

## ■5群 (通信・放送) - 7編 (衛星通信)

---

### 3章 衛星通信

#### 【本章の構成】

本章では以下について解説する.

3-1 衛星と軌道

3-2 衛星中継器

3-3 衛星搭載アンテナ

## ■5 群-7 編-3 章

### 3-1 衛星と軌道

(執筆者：名古屋翼) [2014 年 12 月 受領]

#### 3-1-1 人工衛星のバス系の変遷

人工衛星の機器は大きく分けて、バス系とペイロード系に区分される。バス系は主に衛星本体に電源を供給する太陽電池や蓄電池から構成される電源系、衛星の姿勢保持のための各種ホイールやマヌーバ時に用いるスラスタといった姿勢制御系、衛星の状態をテレメトリ信号に乗せ地上に伝送し地上からのコマンドを受付ける TTC (Telemetry Tracking Commanding) 系から構成される。また、ペイロード系は主にミッション機器を指し、通信衛星の場合は通信用の送受アンテナ、低雑音増幅器、周波数変換器、大電力増幅器から構成される。

近年の静止衛星のバスの特徴として、バスサイズの大形化、大電力化、大容量化が上げられる。表 1・1 に過去の衛星との比較を示す。

表 1・1 静止衛星の容量比較

衛星名	打上年	増幅器出力	設計寿命	発生電力
JCSAT-1	1989 年	20 W	約 10 年	2.2 kW
JCSAT-13	2012 年	150 W	15 年	10 kW

また、衛星の形状も JCSAT-1 衛星に見られるスピン安定型から、3 軸制御安定型に発展している。スピン安定型は衛星本体が回転することで自身を安定させており、太陽電池はその円筒形の周りに貼り付けて電気を供給している。この場合、常に太陽方向を向いている太陽電池のみ発電することになり、近年の放送用途などの送信機の大出力化の要請には向かなくなってきた。そこで、太陽電池が常に太陽の方向に向いている 3 軸制御安定型が誕生し、以降の人工衛星はこのタイプとなった。3 軸制御安定型の場合、中央の箱型バスの内部にフライホイール・リアクションホイールといったはずみ車を有し本体を安定化させている。



図 1・1 JCSAT-1 衛星 (スピン安定型)



図 1・2 JCSAT-13 衛星 (3 軸制御安定型)

### 3-1-2 静止衛星の打ち上げから軌道投入まで

衛星打ち上げの射場は、日本であれば内之浦宇宙空間観測所であり、種子島宇宙センターである。また、NASA（アメリカ航空宇宙局）の射場は主にフロリダのケネディ宇宙センターであり、ESA（欧州宇宙機関）であれば南米仏領ギアナである。これらの射場は、いずれも赤道に近い位置にあり、これは赤道面と一致する高度約 36000 km の軌道である静止軌道に衛星を投入するのに有利なためである。緯度が高くなると軌道投入角が赤道面からズレ、このズレを修正するために多くの燃料を使う。したがって、赤道に近く軌道投入角が赤道に近い方が燃料を節約できて衛星の長寿命化につながる。

静止軌道への打ち上げの場合、一般的にロケットは衛星を静止トランスファー軌道と呼ばれる長楕円軌道まで運び、そこからの静止化までの軌道変更は衛星に搭載された燃料で行う。衛星の寿命は、衛星に搭載された燃料で決まるため、軌道変更での燃料消費が少なくできると、衛星の長寿命化が望める。このため、赤道直下に浮かべた船から打ち上げを行う米国シーローンチ社のような民間企業もある。

次に、衛星の静止化までのシーケンスを示す（図 1・3）。

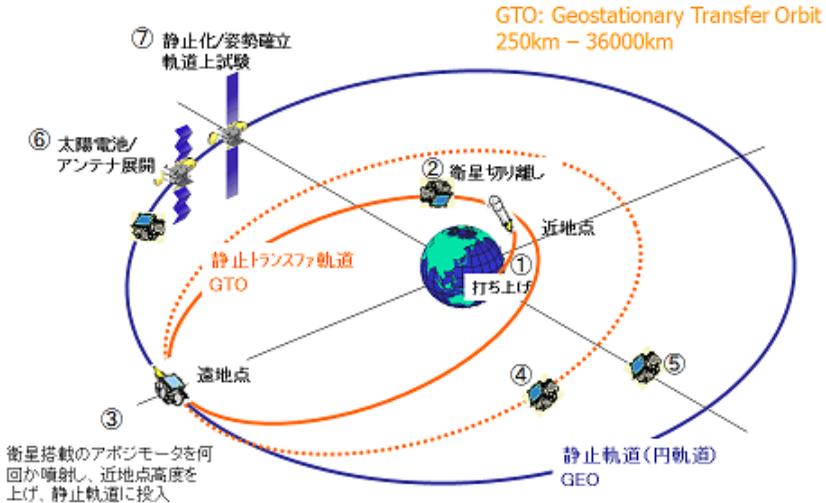


図 1・3 静止軌道投入のシーケンス例

衛星はロケットの先端、フェアリング部分に格納され、打ち上げ日時（ローンチウィンドウ）と呼ばれる打ち上げ可能な日時に打ち上げられる。静止衛星の場合、打ち上げ場所と最終静止位置との位置関係は変わらないので、この点においては時間の制約はなさそうだが、衛星はロケットから切り離された位置では太陽に照らされて電力を確保しなければならない、地上との通信を確保しなければならないなど様々な制約のため、実際の打ち上げ可能な時間は 1~2 時間に制限される。

打ち上げられた衛星は、ロケットの燃料により静止トランスファー軌道（GTO: Geostationary Transfer Orbit）に投入される（一般的には一旦、パーキング軌道と呼ばれる円軌道に投入し、

タイミングを見て近地点にてロケットを噴射し、GTOに入れるシーケンスで説明されるが、本例ではダイレクトにGTOに入れる方法で説明している。また、ロケットで直接静止軌道に投入する例もある。静止トランスファー軌道は、近地点が約200km、遠地点が36000km（静止衛星の高度）の長楕円軌道である。遠地点では衛星に搭載されているアポジ（遠地点）モータを何回かに分けて点火し、近地点を上げていき衛星を静止軌道に投入する。この段階で太陽電池パネルの展開、通信用アンテナの展開・地球方向への指向を行い最終軌道位置へドリフトさせて、静止化させる。

静止化された衛星は次にIOT（In Orbit Test）と呼ばれる軌道上試験を受ける。IOTでは打上げ時の振動や温度変化などの環境により衛星に故障や性能劣化が生じていないことを確認する。通信系ペイロードを確認するIOT項目では、ペイロード機器へ電源を投入し性能測定を実施し、その内のアンテナ性能測定においてはアンテナのパターンカットを行う。これは衛星に搭載されたアンテナが軌道上で設計された性能を示しているかを試験するもので、衛星から電波を発射してその強度を地上管制局で測定しつつ、衛星本体の姿勢を動かして電波強度の変化でアンテナパターンを確認する。その後、すべての衛星搭載中継器（トランスポンダ）の測定を実施し、軌道上試験結果を評価後、衛星のサービス運用開始となる。

### 3-1-3 衛星の軌道制御

静止衛星は、赤道上空36000kmの円軌道に東向きに投入され、その公転周期は地球の自転速度と同じとなる。このため、地上から衛星をみると上空に静止しているように見える。しかし、地球は真球でなく静止する軌道位置によっても異なる重力ポテンシャルのひずみがあること、また太陽・月の引力の影響があること、太陽輻射圧の影響があることなどの外乱により、東西・南北にドリフトが生じる。こういったドリフトは衛星搭載アンテナのポインティングのずれを生じさせ、通信特性の劣化を招くため、定期的な衛星の軌道保持作業が必要となる。

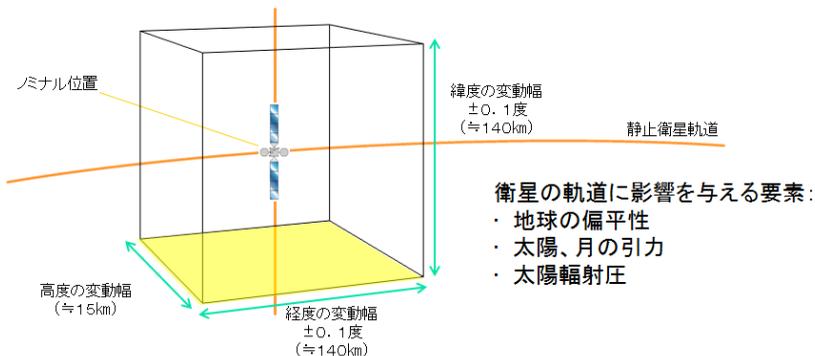


図1・4 静止衛星の軌道保持

衛星管制局では安定的に衛星通信を行えるため、静止衛星軌道を所定の範囲内（ $\pm 0.1^\circ$ ）にコントロールする。実際には、測距（レンジング）により衛星との距離を測定し衛星の軌道位置の決定し、定期的に衛星のスラスタを噴射して位置を修正（マヌーバ）している。

### 3-1-4 衛星の食運用, サントランジェント

静止衛星軌道では, 春分・秋分頃の夜間に太陽 - 地球 - 衛星が一直線に並び, 衛星の太陽電池パネルに太陽光が当たらず発電できない. このため, 太陽光が当たらないとき(食:eclipse)は衛星に搭載されたバッテリーに切り替え通信機器に電源供給を行い, 通信の断が発生しないように運用している. かつてのBS (Broadcasting Satellite) においてはバッテリーがすべての通信機器に供給できるほど十分ではなく, 食期間は通信ができない時間が発生していたが, 現在の衛星では食期間の電力すべてをまかなえるよう十分な容量のバッテリーが搭載されている.

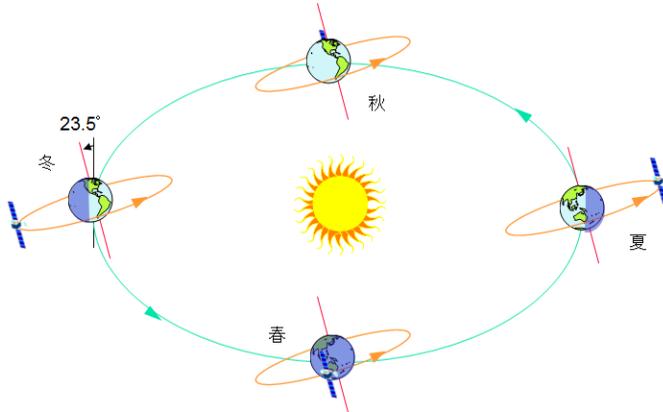


図1・5 食期間 (地軸が傾いているため春期・秋期以外は常に太陽光が衛星に当たる)

地上のアンテナから見て, 衛星が太陽の視野角と重なってしまう場合, 地球局のアンテナは太陽の発する雑音を拾ってしまい, 通信品質が劣化する. これをサントランジットと呼び, 本現象が発生する日時は地球局と静止衛星の相対位置により決まり, 毎年ほぼ同じ時期(春・秋)に起きる. サントランジットは地球局のアンテナサイズによっても影響は異なり, 一般により大きなアンテナサイズを用いている場合, 期間が短くその分影響度も深刻となる. 衛星オペレータはサントランジットが起きる日時の予報をユーザに対して行っている.

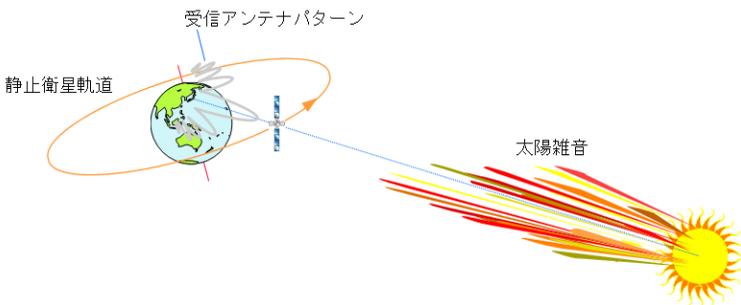


図1・6 サントランジットの発生 (太陽雑音干渉ともいう)

### 3-1-5 衛星軌道について

衛星の軌道を衛星の高度で分類すると、静止軌道 (Geo-Stationary Orbit)、中・低高度軌道 (Medium Earth Orbit, Low Earth Orbit)、長楕円軌道 (High Earth Orbit) となり、静止軌道以外はすべて非静止軌道 (Non-Geo) である。

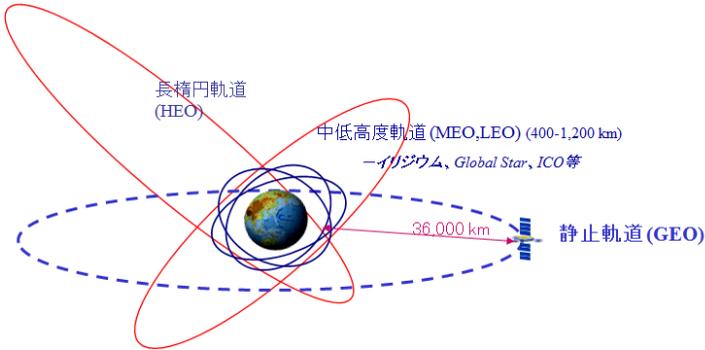


図 1・7 衛星の軌道の種類

静止軌道の衛星は、衛星の公転速度と地球の自転速度が一致しているため、地上からは静止して見える。このため地球局のアンテナは衛星を追尾する必要がないし、衛星が視野から外れ見えなくなってしまうことがないので、通信・放送の分野で広く用いられている反面、地上から 36000 km の距離にあり電波が一往復するのに 0.25 秒の遅延時間が生じる。放送のように一方向の伝送ではこの遅延が問題とならないが、電話などの双方向の通信では若干の違和感が生じる。また、近年のインターネットのプロトコルである TCP/IP などの通信であっても、この遅延によりスループットが低下することが報告されており、遅延対策としての TCP アクセラレータなどの製品が実用化されている。

MEO, LEO の衛星は地上からは高速で動いているように見える。したがって、衛星を追尾するアンテナを利用するか、イリジウム・Global Star の例のようにほぼ無指向性のアンテナを利用するしかない。後者の例では十分な送信能力を稼ぐことができないが、電話クラスのサービスには十分であり、静止衛星に比べ遅延が小さい利点もある。ただし、衛星が視野から外れてしまうので複数衛星でのシステムが必須であり、衛星システムのトータルコストを押し上げている。

表 1・2 高度による衛星の分類

高 度	350～1400 km	1400～36000 km	36000 km
周 期	1.5 時間 (高度 350 km)	12 時間 (高度 26561 km)	24 時間
地表全体を覆う衛星の数	40 機以上必要	10～16 機必要	理論上 3 つ
衛 星	国際宇宙ステーション イリジウム, ALOS など	GPS など	JCSAT, Superbird, BSAT など

### 3-1-6 最近の衛星のトレンド

本章の冒頭にて、衛星の大型化・大容量化である旨記述したが、最近のトレンドとして同様のことが上げられる。特にブロードバンド化の要請は衛星においても、HTS (High Throughput Satellite) の出現に代表され顕著となっている。HTSは、広帯域なKaバンド(26~30GHz帯)をスポットビーム化し周波数を再利用することにより更なる広帯域化を目指したシステムであり、2014年現在多数出現しようとしている。

従来Kaバンドは降雨減衰による通信の劣化が問題視されており、スポットビーム化・高出力化により十分な降雨へのマージンがあったとしても、十分な稼働率が得られるかといった点も議論されている。HTSの先駆け的な存在であるINMARSATのGlobal Xpressシステムは、従来のL-Bandサービスとの補完を特徴としており今後の展開が注目される。

また、従来は地上との無線通信であった航空機でのインターネット接続サービスでは、こうしたHTSを用いることが計画されている。この場合、航空機は雨滴層高度の上を飛ぶため、このサービスは最もHTSの恩恵を受けるサービスとして期待されている。

表 1・3 HTS システムの例

Satellite	Launch	Throughput	Band	No. of
	Date	Gbps		User beam
Anic F2	Jul-04	6	Ku+Ka	45
WildBlue	Dec-06	10	Ku+Ka	65
SpaceWay3	Aug-07	10	Ka	68
IPStar	Aug-08	20	Ku+Ka	84
Ka-Sat	Dec-10	70	Ka	82
Viasat-1	Oct-11	140	Ka	72
Jupiter1	Jul-12	150	Ka	60
Hylas2	Aug-12	15	Ka	24
Inmarsat5 F1 GX	Dec-13	17	Ka	89
IS-29e EPIC	(2015/12)	25-30?	Ku, Ka,©	?

## ■5 群-7 編-3 章

### 3-2 衛星中継器

(執筆者：高橋 卓) [2018年12月受領]

所望の通信を成立させるために必要な各種パラメータを決定するために、回線設計を行う。衛星通信における回線設計について説明する。

図 3-2-1 のようなベントパイプ中継衛星通信システムを考える。

送信局から送信された信号が衛星局で受信・周波数変換・増幅され、地球局へ向け送信される。この回線設計の各項目について紹介する。なお、ここで紹介する式は真数で表しているが、回線設計例 (表 3-2-1) ではデシベル表示である。

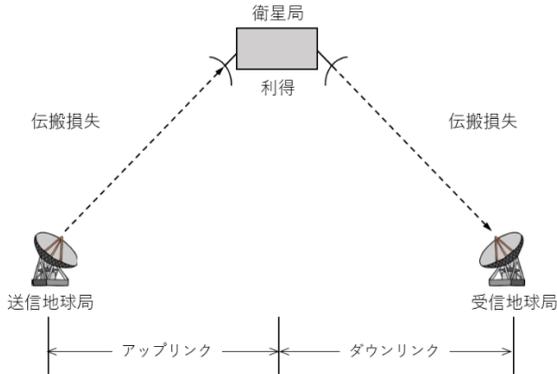


図 3-2-1 衛星回線の構成

表 3-2-1 回線設計例

アップリンク				ダウンリンク			
アップリンク 周波数	[GHz]	28.1		ダウンリンク 周波数	[GHz]	18.9	
信機出力	[dBW]	10.0	10W	中継器利得	[dB]	130.0	
給電損失	[dB]	2.1		送信機出力	[dBW]	5.8	2.6W
送信アンテナ 利得	[dBi]	60.1		給電損失	[dB]	5.8	
追尾損失	[dB]	0.5		送信アンテナ 利得	[dBi]	3.2	
EIRP	[dBW]	67.5		追尾損失	[dB]	27.0	
自由空間損失	[dB]	212.8	37186km	EIRP	[dBW]	29.6	
大気吸収損失	[dB]	1.5		自由空間損失	[dB]	209.1	37186km
降雨損失	[dB]	5.3		大気吸収損失	[dB]	0.2	
受信アンテナ 利得	[dBi]	30.0		降雨損失	[dB]	2.1	
				受信アンテナ 利得	[dBi]	56.3	

追尾損失	[dB]			追尾損失	[dB]	0.5	
給電損失	[dB]	2.1		給電損失	[dB]	0.9	
受信電力	[dBW]	-124.2		受信電力	[dBW]	-125.0	
G/T	[dB/K]	8.0		G/T	[dB/K]	30.7	
[C/No] <sub>up</sub>	[dBHz]	84.5		[C/No] <sub>dn</sub>	[dBHz]	77.5	
[C/No] <sub>total</sub>	[dBHz]	76.7					
[C/No] <sub>req</sub>	[dBHz]	71.0					
回線マージン	[dB]	5.7					

### 3-2-1 アンテナ利得

衛星通信でよく使用されるパラボラアンテナでは円形の開口面アンテナの特性で近似され、アンテナ利得は以下のように表わされる。

$$G = \eta \left( \frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \quad (1)$$

ただし、Dはアンテナ直径、 $\lambda$ は波長、 $\eta$ は開口効率で通常0.5~0.7である。

### 3-2-2 等価等方輻射電力 (EIRP : Equivalent Isotropically Radiated Power)

送信局では送信機からの出力が給電部を通り、アンテナへ供給され、衛星局へ向け放射される。送信局の送信能力を表す指標として、アンテナへ供給される電力  $P_t$  とアンテナ利得  $G_t$  の積で表される等価等方輻射電力 (EIRP : Equivalent Isotropically Radiated Power) を使用する。

$$\text{EIRP} = \frac{P_t G_t}{L_{\text{feed}}} \quad (2)$$

ただし、 $L_{\text{feed}}$ は給電部の損失である。

### 3-2-3 伝搬損失

送信局から送信された信号は空間中を伝搬する間に減衰する。この減衰の主なものとして自由空間損失、大気吸収損失、降雨減衰がある。

#### (1) 自由空間損失

自由空間損失  $L_{\text{bf}}$  は以下の式で表される。

$$L_{\text{bf}} = \frac{(4\pi d)^2}{\lambda^2} \quad (3)$$

ただし、dは送信局と受信局との距離、 $\lambda$ は波長である。

#### (2) 大気吸収損失

大気中を信号が伝搬する際、大気中の酸素や水蒸気による共鳴吸収により信号が減衰する。大気吸収は降雨減衰と比較すると小さい。

#### (3) 降雨減衰

周波数が10 GHzを超えるような信号を使用する衛星通信では降雨による減衰が大きくなり、回線設計を行う上で無視できない影響を与えることになる。

ITU では衛星通信システムの回線設計用の降雨減衰累積分布推定法を勧告している。

[ITU-R Recommendation P.618]

### 3-2-4 G/T (gain to noise temperature ratio)

受信アンテナの感度を表す指標として G/T を使用する。アンテナの受信利得と受信系の総合雑音温度の比である。

アンテナ利得は(1)で与えられ、また総合雑音温度は下記の式で与えられる

$$T = \frac{T_a}{L} + \left(1 - \frac{1}{L}\right) T_0 + T_{LNA} \quad (4)$$

ここで  $T_a$  はアンテナ雑音温度、 $L$  は伝送損失、 $T_0$  は周囲温度、 $T_{LNA}$  は低雑音増幅器の雑音温度である。

### 3-2-5 C/No の算出

回線の品質を評価する際、受信局での搬送波電力対雑音電力密度比 C/No を使用する。

送信局から送出された信号が伝搬損失を受け、受信局アンテナに入力し、LNA で増幅されあとの C/No は下記のように表される。

$$(C/N_o) = \frac{(EIRP)(G_r)}{(L_p)(L_{feed})(N_o)} \quad (5)$$

ここで、 $L_p$  は伝搬損失、 $G_r$  は受信アンテナ利得、 $L_{feed}$  は受信アンテナの給電損失、 $N_o$  は受信器雑音電力密度である。

### 3-2-6 総合 C/No

上り回線 C/No と下り回線 C/No を算出し、それらを使用して衛星通信回線の総合 C/No を下記の式から求められる。

$$\frac{1}{(C/N_o)_{total}} = \frac{1}{(C/N_o)_{up}} + \frac{1}{(C/N_o)_{dn}} \quad (6)$$

### 3-2-7 回線マージン

使用する通信方式でのビット誤り率、伝送速度等を考慮して所望の C/No を求める。回線計算で求めた総合 C/No と所望 C/No の差が回線マージンとなる。

## ■5群-7編-3章

### 3-3 衛星搭載アンテナ

(執筆：大嶺裕幸) [2014年12月 受領]

衛星通信に用いられる衛星搭載用のアンテナのビームの分類として、シングルビームとマルチビームに大別する。シングルビームは、特定のサービスエリア（カバレッジ）との通信に広く一般的に用いるビームである。マルチビームは、複数のサービスエリアとの通信、あるいは特定のサービスエリア内を複数のビームで周波数再利用する通信に用いられる。マルチビームを実現するためには、複数の一次放射器（フィード）を配列し、ビーム形成回路及び複数の反射鏡あるいは大型展開アンテナが必要である。我が国で開発された代表的な衛星搭載用アンテナ<sup>1)~5)</sup>を中心に紹介するとともに、海外及び今後の技術動向について紹介する。

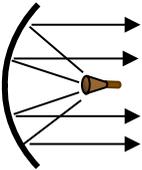
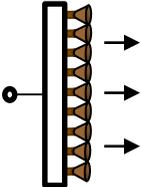
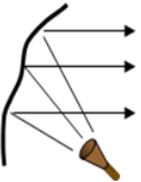
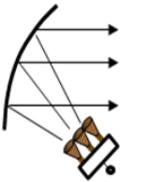
#### 3-3-1 衛星搭載アンテナビーム構成

##### (1) シングルビーム

シングルビームを有するアンテナとして、ホーンアンテナ、反射鏡アンテナ、及びアレーアンテナなどがある<sup>1)</sup>。所望のアンテナ性能、衛星への搭載性などからアンテナの種類が選択されるが、シンプルな構成で高利得が得られる反射鏡アンテナが、衛星に用いられることが多い。

シングルビームの種類としては、表 3・1 に示すようにペンシルビームと成形ビームがある。ペンシルビームには、固定ビームとビーム方向を可変する可動ビームがある。ビームを可動させる方式としては、主に反射鏡アンテナを機械的に駆動させる機械駆動<sup>8),9)</sup>と電子走査によりビームを走査するアレーアンテナ（フェーズドアレー）<sup>10),11)</sup>がある。

表 3・1 シングルビームアンテナ構成

種類	ペンシルビーム (反射鏡アンテナ)	ペンシルビーム (アレーアンテナ)	成形ビーム (鏡面修整)	成形ビーム (アレーフィード)
構成				
特徴	・構成がシンプル ・可動ビーム（機械駆動）	・低姿勢 ・可動ビーム（電子走査）	・構成がシンプル ・鏡面凹凸による修整	・振幅位相制御による成形
実績	DRTS <sup>9)</sup> 他	WINDS <sup>10),11)</sup> 他	Superbird-C2 <sup>14),15)</sup> 他	Intelsat-VI, VII <sup>28)</sup> 他

成形ビームは、サービスエリアを効率良く1つのビームで照射するために、所望のカバレッジの輪郭に沿ってビームの形状を成形する。鏡面サーフェースに滑らかに凹凸を設けて修整を行うことで、高度なビーム成形が実用化されている<sup>6),7)</sup>。また、アレーフィードを用いて振幅位相制御により成形ビームを得る方式もある。図 3・1 にペンシルビームと成形ビームを有するシ

シングルビームアンテナの実用例を示す。

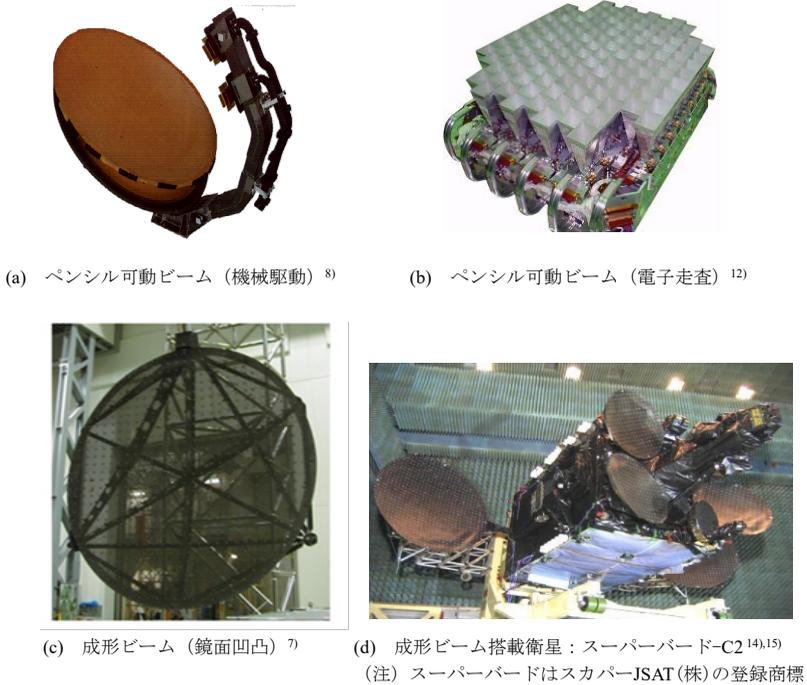


図 3・1 シングルビームアンテナ構成例

## (2) マルチビーム

マルチビームは、複数のビームに異なる周波数チャネルを割り当てることができるため、周波数帯域の繰返し利用ができ、周波数の有効利用が可能となる。

マルチビームのアンテナ構成法を表 3・2 に示す。1 枚の反射鏡と複数の一次放射器を組み合わせることで、簡単な構成で一次放射器の配置に応じたマルチビーム（離散ビーム）が得られる。ただし、一次放射器を配列する物理的寸法制約から隣接するビーム間隔を狭くできない。このため、ビームを 2 次元的に配列した場合、ビームクロス点での利得が低下する。

マルチビームを密に配置し、所望カバレッジ内を一定以上の利得で覆うためには、複数の反射鏡アンテナが用いられる。隣接ビームは、ほかの反射鏡アンテナで照射されるビームで互いに補完することで、2 次元カバレッジ内を限なく固定マルチビームで覆うことができる。複数の反射鏡を用いた Ka 帯マルチビームアンテナ例として、図 3・2 に WINDS<sup>11)</sup> と Ka-SAT<sup>22)</sup> を示す。WINDS は 2 枚の反射鏡を用い、隣接ビーム間は垂直偏波と水平偏波にて分離し 19 ビームを有する。Ka-SAT は 4 枚の反射鏡を用いて 82 ビームを実現している。

表 3・2 マルチビームアンテナ構成法

構成	・1枚の反射鏡と複数の一次放射器	・複数の一次放射器を有する反射鏡を複数組合せ	・1枚の反射鏡と複数の一次放射器とビーム形成回路	・1枚の反射鏡と複数の一次放射器 ・地上デジタルビーム形成
構成図				
特徴	・構成がシンプル ・離散ビーム	・BFNが不要 ・ビームを密に配置	・複雑なBFNが必要 ・100ビーム級 (DBF)	・地上局BFN ・500ビーム級
実績	MTSAT-2 <sup>16)</sup>	WINDS <sup>11)</sup> , Inmarsat-5 <sup>24)</sup> Ka-SAT <sup>22)</sup> , ViaSat <sup>23)</sup>	ETS-VIII <sup>13)</sup> Inmarsat-4 <sup>24)</sup> (DBF) Thuraya <sup>25)</sup> (DBF)	SkyTerra <sup>26)</sup> TerreStar <sup>27)</sup>

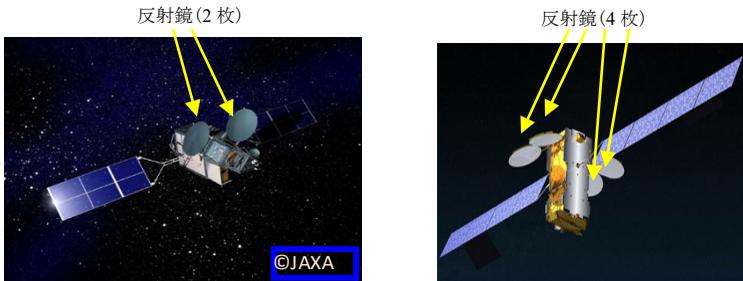
(a) WINDS<sup>12)</sup>(b) Ka-SAT<sup>22)</sup>

図 3・2 複数の反射鏡を用いた Ka 帯マルチビームアンテナ構成例

この固定マルチビームによるブロードバンドサービスの提供が実用化されている。Ka 帯による周波数広帯域利用とマルチビームによる周波数再利用により、通信容量が増大化する傾向にある。Ka-SAT、Inmarsat-5、ViaSat などの大容量通信衛星 HTS (High Throughput Satellite) が出現し、100 Gbps 程度を実現する大容量通信が報告されている<sup>23)</sup>。

1枚の反射鏡でマルチビームを形成するためには、ビーム形成回路 (Beam forming Network, 以下 BFN) が必要になる (3-3-2 項参照)。BFN には、アナログビーム形成回路とデジタルビーム形成回路がある。

アナログビーム形成回路を用いた例として、ETS-VIII<sup>13)</sup> がある。送信と受信アンテナ共にビーム数 3 の可変ビームである。デジタルビーム形成回路は DBF (Digital Beam Forming) と呼

ばれており、オンボードプロセッサのデジタル信号処理によりビーム形成を行う。Inmarsat-4<sup>24)</sup>、Thuraya<sup>25)</sup>では、100ビーム以上が実用化されている。

近年、DBFを衛星に搭載せずに、地上局にてビーム形成を行う地上デジタルビーム形成方式（Ground Based Beam Forming: GBBF）が提案され、Skyterra<sup>26)</sup>とTerrestar<sup>27)</sup>で採用された。ビーム数の大幅増加が可能になり、500程度までビーム数が拡大されている。図3・3にGBBFが採用されているTerreStarを示す。

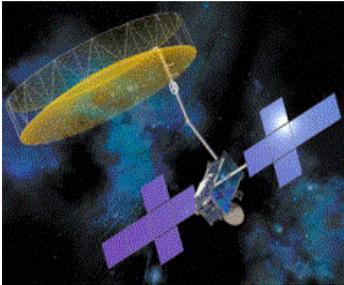


図3・3 TerreStar<sup>27)</sup>

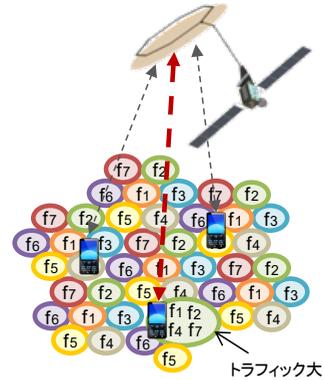


図3・4 マルチビームのフレキシブル化

L帯及びS帯のマルチビームアンテナでは、図3・4に示すように大型展開アンテナ（3-3-3項参照）とDBFあるいはGBBFを組み合わせることで、マルチビームのフレキシブル化（ビーム再形成、周波数帯域可変、出力電力可変）が進められている。各ビームエリアのトラフィックに応じて、特定のエリアあるいは各ビームに割り当てる周波数帯域、出力電力配分を柔軟に制御できる機能を有することで、災害時に通信負荷をフレキシブルに再配分したり、ビーム再形成などの通信システムの高機能化が可能になる。

また、この周波数帯では、地上系と衛星系の通信システムを補完統合したネットワークの実用化が各国で進められており、米国では、ATC（Ancillary Terrestrial Component）が計画されている<sup>17)</sup>。また、日本においても「地上/衛星共用携帯電話システム」の研究開発が行われており、周波数の有効利用が検討されている<sup>18)</sup>。

### 3-3-2 ビーム形成回路

衛星に搭載されるBFNを大別すると、表3・3のように分類される。アナログビーム形成回路ではビーム数が増えると、回路規模が大きくなる。また、ビーム性能を可変（ビーム幅、位置など）とするためには多数の可変移相器及び可変減衰器が必要になり複雑になる。

DBFは、オンボードプロセッサのデジタル信号処理によりビーム形成を行う。このため、比較的多数のビーム形成が可能である。また、打上げ後の需要の変化に対応するため、ビーム性能を可変することも可能であり、柔軟性が高い。更に、大型展開アンテナの機械的鏡面変形に対応するためのビーム指向補正/ビーム制御も可能となる。一方でデジタル信号処理を伴うため、一次放射器数/ビーム数/通信帯域幅により消費電力は急激に大きくなる。

表 3・3 ビーム形成回路 (受信 BFN) 構成

	アナログ BFN	DBF (オンボード)	GBBF
概要 (BFN)		<p>D/C : Down Converter A/D : Analog Digital変換</p>	<p>地上局にて DBF</p>
特徴	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ビーム数が多くなると回路規模が大きくなる</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ビーム形成の柔軟性が高い</li> <li>・ビーム数/通信帯域により消費電力が大きくなる</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・形成ビーム数が多い</li> <li>・フィードリンクの広帯域化が必要</li> </ul>
実績	ETS-VIII <sup>13)</sup> , N-STAR <sup>5)</sup>	Inmarsat-4 <sup>24)</sup> , Thuraya <sup>25)</sup>	SkyTerra <sup>26)</sup> , TerreStar <sup>27)</sup>

GBBF<sup>19)</sup>は、地上局においてビームを形成する方式であり、衛星上の制約がなくなることで多数のビーム形成が可能となり 500 ビーム級の実現が報告されている<sup>26),27)</sup>。地上局にてビーム形成を行うため、各ビームを形成する各一次放射器からの信号はマルチプレクサにて周波数分割多重化され、フィードリンクを介して伝送する。このため、広帯域なフィードリンク特性が必要となる。

図 3・5 に BFN を有する搭載通信機構成の一例として、大型展開アンテナと組み合わせた受信 DBF (オンボード) を有する搭載通信機の基本ブロック図を示す。

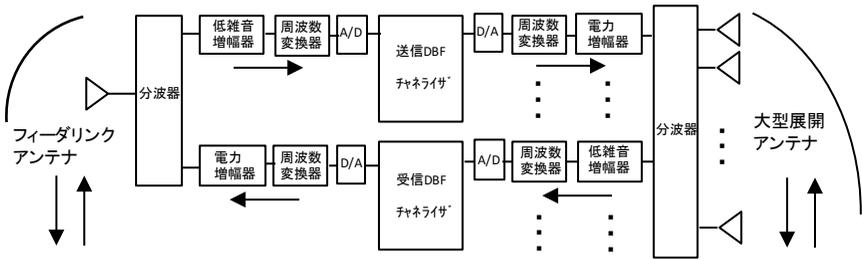


図 3・5 送受信 DBF (オンボード) を有する搭載通信機の基本ブロック図

### 3-3-3 大型展開アンテナ

L 帯及び S 帯におけるハンドヘルド端末の小型化を実現するためには、衛星搭載アンテナはより大型化が必要となる。衛星搭載アンテナの利得を 3 dB 上げることで、端末のアンテナへの利得要求を 3 dB 低減できる。利得を 3 dB 高くすることは、アンテナ開口径は $\sqrt{2}$ 倍大きくする必要がある。大型展開アンテナは、軌道上で展開し大開口径を実現するが、ロケットに搭載する際には、フェアリングに収納できるようコンパクトで軽量であることが要求される。

表 3・4 大型展開アンテナ構成

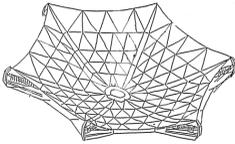
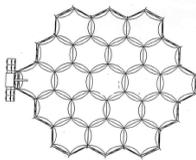
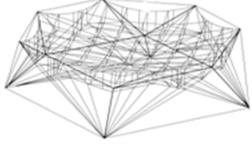
	放射リブ方式 <sup>20)</sup>	モジュール分割方式 <sup>13)</sup>	フォールディングリブ方式 <sup>21)</sup>
概要			
特徴	展開もしくは伸展するリブを放射方向に配置する	小型モジュールを複数個結合して大型鏡面を実現	1枚鏡面にて大型展開が可能であり、実績が多い
実績	MUSES-B <sup>20)</sup>	ETS-VIII <sup>13)</sup>	Thuraya <sup>25)</sup> , TerreStar <sup>27)</sup> 他

表 3・4 に大型展開アンテナ構成の代表例を示す。

図 3・6 に実用例を示す。技術試験衛星 VIII 型 (ETS-VIII 「きく 8 号」) では、モジュール分割方式が採用され、打上げ後に通信実験が行われた。また、海外における大型展開アンテナの実用例として、フォールディングリブ方式の Harris 社と Northrop Grumman 社の代表例を示す。現在、10 m 級の展開アンテナは実用運用されており、最大 22 m 級アンテナ (フープトラス方式) が軌道上で展開されている<sup>29)</sup>。

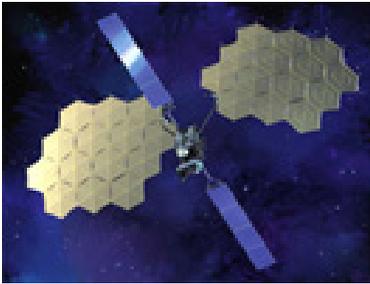
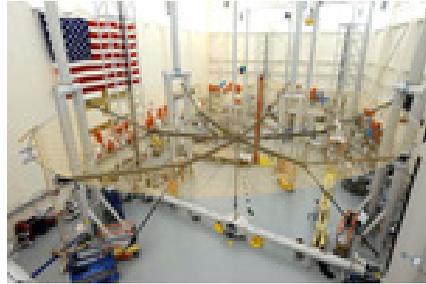
(a) 技術試験衛星 VIII 型<sup>10)</sup>(b) Harris<sup>29)</sup>(c) Northrop Grumman<sup>30)</sup>

図 3・6 大型展開アンテナの実用例

## ■参考文献

- 1) 電子情報通信学会(編)：“アンテナ工学ハンドブック(第2版),”オーム社,2008.
- 2) T. Kitsuregawa：“Satellite Communication Antennas,” Artech House, Boston, London, 1990.
- 3) 宮 憲一：“衛星通信技術,”電子通信学会(編),コロナ社,1985.
- 4) 電子情報通信学会「知識の森」(<http://www.iceice-hbkb.org>)4群-2編-6章.
- 5) S. Makino, N. Miyahara：“Satellite onboard reflector antennas”, IEICE Trans. Commun. vol.E86-B, no.3, Mar. 2003.
- 6) 正源, 西田：“鏡面段差をなくした放送衛星搭載用鏡面修整複反射鏡成形ビームアンテナ,”信学論(B-II), vol.75-B-II, no.7, pp.447-455, July 1992.
- 7) H. Ohmine and Y. Kobayashi：“High performance reflectors for telecom space antennas in MELCO,” EuCAP 2011, pp.3487-3491.
- 8) M. Yamato, I. Naito, H. Shigemasa and T. Noguchi：“Development of dual gridded reflector antenna for SUPERBIRD-C,” 17th AIAA International Communication Satellite Systems Conference, AIAA-98-1270, pp.332-325, Feb. 1998.
- 9) 篠原：“データ中継技術衛星「こだま」(DRTS)の衛星概要及び実験運用成果について,”通信ソサイエティマガジン, no.3, pp.45-53, 2007.
- 10) <http://www.jaxa.jp/projects/sat/>
- 11) 島田：“超高速インターネット衛星(WINDS)の通信実験システム,”通信ソサイエティマガジン, no.3, pp.79-86, 2007.
- 12) T. Iguchi, S. Kitao, K. Shiramatsu, M. Yajima, M. Shimada and Y. Nakamura：“Development of Ka-band active phased array antenna for WINDS,”信学技報, SANE 2006-14, 2006.
- 13) 高畑：“技術試験衛星 VIII 型「きく 8 号」の開発と運用,”通信ソサイエティマガジン, no.3, pp.64-78, 2007.
- 14) [http://www.sptvjsat.com/sp\\_world/worldtop/satellite/JSAT\\_satellite/](http://www.sptvjsat.com/sp_world/worldtop/satellite/JSAT_satellite/)
- 15) 野村, 村田, 古市：“商用衛星への取組み—スーパーバード7号機—,”三菱電機技報, vol.83, no.3, pp.175-178, 2009.
- 16) 大嶺, 藪下, 田嶋, 中川：“MTSAT-2 搭載航空ミッション用アンテナ,”信学技報, AP2006-132, pp.132-137, 2007.
- 17) G.M. Parsons and R. Singh：“An ATC primer: The future communications,” “mobile Satellite Ventures” pp.1-26, 2006.
- 18) 藤野, 三浦, 辻, 浜本：“災害対策のための地上衛星共用携帯電話システム,”電子情報通信学会誌, vol.95, no.3, pp.237-242, 2012.
- 19) P. Angeletti, N. Alagha and S. D'addio：“Space/ground beamforming technique for satellite communications,” IEEE Antenna and Propagation society, AP-S, 2010.
- 20) 高野, 名取, 大西, 三好, 井上, 水溜, 廣澤：“ケーブルで構成した展開片の大開口衛星搭載アンテナ,”信学論(B-II), vol.J81-B-II, no.7, pp.673-682, 1998.
- 21) US Patent 6313811B1 Lightweight, compact deployable support structure
- 22) <http://www.eutelsat.com/en/satellites/the-fleet/EUTELSAT-KA-SAT.html>
- 23) <http://www.viasat.com/>
- 24) <http://www.inmarsat.com/>
- 25) <http://www.thuraya.com/>
- 26) [http://www.heightsquared.com/satellite\\_service/](http://www.heightsquared.com/satellite_service/)
- 27) <http://www.terrestarnetworks.com/satellite.php/>
- 28) <http://www.intelsat.com/tools-resources/satellite-technology-glossary/>
- 29) [http://harris.com/harris/whats\\_new/TerreStar-reflector.jpg/](http://harris.com/harris/whats_new/TerreStar-reflector.jpg/)
- 30) <http://www.northropgrumman.com/BusinessVentures/AstroAerospace/Products/Pages/AstroMesh.aspx>