982 年打上げ すべて SSPA 使用
SPACENET	4	8.5	"	"	"	1984 年打上げ予定 14 台 SSPA 使用
TELSTAR 3	4	5	"			1983 年打上げ予定 30 台のうち、18 台 SSPA 使用
NASA の 30/20 GHz 帯衛星通信プログラム	20	>20	GaAs IMPATT	30	>20	Hughes 社で開発中
	20	6~10	GaAs FET	30	>20	Texas Instruments 社と TRW 社で開発中
INTELSAT R&D プロジェクト	4	6~10	GaAs FET			RCA 社で開発中
	11	10	"			

帯) の 30 素子のアレー型アンテナが搭載されている^{20), 21)}。アレー型はまだ構想の段階が多いが, 広角カバレッジや高速走査の長所を生かすアンテナ方式として開発される傾向にある。

その他, 複合型アンテナとして, 一次放射器をフェーズドアレイ型とした反射鏡型アンテナも考えられ, システム総合的な見地からアンテナ形式の複合化の検討や, マルチビーム化に伴う高ポインティング制御精度要求に対して電子的ビームポインティング制御が可能なアンテナ形式の検討も必要である。

5.2 固体増幅器 固体増幅器 (SSPA^{**}) の高出力化に伴い, 衛星中継器の最終増幅段として, すでに Advanced SATCOM などの Cバンド (6/4 GHz 帯) の通信衛星は TWTA に置き代わりつつある。

SSPA は長寿命, 高信頼性, 小型軽量化, 回路としての扱いやすさなどが期待でき, また TWT にくらべて高圧電源が不要であることなどから, 将来の長寿命の衛星 (10 年以上, 静止プラットフォームでは 15 年以上) に適しており, またマルチビーム化されたアンテナに組み込んで本体制御と切り離れたペイロードごとの制御を行える可能性をもっている。

5.2.1 要求事項

(1) 出力: 数 W~数十 W

マルチビームの大きさにもよるが, 中小規模局用の

通信ミッションでは数 W~10 W 程度, 直接受信を対象とした放送ミッションでは 10 W 以上の出力が必要である。

(2) 周波数: 10~23 GHz またはそれ以上
30/20 GHz 帯通信と 12 GHz 帯および 22 GHz 帯放送ミッションに使用するものとする。

5.2.2 検討事項

(1) 高出力固体増幅器の開発の可能性: 放送ミッションに適用できる高出力 (10 W 以上) の SSPA の開発の可能性を検討する。

(2) アンテナと一体となった搭載機器の実現の可能性 (アンテナ形式にも関係): 多目的衛星では要求ミッションに応じたペイロードごとの制御が要求され, アンテナに固体素子を組み込み搭載機器が一体化されれば制御がしやすくなる。

(3) SSPA と TWTA の比較: 両者について, 特徴, 重量, 電力, 効率, 信頼性, 将来性などを比較・検討する。

(4) 中継器の構成: SSPA および TWTA の場合について, マルチビームおよび全国ビーム用中継器の構成を検討する。

5.2.3 開発の現状と将来動向 衛星に搭載されたもの, 計画中および開発中の SSPA の主要諸元を第 5 表に示す。SSPA は 4 GHz 帯ですでに衛星に搭載されて使用されており, 20 GHz 帯では NASA が開

^{**} SSPA: Solid State Power Amplifier

第2図 バイポーラトランジスタと GaAs FET の出力と周波数依存性

発を行っている^{1), 29)~27)}。

第2図は Si バイポーラトランジスタと GaAsFET の出力と周波数依存性を示したものである。バイポーラトランジスタは効率が大きいのが特徴であるが、4 GHz 帯が上限である。GaAsFET は 8 GHz 帯で 5 W、12 GHz 帯で 1 W 以上のものが製品化されている。しかし、20 GHz 帯以上ではまだ製品化されておらず、研究段階で 1 W 程度であり、将来 5 W 程度のものが予想される。GaAs FET については高出力化、高周波数化が精力的に進められているので、1990 年代の衛星には 5~10 W 程度のものが期待できるが、今後の課題として、信頼性の向上のほかに、効率の向上、増幅器の回路構成技術の検討がある。SSPA の効率は 20 GHz 帯以上では 10% 程度が予想されており、TWT の 30~40% にくらべてかなり低い。また、増幅器も多数のアレーアンテナ素子として組み込む場合は小型、軽量のものが要求され、ともに衛星に対する電力、重量に与える影響は大きい。

一方、TWT は通信衛星用としてわが国の CS で 20 GHz 帯 4 W のものが搭載されており、1986~87 年に打上げ予定の L-SAT 1, ITALSAT でも 20~30 W のものを搭載する予定である。NASA の 30/20 GHz 帯の衛星通信プログラムでは 75 W のヘリックス型の TWT を Hughes 社が開発している²⁸⁾。また、INTELSAT-R&D プロジェクトで、衛星間通信用として Hughes-EDD 社が 23 GHz 帯 10 W の TWT (効率 37%, 利得 43~49 dB) を開発中で、1982 年末には EM を完成する²⁷⁾。

以上のような現状から、SSPA は信頼性、寿命など TWTA にくらべていくつかの利点を有するが、

第6表 固定アンテナ方式のアンテナポインティング精度に影響する誤差源

誤 差 源	内 容	誤差のオーダー (3σ) (参考値)
センサ誤差	センサ出力の電氣的誤差であり、ノイズ、オフセット、ドリフト等の影響を含む	~0.025°
制御ダイナミック誤差	外乱トルクに起因する動的誤差であり制御ロジックの特性により値は異なる	~0.025° (ホイール制御) ~0.04° (軌道制御)
アライメント誤差	センサと衛星構体とのアライメント誤差であり、アライメント測定誤差、アライメント安定度、零G効果、熱歪みの影響を含む	~0.03°
	アンテナと衛星構体とのアライメント誤差であり、アライメント測定誤差、アライメント安定度、零G効果、熱歪みの影響を含む	~0.03° (非展開型)
軌道制御誤差	東西または南北方向の軌道位置誤差 (±0.1°) により生ずるアンテナ指向方向に対する影響	~0.01°
	RSS	~0.056° (ホイール制御) ~0.064° (軌道制御)

現在のところ高周波数化、高出力化、効率の点で TWTA に劣り、今後いっそうの技術開発が必要である。

5.3 アンテナ制御系^{29)~32)} アンテナがマルチビーム化し、各ビーム方向のポインティング精度に対する要求が高くなると同時に、多目的衛星では複数個のアンテナが搭載されることによりアンテナ制御システムへの要求は増大の一途をたどる。5.1 節で述べたように、各ビームに対してはビーム中心軸のアジマスおよびエレベーション方向をビーム幅の 10% 程度以内の範囲で制御する必要がある。しかし、マルチビームアンテナ全体として見た場合、各ビームは別個に方向制御されるのではなく、代表的な(あるいは仮想的な)ビーム方向のアジマス、エレベーションおよびビーム軸まわりの回転角が制御される。

従来型の放送衛星 (たとえば BS) では、衛星本体にアンテナを固定し、本体に固定した姿勢センサと本体姿勢を変えるアクチュエータによってアンテナ方向制御を行ってきた。この方法では、第6表に示すようなさまざまな誤差源の影響を直接受けることになりホイールによる定常制御時において 0.06° 程度、軌道制御時において 0.07° 程度のポインティング制御精度が限界値となろう。したがって、精度要求が 0.01° のオーダーの場合、アンテナ搭載の RF センサによるビーム方向の検出とアンテナ・ポインティング機構を有す

第3図 アンテナポインティングブロック図²⁹⁾

(注) APM の構成は、ステップモータ、減速機構とした。

るアンテナ制御システムが必須となる。

5.3.1 要求事項

(1) ポインティング精度: 0.01° (目標)

マルチビームの各ビーム方向に対する要求値である。ビーム電力半値幅を 0.1° とし、その 10% をビームポインティング制御要求の目標値として設定した。

(2) RF センサ: アンテナ搭載・軽量型

ビーム方向を検出する際の誤差源（とくにアライメント誤差）を極力少なくするために、マルチビームアンテナ自身に搭載可能な小型・軽量であることが必要で、要求精度は 0.005° 程度である。

5.3.2 検討事項

(1) RF センサ

- 各種方式（ロービング方式、モノパルス方式、インタフェロメータ方式）のトレードオフ。

- アンテナ搭載性のフィジビリティととくに開発を要するクリティカル・コンポーネントを洗い出し。

- 誤差要因の分析: アンテナ系の誤差要因として、熱雑音、偏波面変動、モノパルスサブ不平衡、反射鏡面の熱歪みがあり、給電回路の位相・振幅変動と追尾受信機の位相・振幅変動、チャンネル間カップリング、

DC ドリフト等が誤差要因となる。これらの誤差モデルによる総合的・定量的な性能予測が検討事項となる。

(2) アンテナ制御系および駆動系を含むポインテ

第7表 制御システムの主要パラメータ

主要パラメータ		設計条件
RF センサ (RFS)	リニアレンジ	> 本体姿勢制御精度 > オフセット要求値
	誤差	< アンテナポインティング精度要求
	バンド幅	> アンテナ制御システムバンド幅
アンテナポインティング回路 (APE)	追尾ダイナミック誤差	< アンテナポインティング精度要求
	アンテナ制御システムバンド幅	> 本体姿勢制御系バンド幅 < アンテナ共振周波数
アンテナポインティング機構 (APM)	ポインティングレンジ	> 本体姿勢制御精度 > オフセット要求値
	ポインティング分解能	< アンテナポインティング精度要求
	バンド幅	> アンテナ制御システムバンド幅

第4図 アンテナ駆動方式（各方式の特徴は第8表参照）

イングシステム：第3図に基本的なブロック図を示すように²⁹⁾、アンテナ制御系はそれ自身で一つの閉ループ系を構成する。衛星の本体も別の閉ループ系で姿勢制御されているから、全体として多重閉ループ系となり、制御系相互間の干渉が問題となる。システム検討を行う際に重要となるリニア動作範囲、誤差（または分解能）および制御のバンド幅を主要パラメータを第7表にまとめた。このほかに、地球周回衛星との通信（データリレ用）を行う場合のリニアレンジの拡大、多目的ミッションの場合の複数個アンテナのポインテ

イング制御系相互間の干渉問題は重要課題となる。

(3) アンテナ駆動方式：代表例を第4図に示し、それらの特徴を第8表に示した。技術動向を考慮した上で、各方式のトレードオフが必要である。開発を要するクリティカル・コンポーネントはアンテナ位置決め機構 (APM: Antenna Positioning Mechanism) でありとくにアクチュエータと減速機構が問題となる。APM の分類と特徴を第9表に示す。

5.3.3 現状と将来動向 第3表に示した放送・通信衛星の諸元に基づいてアンテナ制御要求の推移と将

第8表 アンテナ駆動方式の特徴 (第4図参照)

番号	タイプ	特徴	長所	短所
①	反射鏡駆動 オフセットアンテナ	・反射鏡を駆動することによりビームを偏向させる	・反射鏡のみを駆動するため、給電回路の構成が容易である	・一次放射器が高く位置する場合には、展開型の一次放射器が必要となる
②	アンテナ全体を駆動する オフセットアンテナ	・アンテナ全体を駆動することによりビームを偏向させる		・給電回路をフレキシブルなものにする必要がある ・一次放射器が高く位置する場合には、展開型の一次放射器が必要となる
③	アンテナ全体を駆動する 軸対称カセグレンアンテナ	・アンテナ全体を駆動することによりビームを偏向させる		・給電回路をフレキシブルなものにする必要がある ・慣性力が大きい
④	主反射鏡のみを駆動する 軸対称カセグレンアンテナ	・主反射鏡のみを駆動することによりビームを偏向させる	・副反射鏡、一次放射器を衛星本体に固定することができる	
⑤	副反射鏡のみを駆動する 軸対称カセグレンアンテナ	・副反射鏡のみを駆動することによりビームを偏向させる	・主反射鏡を衛星本体に固定することができる ・慣性力が小さい	・主反射鏡における電波のスビロオーバーが主反射鏡のみを駆動する方式に比較して大きい
⑥	フェーズドアレイ給電 反射鏡アンテナ	・フェーズドアレイ給電 ・電氣的にビームを偏向させる	・駆動部分がない ・早い応答が可能	・一次放射器の給電回路が複雑となるため損失が大となり、アンテナ重量も大となる ・ビーム偏向範囲は、小領域に限定される

第9表 アンテナ位置決め機構 (APM) の分類と特徴

駆動方式		駆動様式	長所	短所	代表例
ダイレクト駆動	電磁アクチュエータ方式	フレキシブルピボットもしくは、電磁ピボットを用いて、電磁力による吸引力等を利用した直線運動を回転力に変換しアンテナを駆動する	・無潤滑であり、寿命的に有利	・消費電力が大きい ・駆動範囲が狭い	Aerospatiale 製 ³⁰⁾ APM
	ダイレクトモータ方式	ギア等を介さずにモータで直接にアンテナを駆動する	・減速機構がなく寿命的に有利 ・駆動範囲が狭いものは無潤滑が可能	・モータ形式によるが低速回転がむずかしい	Teldix 製 ³¹⁾ APM
ギア駆動	平歯車方式	モータの出力を平歯車を用いて減速し、アンテナを駆動する	・消費電力が小さい ・低速回転に向いている	・減速機構の潤滑上の寿命が問題	—
	ハーモニックギア方式	モータの出力をハーモニックギアを用いて減速し、アンテナを駆動する	・消費電力が小さい ・低速回転に向いている ・大減速が可能	・減速機構の潤滑上の寿命が問題	LANDSAT-D 用 ³²⁾ APM
	ウォーム／ホイール方式	モータの出力をウォーム／ホイールを用いて減速し、アンテナを駆動する	・消費電力が小さい ・低速回転に向いている	減速機構の潤滑上の寿命が問題	Hughes 製 APM
ボールスクリュー駆動	ボールスクリュー方式	モータの出力をボールスクリューを用いて直線運動に変換し、アンテナを押し上げる形でアンテナを駆動する	・消費電力が小さい ・低速回転に向いている	ボールスクリュー部の潤滑上の寿命が問題	FACC 製 APM

第5図 衛星姿勢精度、アンテナ指向精度要求の推移

第10表 反射鏡面展開型アンテナの現状

展開方式	展開の概要	開発機関	長所	欠点	備考
開傘型	放射状リブ・タイプ	TRW (米)	・原理・構造容易 ・展開信頼性高・軽量	・大口径化難 ・高い工作精度要	TDRS (1983 予定) 用 4.9 m アンテナ
	巻き込みリブ・タイプ (ラップリブ)	Lockheed (米)	・大口径化易・軽量 ・展開信頼性高・収納性良	・鏡面精度劣・低剛性 ・高い工作精度要	ATS-6 (1974) 用 9.1 m アンテナ
	デュアル・グリッド・タイプ (フープコラム/メイポール)	Harris (米)	・ラップリブ・タイプと同様、ただしワイヤによって鏡面を調整し、精度向上		
開扇型	開傘型と同様、ただし、展開の中心が円周上にある	MBB (独)	・形状誤差小・軽量 ・剛性大・収納性良	・鏡面の張り方難 ・収納時の固定難	
花卉型	独立花卉タイプ	TRW (米) および MBB (独)	・鏡面精度良・剛性大 ・展開信頼性高・反射性能良	・大口径化難・重量大 ・収納性劣	
	連続花卉タイプ	Good Year (米) および MBB (独)	・独立花卉タイプと同様だが鏡面精度が向上		
	ハイブリッド・タイプ	MBB (独)	・鏡面精度良・軽量 ・高剛性・熱変形小	・大口径化に限界	
テンション・ワイヤ型	メッシュを多数のワイヤで張り、鏡面を形成する	Aerospatiale (仏) および Bell (米)	・超軽量 ・熱変形小	・鏡面形成に高度技術 ・鏡面精度劣	
展開トラス型	トラスをジョイントで構成しパネルで展開する	General Dynamics (米)	・鏡面精度良・軽量 ・収納性良・剛性大・熱変形小	・製造技術難 ・展開信頼性低	LSS 応用範囲大

来動向を第5図にまとめた。すでに運用中ないし運用終了の衛星はほとんどすべて本体制御によるポインティング制御方式をとっている。ATS-6 や CTS はビーム方向調節機能を有するが、ポインティング制御は

あくまで本体制御に依存する。近い将来打上げ予定の放送・通信衛星においても、本体制御により、高精度ビーム方向制御を目標として設定しているものもある。たとえば、BS-2 (日, 1984 年打上げ) では、モノパ

(a) 打上げ時の形状

(b) 軌道上の形状

第6図 ATS-6 衛星

ルス・センサと地球センサを組み合わせた MECO³³⁾と呼ばれる本体姿勢制御方式により 0.1° を目指し、GSTAR (米, 1984 年打上げ予定) は熱歪みによるアンテナ方向誤差, ホイールおよびアンテナのミスアライメント等の日変化・季節変化を地上コマンドによって補正するオンボード機能により, 0.05° を目指しており, その成果が目目される。

これに対し, 最近打ち上げられ運用を開始した SBS を含めて将来動向を見ると, ヨーロッパの TV-SAT, L-SAT 1, ITALSAT および米国の TDRS/Advanced WESTAR 等, 大多数の放送・通信衛星は RF センサと APM によるビーコン追尾方式を採用している。この傾向は, L-SAT³⁴⁾ に見られる多目的化や, INTELSAT-VII 概念³⁵⁾ として提案されているプラットフォームへの移行とともに顕著になると考えられ, ビーム・ポインティング制御の主流となろう。

5.4 アンテナ展開機構^{35)~38)}

マルチビームアンテナ (MBA) のさまざまな形式について 5.1.3 項で簡単に触れたが, このなかで, 衛星搭載用として優れた特徴を有する反射鏡型アンテナの展開機構について検討を行う。

5.4.1 要求事項

(1) 展開方式: アーム型展開+反射鏡面展開

アンテナ展開の方式として, アンテナ全体をブームまたはヒンジによって展開するアーム型展開と反射鏡面自身を展開する方式に大別され, この両者を併用する方式も考えられる。将来の大口径化に対応するために, 併用方式を検討する。

(2) 機械的性能: 放送ミッションに適したアンテナの電気的性能(周波数, 電力, ビーム数, ビーム幅)に対する要求から, アンテナの寸法, 機械的性能要求が規定される。これに, 衛星搭載上の制約とロケット

(a) 打上げ時の形状

(b) 軌道上の形状

第7図 TDRSS/Advanced WESTAR 衛星

(または STS) 収納時の制約条件を加えて、収納および展開方式に対する要求条件が決定する。これは 5.1 節の検討結果に基づく。

5.4.2 検討事項

(1) 収納・展開方式のトレードオフ：収納時の寸法効率、耐環境性（振動・衝撃）、展開動作時の信頼性、および展開後の諸特性、すなわち、面精度、剛性、熱歪み、給電系配置、APM との適合性等を考慮して、各方式の比較・検討を行う。

(2) 展開機構の設計・解析：ヒンジ部、保持・解放機構（セパレーション・ナット、パイロ・カッタ等）およびラッチング機構の設計検討と挙動解析・応力解

析を行う。

(3) 宇宙潤滑：展開機構は宇宙環境に暴露した状態で動作するため、回転部・駆動部の真空潤滑が重要課題となる。

(4) 反射鏡面の精度維持：反射鏡面の面精度を維持するため、次の項目の設計・解析を行う。

- 熱解析：太陽光による影、サンラインによる熱勾配とこれに対処すべき熱制御方式の検討。

- 剛性解析：APM および姿勢・推進系からの作用力による応答・応力解析および振動特性の解析。

- 熱歪み解析：反射面、フィードマストの変形と放射パターンへの影響を解析し、これを最小とする材料、

第8図 TV-SAT のアンテナと衛星の概観

マトリックス構造の選択。

(5) 試験方法: 地上1G 下における展開動作試験, 電気性能試験および鏡面精度測定法は重要な技術課題である。

5.4.3 現状と動向

欧米において考案・試作されている各種の反射鏡面展開型アンテナの概要・長所・欠点を第10表にまとめた。この中で実績を有するラップリブ型 (ATS-6, 1974) および放射状リブ型 (TDRS/Advanced WESTAR, 1983) の打上げ時と軌道上の形状を第6図および第7図に示す。また, 第3表から明らかなように, SBS-I~III, INSAT-1A, INTELSAT-V, TV-SAT, L-SAT 1, ITALSAT および TDRS/Advanced WESTAR (併用型) 等の最近の放送・通信はほとんど

どアーム型展開方式を採用している。その代表例として第8図に TV-SAT の収納・展開図を示す。

米国においては, 大型宇宙構造物 (Large Space Structures: LSS) 研究の一環として, 口径数 10m 程度 100 m に及ぶアンテナの開発研究が進められており³⁶⁾, アンテナ展開機構は将来の重要なキー・テクノロジーである。

6. あとがき

以上の調査・検討に基づいて, 1990 年代に実現可能であり, しかも将来の大型静止プラットフォームへの発展を考慮したシステムモデルと研究開発スケジュールを設定し, この構想の実現を図っていきたい。なお, 本検討は電波研究所と航空宇宙技術研究所の担当者間で将来の研究プロジェクトに発展させるために共同で行っているものである。

最後に, 本稿をまとめるに当たって三菱電機, 日本電気, 東京芝浦電気の検討資料も参考にさせていただいた。ここに, これら各社の関係各位に感謝いたします。また, 打上げロケットの調査に当たっては, 宇宙開発事業団ロケット設計グループ只川嗣朗氏にご協力いただいたことを記して謝意を表します。

参考文献

- 1) LOVELL, R. R.: The Status of NASA's Communications Program, Pacific Telecommunications Conference (Jan. 1982).
- 2) SERPELL, S. C.: Second Generation Business Satellite Systems for Europe, AIAA 9th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 82-0476 (Mar. 1982).
- 3) COURAULT, R. and SMITH, G. K.: Technologies for the Next European Satellites, Microwave Journal, Vol. 25, No. 1 (Jan. 1982), pp. 83-91.
- 4) HERDAN, B. L.: Progress in the Development of the European Large Telecommunication Satellite L-SAT, IAF 33rd Congress, IAF-82-85, Paris (Sep. 1982).
- 5) McDonnell Douglas Corp.: DELTA Spacecraft Design Restraints, DAC 61687 D (July 1980).
- 6) GRIMES, D. W.: Delta Mission Planning in the Shuttle Transition Era, AIAA 9th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 82-0566 (Mar. 1982).
- 7) ORDAHL, C. A.: The MDAC Payload Assist Modules (PAM-A and PAM-D), AIAA 9th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 82-0559 (Mar. 1982).
- 8) GIRE, B.: The Ariane Launcher, Spaceflight, Vol. 24, No. 9 & 10 (Sept./Oct. 1982), pp. 358-364.
- 9) The Ariane Programme, ESA 資料 (Sept. 1981).
- 10) 下世古幸雄, 岩崎 憲: 世界の放送衛星 I/II, ITU 研究, No. 119/120, 昭和 57 年 1 月および 2 月号, 日本 ITU 協会発行.
- 11) 下世古幸雄: 放送衛星の動向, 日本航空宇宙学会誌,

- 第31巻, 第348号 (1983), pp. 1-13.
- 12) 特集 高品位テレビジョン—高精細度ワイドスクリーンテレビジョン—, テレビジョン学会誌, Vol. 36, No. 10 (1982. 10).
 - 13) 手代木扶, 熊沢弘之: 衛星通信用マルチビームアンテナ, 電子通信学会誌, 第65巻, 第10号 (1982. 10), pp. 1060-1067.
 - 14) PERROTTA, G., MASTRACCI, C. and MORELLI, G.: Progress in the Definition of the Italian Satellite for Domestic Telecommunications, AIAA 9th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 82-0540 (Mar. 1982).
 - 15) SCOTT, W. G., LUH, H. S., SMOLL, A. E. and MATTHEWS, E. W.: 30/20 GHz Communications Satellite Multibeam Antenna, AIAA 9th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 82-0449 (Mar. 1982).
 - 16) BERK, G. JEAN, P. N. ROTHOLZ, E. and WHITE, B. E.: An FDMA System Concept for 30/20 GHz High Capacity Domestic Satellite Service, AIAA 9th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 82-0447 (Mar. 1982).
 - 17) MATTHEWS, E. W., CUCCIA, C. L. and RUBIN, M. D.: Technology Considerations for the Use of Multiple Beam Antenna System in Communication Satellite, IEEE Trans. Microwave Theory & Tech., Vol. MTT-17, No. 12 (Dec. 1979), pp. 998-1004.
 - 18) MARX, S. H.: Precise Orientation of Multibeam Satellite, IAF 32nd Congress, Rome, IAF-81-53 (Sept. 1981).
 - 19) HAAS, I. S. and FINNEY, A. T.: The DSCS III Satellite a Defense Communication System for the 80's, AIAA 7th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 78-580 (Apr. 1978).
 - 20) SCHNEIDER, P.: The Western Union Telegraph Company's Satellite Switched TDMA Advanced Westar System, IAF 29th Congress, IAF-78-242, Dubrovnik (Oct. 1978).
 - 21) LASSEN, H. A. and CAGNON, R. R.: A Multipurpose Spacecraft Bus Based on TDRS, AIAA 9th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 82-119 (Mar. 1982).
 - 22) PERROTTA, G. and FLORIO, A.: Fine Pointing of High Directivity Multibeam Antennae at SHF: A System Approach, IAF-81-55, Rome (Sept. 1981).
 - 23) CUCCIA, C. L. and Ho, P. T.: The Impact of the FET on the Satellite Transponder—A Technology Perspective, AIAA 7th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 78-556 (Apr. 1978).
 - 24) Ho, P. T., RUBIN, M. D. and WHERRY, J. G.: Solid-State Power Amplifiers in Communications Satellites, AIAA 7th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 78-557 (Apr. 1978).
 - 25) CUCCIA, C. L., FISCHGRUND, H., VARNEY, J., BOWES, J. and MATTHEWS, E. W.: Optimization of Input Sensitivity and Radiated Power in Millimeter Wave Communication Satellites, AIAA 7th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 78-565 (Apr. 1978).
 - 26) DRAGO, F., HAWLEY, J., HUANG, H. and SECHI, F.: C-Band FET Power Amplifier for TWTA Replacement, IAF 30th Congress, IAF-79-310, Munich (Sept. 1979).
 - 27) BETAHARON, K. and SANTIS, P. De: Microwave Technology Development under INTELSAT R&D—a Review, Microwave Journal, Vol. 25, No. 8 (Aug. 1982), pp. 43-68.
 - 28) HENEY, J. F. and TAMASHIRO, R. N.: A 20 GHz, 75 Watt Helix TWT for Space Communications, AIAA 9th Communications Satellite Systems Conference, Paper No. 82-0450 (Mar. 1982).
 - 29) BROQUET, J., GOVIN, B. and AMIEUX, J. C.: The Antenna Pointing Systems for Large Communication Satellite, AIAA 82-0444 (1982).
 - 30) HURBERT, B. *et al.*: SOFA: An Antenna Fine Pointing Mechanism, NASA CP-2181 (1981) pp. 235-252.
 - 31) MAMROL, F. E. *et al.*: A Fully Redundant Power Hinge for LANDSAT-D Appendages, NASA CP-2181 (1981) pp. 341-356.
 - 32) TELDIX catalog: Low Speed Mechanisms for Space Applications (1980).
 - 33) SHIMOSEKO, S. *et al.*: Analytical Results of BSE Beam Pointing and Attitude Control Performance, AIAA 82-550 (1980).
 - 34) HERDAN, B. L. and EDDLESTON, B. N. F.: Design and Development of the European Large Telecommunication Satellite (L-SAT), AIAA 82-0551 (1982).
 - 35) KOELLE, D. E. and KLEINAU, W.: A Modular Geoplatform Concept for INTELSAT VII and Other Applications AIAA 82-0549 (1982).
 - 36) NASA: Large Space Structures Technology-1979, NASA CP-2181 (1979).
 - 37) RUSSEL, R. A. *et al.*: A Technology Development Program for Large Space Antennas, IAF-80-A-33 (1980).
 - 38) SCHAFER, W. *et al.*: Unfurlable Offset Antenna Design for L- and C-Band Application, AIAA 82-0443 (1982).