

4. 衛星システムの開発

4.1 通信放送技術衛星の概要

大内 智晴*¹ 島田 政明*⁵ 大橋 一*⁵ 吉本 繁壽*²
 福地 一*³ 内藤 秀之*⁴ 西垣 孝則*⁵

(1996年11月14日受理)

4. DEVELOPMENT OF THE COMETS SATELLITE SYSTEM

4.1 OVERVIEW OF THE COMETS SATELLITE SYSTEM

By

Chiharu OHUCHI, Masaaki SHIMADA, Hajime OHASHI, Shigetoshi YOSHIMOTO,
 Hajime FUKUCHI, Hideyuki NAITOH, and Takanori NISHIGAKI

The Communications and Broadcasting Engineering Test Satellite (COMETS) was designed for the purposes of developing, testing and demonstrating new technologies in the fields of communications and broadcasting such as inter-orbit communications, advanced satellite broadcasting and advanced mobile satellite communications, multi-frequency band integration technology, and technology for enhancing the performance of large geostationary satellites.

The satellite can be broadly classified into the mission system and the bus system. The mission system comprises three subsystems, which are the inter-orbit communications equipment (ICE), the 21-GHz band advanced satellite broadcasting equipment (SBE), and the Ka/millimeter-wave band mobile satellite communications equipment (MCE). The bus system comprises 10 subsystems, of which the flexible solar paddle that employs GaAs (gallium arsenide) solar cells, the nickel-hydrogen batteries, and the integrated propulsion system are of particular interest. Here, we describe the COMETS configuration and these subsystems.

[キーワード] 通信放送技術衛星, 衛星通信, 衛星放送, 衛星間通信, ミッションシステム, バスシステム, COMETS, Satellite communication, Satellite broadcasting, Inter-orbit communication, Mission system, Bus system.

1. はじめに

通信放送技術衛星 (COMETS) は, 衛星間通信技術, 高度衛星放送技術及び高度移動体衛星通信技術の通信分

野の新技术, 多周波数帯インテグレーション技術並びに大型静止衛星の高性能化技術の開発及び実験・実証を行うことを目的とする衛星で, 次の5項目の開発を行う。

(1) 静止軌道上の COMETS と, 高度 1000km 程度までの地球周回軌道上にある地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS), 技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII) 及び宇宙ステーション取付型実験モジュール (JEM) 等のユーザ宇宙機との大容量衛星間通信等に対応できる高速衛星間通信技術を確立するために, 高精度捕捉

*¹ 宇宙通信部 衛星通信研究室
 *² 総合通信部 通信系研究室
 *³ 企画部 企画課
 *⁴ 標準計測部 測定技術課
 *⁵ 宇宙開発事業団

追尾可能な Ka/S バンド共用アンテナ，地上局とのデータ伝送を行うフィーダリンクアンテナ及びデータ伝送・中継用の高性能中継器を開発しデータ中継・追跡実験を行う。(NASDA 担当)

- (2) 将来の広帯域で高画質な高精細度テレビジョン放送，デジタル技術を活用した統合デジタル放送 (ISDB) 及び地域に特有な文化や情報の提供を可能とする地域別衛星放送等に対応するために，200W 級電力増幅器を持つ 21GHz 帯衛星放送用高出力中継器及び関東甲信越，九州本島の 2 ビームを有する低サイドローブマルチビームアンテナを開発し，高度衛星放送実験を行う。(CRL, NASDA 担当)
- (3) 今後発展が予想される移動体衛星通信分野の多様化に対応するために，Ka バンド及びミリ波帯における中継器の高出力化及び再生中継交換器の開発等の，高度移動体衛星通信技術の開発を行う。(CRL 担当)
- (4) 多くの周波数帯のミッション機器を一つの衛星へ搭載するための，多周波数帯インテグレーション技術 (電磁干渉，熱設計，構造設計等) の開発を行う。(NASDA 担当)
- (5) ETS-VIバスを基本とし，ニッケル水素バッテリー及び高効率ガリウム砒素太陽電池セルを用いた電源供給システム，二液調圧方式のアポジエンジンとブローダウン方式のガスジェットを組み合わせた統合推進システム，及び大型アンテナの指向制御と協調制御を行う

高精度姿勢制御システム等に関する技術開発を行い，2 トン級大型三軸静止バスの高性能化を図る。(NASDA 担当)

CRL は上記のとおり，高度衛星放送機器の開発と実験を NASDA と共同で行い，また高度移動体衛星通信実験機器を開発して実験を行う。

本稿では COMETS 搭載機器についてその機能・性能等を紹介する。なお CRL が担当するミッション機器については他の論文で詳しく紹介しているが，COMETS に搭載されるすべてのサブシステムを概観する意味で本稿にも記述している。

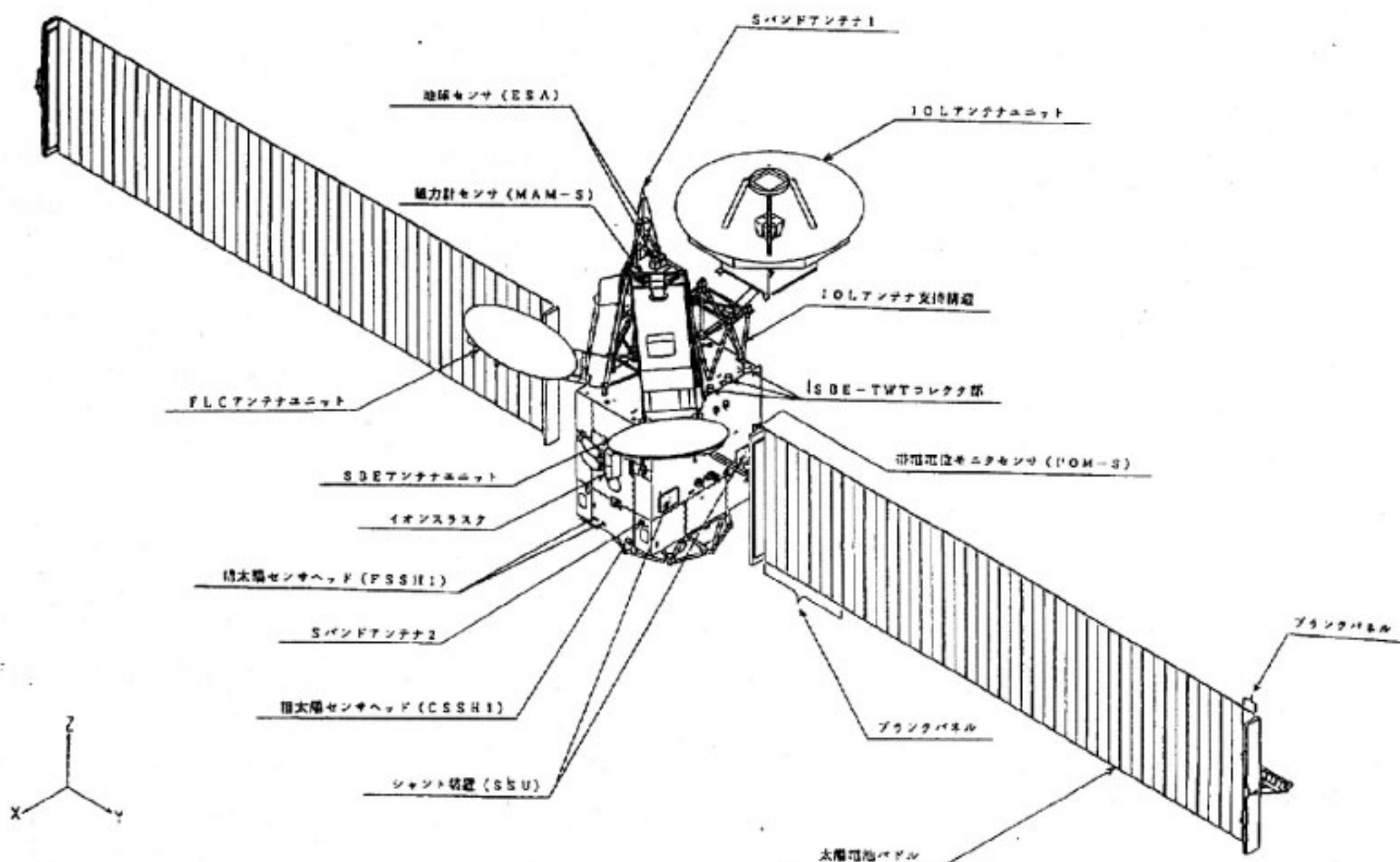
2. COMETS 衛星システムの概要

2.1 システム構成

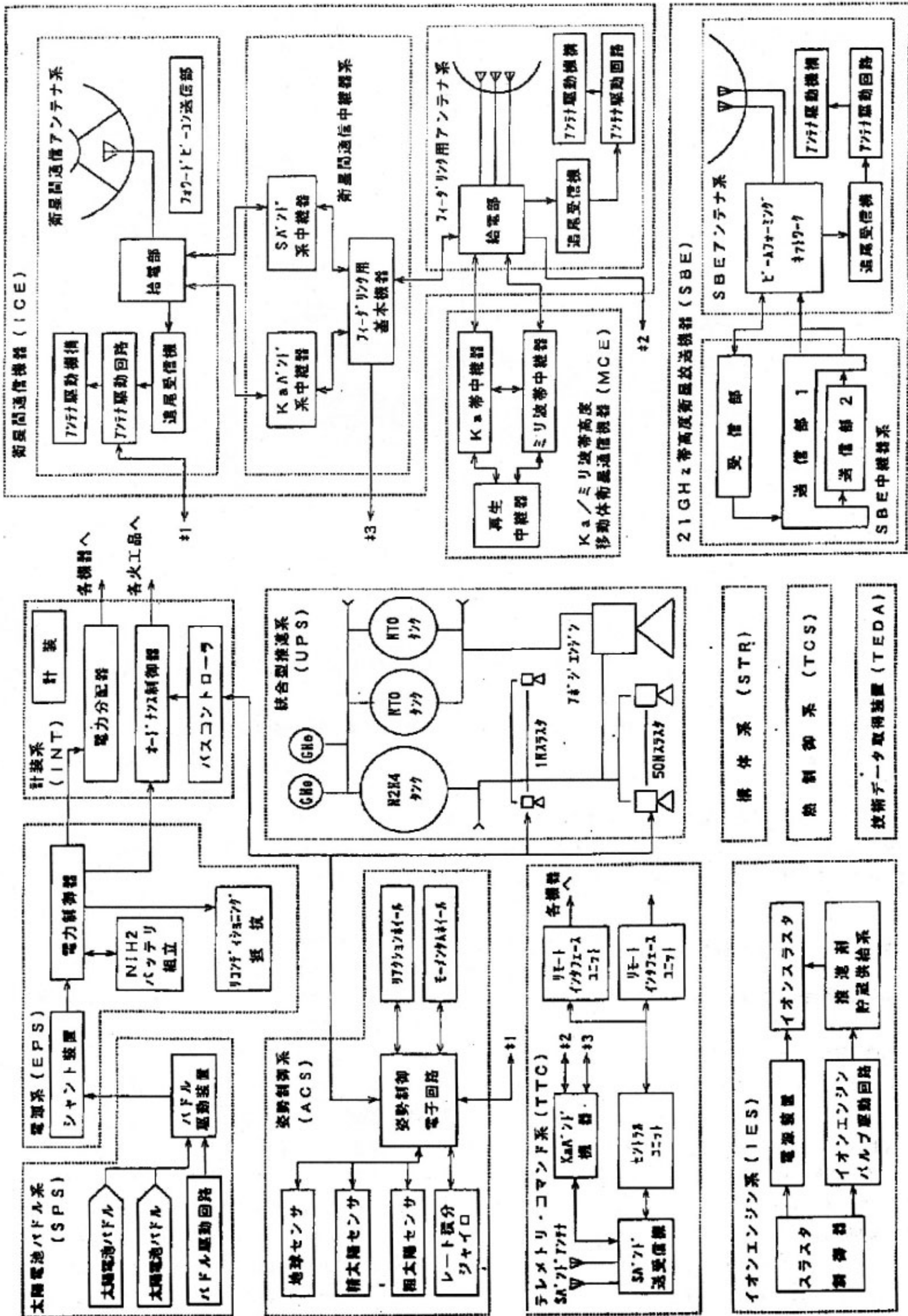
静止軌道における COMETS の外観を第 1 図に，COMETS 衛星システムの機能システムを第 2 図に示す。衛星システムは，大きく分けてミッションシステムとバスシステムから構成されている。衛星システムの全体構成を第 3 図に示す。

ミッションシステムは，衛星間通信機器 (ICE)，21GHz 帯高度衛星放送機器 (SBE) 及び Ka/ミリ波帯高度移動体衛星通信機器 (MCE) の 3 サブシステムから構成されている。このうち MCE 用のアンテナは，ICE のフィーダリンクアンテナと共用になっている。

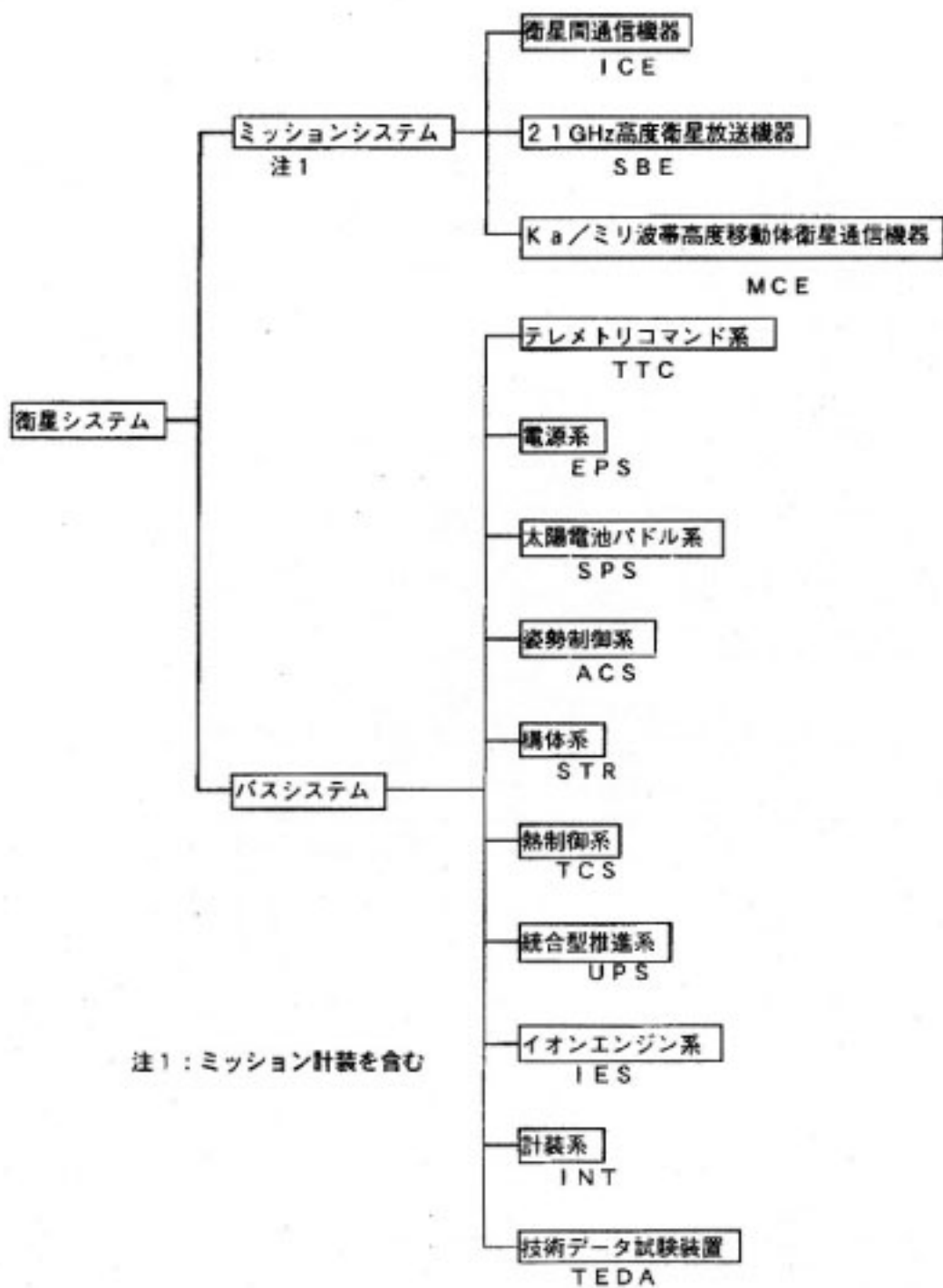
バスシステムは，TEDA を含めた 10 サブシステムか



第1図 COMETS 外観図 (静止軌道上)



第2図 システム機能系統図



第3図 衛星システムの構成

ら構成され、ガリウム砒素 (GaAs) セルを用いたフレキシブル太陽電池パドル、ニッケル水素バッテリー、コントロールドバイアスモーメント方式の姿勢制御系及び統合型推進系等の特徴としている。

2.2 システム諸元

COMETS は2トン級の大型3軸安定静止衛星で、平成9年度の夏期にH-IIロケットにより打上げる予定である。開発にあたっての技術要求事項は第1表のとおりである。

3. ミッション系サブシステムの概要

3.1 衛星間通信機器 (ICE)⁽¹⁾

(1) 機能

ICE は、高度1000kmまでの低中高度地球周回軌道上のユーザ宇宙機との間に、高精度捕捉追尾によりSバンド及びKaバンドの通信リンクを確立し、ユーザ宇宙機と実験地上システム間の双方向データ伝送によるデータ中継・追跡実験に供される実験ミッションである。以下にICEの主要機能を示す。

(a) 次の衛星間中継機能

- (ア) Sバンドシングルアクセス (SSA) フォワード中継 (COMETS からユーザ衛星)
- (イ) SSA リターン中継 (ユーザ衛星からCOMET)

第1表 COMETS システム要求事項

軌道条件	打上げ	打上げロケット : H-IIロケット 打上げ場所 : 宇宙開発事業団種子島宇宙センター 大崎射場 吉信射点 打上げ時期 : 平成9年度夏期 (1997年)
	投入軌道	トランスファ軌道 遠地点高度 : 35976 km 近地点高度 : 250 km 軌道傾斜角 : 28.5° 近地点引数 : 179.0°
	静止軌道	静止位置 : 東経121° 軌道保持精度 : ±0.1°以内 (東西、南北方向共)
仕様概要	形状・寸法	二翼太陽電池パドルを有する直方体形状 衛星本体 3m×2m×約3m (高さ) アンテナタワーを含む全高 約8m 太陽電池パドルを含めた全長 約30m
	重量	打上げ時重量 3,945 kg 静止化後初期重量 約2,000 kg
	電力	5230W以上 (日照時)、2548W (食時) EOL
	姿勢安定方式	三軸姿勢制御方式 定常時姿勢誤差 : ロール、ピッチ軸 ±0.05° 以下 ヨー軸 ±0.15° 以下
ミッション	衛星間通信機器 (ICE) 2.1 GHz 帯高度衛星放送機器 (SBE) Ka/ミリ波帯高度移動体衛星通信機器 (MCE)	
設計寿命	3年	
信頼度	バス系 0.95以上 (TEDAを除く) ICE 0.90以上 SBE 0.90以上 (CRL担当機器を除く) 0.81以上 (CRL担当機器を含む) MCE 0.66以上	

- (ウ) Kaバンドシングルアクセス (KSA) フォワード中継
- (エ) KSA リターン中継
- (b) 衛星間通信用周波数の同調機能及びKaパイロット信号を基準とした局発信号の発生機能 (コヒーレント中継)
- (c) ユーザ宇宙機の捕捉追尾機能
- (d) ユーザ宇宙機側の、COMETS 捕捉追尾を支援するためのKaバンドフォワードビーコン送信機能
- (e) フィーダリンク用アンテナによるフィーダリンク信号、MCE 中継器系の通信信号、KaバンドTTC信号の送受信機能

(2) 性能

ICE は、ユーザ衛星との通信を行うためのSバンドの受信機とKaバンドの送受信機及び捕捉追尾機構を内蔵する大型可動アンテナ (IOL アンテナ)、フィーダリンク信号等の送受信を行うビーム指向制御機能を有するフィーダリンク用アンテナ (FL アンテナ)、オムニビームアンテナを有するフォワードビーコン送信機器、及び衛星本体に搭載される中継器から構成される。ICEの主要性能を第2表に、またアンテナの特性・性能を第3表に示す。なおICEのフィーダリンクアンテナはMCE用アンテナ、Kaバンドテレメトリコマンド及び測距用アンテナに共用している。従って、第3表にはKa/ミリ波帯高度移動体衛星通信ミッションのアンテナとしての性能も示されている。ただし、ここでの性能はフィーダリンクアンテナ部としての性能であり、MCE

第2表 衛星間通信機器 (ICE) の主要性能

衛星間通信の性能		
周波数	KSAフォワード リターン	23.190~23.460 GHz
	SSAフォワード リターン	25.525~26.425 GHz
		2025 ~2110 MHz
		2200 ~2290 MHz
帯域幅	KSAフォワード リターン	33 MHz (設計中心値)
	SSAフォワード リターン	160 MHz
		22 MHz
		15 MHz
EIRP	KSAフォワード SSAフォワード	+48~56 dBW +45 dBW以上
G/T	KSAリターン SSAリターン	+26.0 dB/K以上 +7.0 dB/K以上
フィードリンクの性能		
周波数	アップリンク	30.180 GHz (SSAフォワード用) 29.785 GHz (KSAフォワード用) 29.960 GHz (パイロット信号)
	ダウンリンク	20.370 GHz (SSAリターン用) 19.685 GHz (KSAリターン用)
帯域幅		衛星間通信機器と同じ
EIRP	KSAリターン SSAリターン	+59.4 dBW以上 +45.3 dBW以上
G/T	KSAフォワード SSAフォワード	+16.3 dB/K以上 +16.3 dB/K以上
フォワードビーコンの性能		
周波数		23.3875 GHz いずれか一方へ 23.5400 GHz 切替
EIRP		27.6 dBW以上 (地心方向±10°)

第3表 衛星間通信機器 (ICE) のアンテナ特性

衛星間通信アンテナ (カセグレン型)		
アンテナ開口径	3.6mφ (公称)	
アンテナ駆動角	地球中心に対して±10°以上	
偏波	右旋または左旋円偏波 SSAは送受同一偏波で切替 KSAは送受独立に切替	
利得	(アンテナ部入出力端での値)	
KSAフォワード	54.2 dBi以上	
KSAリターン	55.0 dBi以上	
SSAフォワード	31.8 dBi以上	
SSAリターン	33.7 dBi以上	
フィードリンクアンテナ (オフセットグレゴリアン型)		
アンテナ開口径	2.0mφ (公称)	
ビーム駆動範囲	±0.3°以上	
ビーム数	Ka帯 3 (関東、東海、南九州) ミリ波帯 1 (関東)	
偏波	右旋円偏波 (アップリンク) 左旋円偏波 (ダウンリンク)	
利得	(アンテナ部入出力端での値)	
関東ビーム 30GHz帯	51.1 dBi (ICE)	
	50.9 dBi (パイロット)	
	51.0 dBi (TTC, RNG)	
	51.3 dBi (MCE)	
	20GHz帯	47.5 dBi (ICE)
		47.7 dBi (TTC, RNG)
		47.8 dBi (MCE)
		47.8 dBi (MCE)
	46GHz帯	52.1 dBi (MCE)
		43GHz帯
	東海ビーム 30GHz帯	47.1 dBi (MCE)
		20GHz帯
南九州ビーム 30GHz帯	49.5 dBi (RNG)	
	20GHz帯	47.8 dBi (RNG)
自動追尾精度	±0.0097° 以内	
フォワードビーコンアンテナ (ホーン型)		
偏波	右旋または左旋円偏波 いずれかへ切替	
利得 (アンテナ部入出力端での値)	16.4 dBi以上 (地心方向±10°)	

とのインタフェース点における値ではない。すなわちこの間の接続導波管の損失等は含まれていない。

3.2 高度衛星放送機器 (SBE)⁽²⁾

(1) 機能

将来の広帯域で高画質な高精細度テレビジョン放送、デジタル技術を活用した統合デジタル放送、地域に特有な文化や情報の提供が可能な地域別放送等に対応するため、21GHz帯の中継器及び関東甲信越、九州本島の2ビームを有するマルチビームアンテナによる高度衛星放送実験を行う。なお九州本島ビームではNASDAの種子島宇宙センターでの実験を想定し、種子島をビームエリア内に入れるための方策を検討した。SBEの主な機能は次のとおりである。

- (a) 関東甲信越及び九州本島からの27GHz帯アップリンク信号を受信し、周波数変換、帯域制限を施し、所要の電力まで増幅し、21GHz帯ダウンリンク信号として関東甲信越及び九州本島に送信する機能
- (b) 沖縄に設置するビーコン送信地上局からのビーコン信号を受信して、アンテナを自動的に常に一定の方向に指向する機能と、地上局からのコマンド信号によりマニュアル制御できる機能
- (c) コマンド信号により種子島方向に九州本島ビームを指向できる機能。
- (d) コマンド信号により送信電力を変える機能

(2) 性能

SBEは、1) アンテナ系、2) 低雑音増幅器 (LNA) 及びダウンコンバータ等からなる中継器系受信部、3) 励振用増幅器及び21GHz帯進行波管増幅器 (TWTA) 等からなる中継器系送信部から構成されている。アンテナ系及び中継器系送信部をNASDAが、中継器系受信部をCRLが開発した。SBEの主要性能を第4表に示す。SBEの特徴として、次の点が上げられる。

- (a) ダウンリンクは関東甲信越、九州の両ビームとも同一の周波数で、ビーム間の周波数共用を行う。この際、両ビームは同一の信号とすることも、別の信号とすることもできる。
- (b) 送信出力可変機能は、コマンドによりTWTの動作状態を変更することで実現し、飽和出力を5dB (ノミナル) 低下させる。これにより、中継器の周波数特性等を大幅に変えることなく送信電力の変更を実現し、また出力の低下と共に消費電力の低減を実現している。
- (c) アップリンクは関東甲信越と九州の何れか一方のビームから上げることも、両方のビームから上げることもできる。
- (d) TWTAは3系統搭載し、任意の2系統を現用に、

残る1系統を予備とするリング冗長構成となっている。

3.3 高度移動体通信機器 (MCE)⁽³⁾

(1) 機能

MCEは、中間周波数 (IF) 中継方式及びベースバンド切替方式によるビーム間/ビーム内接続機能 (以下「ビーム間接続」という) を有するKa帯 (30/20GHz)、ミリ波帯 (47/43GHz) 移動体衛星通信実験用ミッション機器である。MCEはすべてCRLが開発する機器である。なおアンテナ系はNASDAが開発した衛星間通信用フィードリンクアンテナと共用される。MCEの主要機能は次のとおりである。

- (a) フィルタバンクによるIF帯でのビーム間/ビーム内接続機能 (2×2ビーム)
- (b) 再生中継器による復調, 再変調機能, ベースバンド切替ビーム間接続機能
- (c) 低伝送速度デジタル信号復調に必要な局部発信周波数の微調整機能

(2) 性能

MCEの主要性能を第5表に示す。MCEは、Ka帯中継器2系統, ミリ波帯中継器1系統, 再生中継器2系統で構成される。アンテナから入力されたRF信号は、Ka帯, ミリ波帯とも低雑音増幅の後, 140MHz帯IF信号に周波数変換され, フィルタバンクに入力される。フィルタバンクでIF信号の分配合成が行われ, 周波数変換後電力増幅されてアンテナ系に出力される。

IF帯での2×2のビーム間接続は, フィルタバンク内のBPFの組合わせで行われ, アップリンク信号の周波数配列により相手方ビームが識別される。IF帯ビー

ム間接続用BPFは, 狭帯域用 (500kHz) と広帯域用 (6MHz) の2種類が備えられている。

ベースバンド切替によるビーム間接続では, 連続波信号 (6チャンネル/系統) あるいはパケット信号 (2チャンネル/系統) によるビーム間通信が可能である。パケット信号のうち, 1チャンネルはデマンドアサイン用の回線制御チャンネルとして使用される。

SCPC-FDM (Single Channel Per Carrier - Frequency Domain Multiplex) 形式の入力BPSK信号は8チャンネル一括復調され, ベースバンドで回線交換が行われたのちTDM (Time Domain Multiplex) 形式のBPSK信号に再変調される。変調器内の制御用プログラムを書き換えることで, デマンドアサイン方式に替えてプリアサイン方式とすることも可能である。

4. バス系サブシステムの概要⁽⁴⁾

4.1 テレメトリ・コマンド系 (TTC)

COMETSのTTCは, データバス方式をとり, 地上局からのUSB (Unified S-Band) 又はKaバンドのコマンドを受信し, USB又はKaバンドのテレメトリ信号を地上局へ送信する。TTC系の主な機能は次のとおりである。また第6表にTTC系の主要性能を示す。

- (a) コマンド信号の受信 (USB, Kaバンド)
- (b) データバスPCMテレメトリ信号の送信 (USB, Kaバンド)
- (c) 測距信号の中継 (USB, Kaバンド)
- (d) ビーコン信号の送信 (USB, Kaバンド)

第4表 高度衛星放送機器 (SBE) の主要性能

アンテナ	形式 開口径 ビーム駆動範囲 ビーム数 偏波 利得	オフセットカセグレン型 2.3 mφ (公称) ±0.3° 以上 2 (関東甲信越ビーム、九州ビーム) 右旋円偏波 (アップリンク、ダウンリンク) 44 dBi 以上 (アップ・ダウンとも)
ビーム間アイソレーション		35 dB 以上
周波数	アップリンク ダウンリンク	27.3、27.8 GHz 28.6 GHz (アップリンクビーコン) 20.7 GHz
帯域幅		120 MHz 以上
中継器入力レベル範囲		-57 ~ -77 dBm/c h
EIRP	ノミナル指向時 種子島指向時 (筑波方向) (種子島方向)	関東甲信越ビーム 64 dB/K 以上 九州ビーム 64 dB/K 以上 関東甲信越ビーム 64 dB/K 以上 九州ビーム 57 dB/K 以上
G/T	ノミナル指向時 種子島指向時 (筑波方向) (種子島方向)	関東甲信越ビーム 12 dB/K 以上 九州ビーム 12 dB/K 以上 関東甲信越ビーム 12 dB/K 以上 九州ビーム 4.8 dB/K 以上
NF		3.9 dB

第5表 Ka/ミリ波帯高度移動体衛星通信機器 (MCE) の主要性能

アンテナ系	ビーム数 ビーム中心	フィーダリンクアンテナと共用 Ka帯 2ビーム ミリ波帯 1ビーム 関東 (筑波)、東海 (名古屋) 関東 (筑波)
周波数	Ka帯 アップリンク ダウンリンク ミリ波帯 アップリンク ダウンリンク	30.772、30.828 GHz 21.000、21.056 GHz 46.886 GHz 43.764 GHz
EIRP	Ka帯 ミリ波帯	60.3 dBW (関東ビーム) 51.0 dBW (東海ビーム) 63.5 dBW
G/T	Ka帯 ミリ波帯	20.4 dB/K (関東ビーム) 17.1 dB/K (東海ビーム) 20.9 dB/K
NF	Ka帯 ミリ波帯	4.7 dB 以下 5.6 dB 以下
中継方式*	IF中継 再生中継	フィルタバンクによるビーム間接続 中継器系統数 Ka帯 2 ミリ波帯 1 ベースバンド交換によるビーム間接続 中継器系統数 2 接続数 8チャンネル/系統

*両中継方式ともKa帯の東海ビームとミリ波帯の同時使用は出来ない

4.2 電源系 (EPS)

日照時に太陽電池パドル系からの電力を各負荷に供給すると共にバッテリーに充電する。日陰時にはバッテリーから各負荷に電力を供給する。なお、イオンエンジンを用いた南北軌道制御時には、所要電力は太陽電池パドル系から供給される。COMETSの電源系は最大約7kWの電力を取り扱う。構成機器はETS-VI及びADEOSの開発品をベースにしている。バッテリーとして35AHのニッケル水素電池を使用していることなどが特徴である。第7表に電源系の主要性能を示す。

4.3 太陽電池パドル系 (SPS)

SPSは、太陽光エネルギーを電気エネルギーに変換し、電源系によって余剰電力の制御を受けて、各サブシステムに必要な電力を供給する。SPSは直径約220mm^φのコイラブルマストと折畳み式セル面を有する片翼約12mのアレイブランケットによる展開・再収納可能なフレキシブルパドルを採用している。SPSの主要性能を第8表に示す。

4.4 姿勢制御系 (ACS)

COMETSの姿勢制御系はコントールドバイアスモーメントム姿勢制御方式をとり、スラスト又はホイールに

第6表 テレメトリコマンド系の主要性能

テレメトリ系 周波数	2269.68 MHz (USB) 20.165 GHz (Ka帯)
ビットレート	512/2048 bps (USB) 512/2048 bps (Ka帯)
容量	1088 ch
コマンド系 周波数	2090.0 MHz (USB) 29.485 GHz (Ka帯)
ビットレート	1000 bps
容量	896 ch (ディスクリットコマンド) 40 ch (シリアルマグニチュードコマンド)
レンジング系 方式	トーン (USB)、PNコード (Ka帯)

第7表 電源系の主要性能

バス方式	4バス分離可能2バス方式
バス電圧	日照時 48.75~50.0 V 日陰時 31.75~49.0 V
バッテリー	種類 NiH2 31セル 容量 35 AH 台数 4台 放電深度 70%以下 (各バッテリー当り)

第8表 太陽電池パドル系の主要性能

構造	フレキシブル太陽電池パドル 再収納可能ヒンジレスマスト 50μmポリイミドフィルム
形状	約3m (幅) × 約14.5m (長さ:ブーム含む) × 2翼
発生電力	トランスファ軌道 6349 W以上 静止軌道 5467 W以上 (3年後夏至にて)
太陽電池セル	GaAs 200μm厚

より三軸制御すると共に、必要に応じて東西軌道制御及び東西・南北軌道制御中の衛星三軸姿勢を保持する。大型可動機器であるIOLアンテナの動きによる姿勢変動を防ぐために、IOLアンテナ駆動制御系と姿勢情報、アンテナ駆動情報等のデータ通信を行い、アンテナ追尾制御との協調制御により姿勢精度を保つ。ACSの主な機能を以下に示す。

- (a) 姿勢捕捉機能 (太陽捕捉, 地球捕捉)
- (b) アポジエンジン噴射時姿勢保持機能 (姿勢変更, 姿勢保持)
- (c) 静止三軸捕捉機能 (地球捕捉, ヨー捕捉, ホイールランアップ)
- (d) 定常姿勢制御機能 (ホイールアンローディング, アンテナ協調制御)
- (e) 東西軌道制御, 南北軌道制御時姿勢制御機能

ACSを構成するコンポーネントとその性能を第9表に、ACSの性能を第10表に示す。

4.5 構体系 (STR)

COMETSの構体系は衛星の基本構造体を形成し、太陽電池パドル、アンテナ等を含む他のサブシステムのすべての搭載機器を、衛星の打上げ環境を含む全運用期間を通じて適切に支持し、規定された特性要求を満足する。また、打上げ時および軌道上において衛星に加わる環境下においても各搭載機器を所定の機械環境条件に維持する。

構体系の構成は、大きくアンテナタワーと中央構体に分けられ、中央構体はさらに、ミッション部、バス部、東西アクセスパネルに分けられる。中央構体は、アルミハニカムパネルをCFRPでサンドイッチした構造になっている。またアンテナタワー、ロケットとの結合部 (ア

第9表 姿勢制御系 (ACS) のコンポーネントとその性能

コンポーネント名	略称	性能
姿勢制御電子回路	ACE	16ビットMPU メモリ32kW
地球センサ	ESA	精度 ロール0.033° ピッチ0.03°
レート積分ジャイロ	RIGA	測定範囲 ±2°/s ±400°/h
精太陽センサ	FSS	精度 0.032° 以下
粗太陽センサ	CSS	精度 1.5° 以下 線形出力範囲 ±20° 以上
モーメントムホイール	MW	最大角運動量 50Nms
リアクションホイール	RW	最大角運動量 ±10Nms

第10表 姿勢制御系 (ACS) の主要性能

方式	コントールドバイアスモーメントム方式
制御精度 (3σ)	
A E F姿勢保持モード (トランジェント時を除く)	ロール、ピッチ ±2.0° 以内
定常モード (衛星間通信アンテナ駆動トランジェント時を除く)	ロール、ピッチ ±0.05° 以内 ヨー ±0.15° 以内

ダブトラス), 燃料タンク支持構造等は, パイプを組合わせたトラス構造になっている。

4.6 熱制御系 (TCS)

熱制御系は, 地上, 打上げ時および軌道上でのすべての運用段階およびモードにおいて, 姿勢及び軌道から定まる外部熱環境と, 搭載機器の運用条件から定まる内部熱環境のもとで, 衛星及び搭載機器を適切な許容温度範囲に維持する。熱制御は, オプティカルソーラリフレクタ (OSR) 及び多層インシュレーション (MLI) 等を使った受動型制御と, ヒートパイプ及びヒータを使った能動型制御方式により行われる。

4.7 統合型推進系 (UPS)

統合型推進系は, ヒドラジン (N₂H₄) を燃料, 四酸化二窒素 (N₂O) を酸化剤とする調圧型の 2 液式アポジェンジン系 (AKE) と姿勢制御及び東西軌道制御用のヒドラジンを推進薬とする触媒式ガスジェット系 (1N 及び 50N スラスト) から構成されている。ETS-VI とは異なり, アポジェンジンの分離は行わない。第 11 表に UPS の主要性能を示す。

4.8 イオンエンジン系 (IES)

イオンエンジン系は, 衛星の東西面に配置したスラスト各 1 台を同時噴射することにより生じる合成推力により, 衛星の南北軌道制御を行う。イオンエンジンは, 電源系から電力の供給を受け, 推進剤のキセノン (Xe) ガスをイオン化し, 静電加速噴射することで推力を発生する。第 12 表に, IES の主要性能を示す。

4.9 計装系 (INT)

計装系は, 主にバス機器のインテグレーションに必要な

第 11 表 統合型推進系 (UPS) の主要性能

推進薬供給方式	二液式アポジェンジン 調圧・ブローダウン方式 触媒式ガスジェット ブローダウン方式	
推進薬	アポジェンジン 50Nスラスト 1Nスラスト	N ₂ H ₄ /N ₂ O N ₂ H ₄ N ₂ H ₄
アポジェンジン	推力 比推力	1700 N 321.4 秒 以上
50Nスラスト	推力 比推力	38 N 221.0 秒 4台
1Nスラスト	推力 比推力	0.73 N 215.0 秒 16台
タンク	N ₂ H ₄ タンク N ₂ Oタンク GHe 気密器	内径1300mm 1個 球部内径820mm 円筒部25mm 2個 内径480mm 2個

第 12 表 イオンエンジン系 (IES) の主要性能

方式	カウフマン型電子衝撃式イオンエンジン
推進剤	キセノン
推力	23.3 mN (ノミナル) 18.6~27.9 mN (可変範囲)
比推力	2906 秒 以上
搭載可能推進薬量	41 kg 以上

なハーネス, ケーブル, 締結部品, ブラケット類等の電気計装と機械計装から構成される。また UPS 系バルブの操作を行い, 1 次電源を電力配分器及びハーネスにより各機器に分配する。さらに, バッテリ低電圧信号, 姿勢ロス信号, Ka バンド TTC 回線の断を検出してミッション機器を OFF にし, TTC 回線を S バンドに切替える処理が含まれる。

4.10 技術データ取得装置 (TEDA)

技術データ取得装置は, 宇宙放射線等の環境モニタと宇宙環境下での部品の劣化, 誤動作及び材料の劣化を計測することにより, 宇宙用機器・部品の長期にわたる正常な動作を保証するために必要な技術データを取得する。COMETS に搭載する TEDA は次の 5 項目である。

(1) メモリ誤動作モニタ (SUM)

半導体メモリ, 演算素子の耐宇宙環境性の評価データを取得する。

(2) 放射線吸収量モニタ (DOM)

宇宙空間における放射線強度の空間分布, 時間変化データを取得する。

(3) 帯電電位モニタ (POM)

カプトン, テフロン, 塗料等での帯電電位と絶縁金属板の電流を計測し, これらの局部帯電及び電流から, 衛星の絶縁電位, イオン電流, 電子電流を推定する。

(4) 太陽電池モニタ (SCM)

太陽電池セルの耐宇宙環境性の評価データを取得する。

(5) 磁力計 (MAM)

静止衛星環境における磁場 (3 成分) を計測する。

5. H-II ロケットの概要⁽⁵⁾

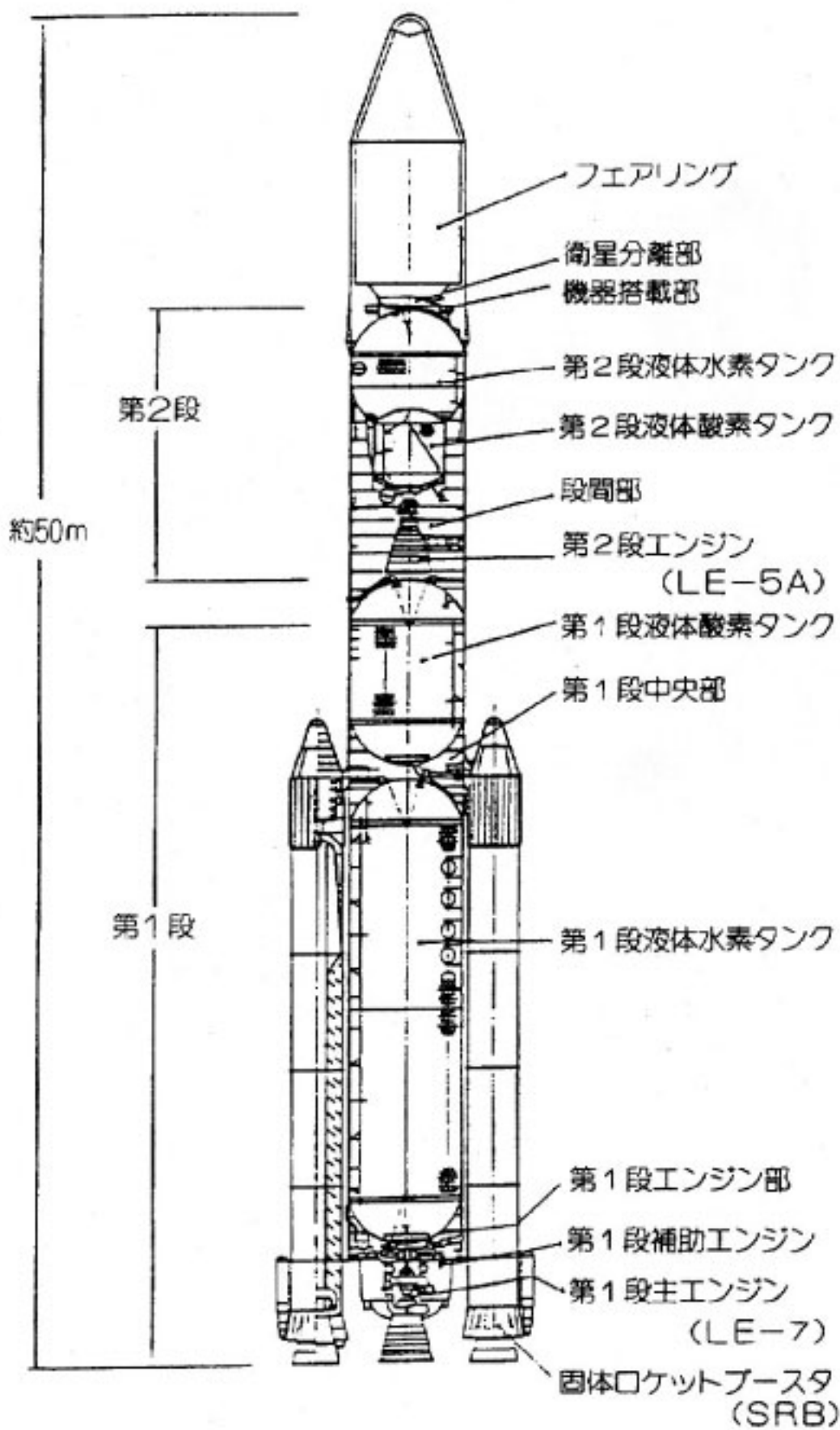
5.1 H-II ロケットの主要諸元

COMETS は H-II ロケットにより, 静止衛星軌道へのトランスファ軌道に投入される。H-II ロケットは, 重量 2 トン級の静止衛星打上げ能力を持つ 100% 日本の自主技術で開発された 2 段式ロケットで, 静止軌道以外にも低・中高度の各種軌道に打上げることが可能である。第 4 図に, H-II ロケットの概念図を示す。

第 13 表は H-II ロケットの主要諸元である。第 1 段は, H-II ロケットのために新たに開発された LE-7 と呼ばれる大型で高性能な液体酸素・液体水素エンジンを, 第 2 段には H-I ロケットで開発・使用された, 再着火機能を持つ LE-5 エンジンを高性能した LE-5A エンジンを使用している。

誘導システムは, H-I ロケットのシステムを高性能化した慣性誘導方式である。慣性航法装置には, H-I ロケットのプラットフォーム方式 (慣性空間に対して固定された面 (プラットフォーム) を作り, それと機体と

の関係から姿勢を、プラットフォーム上の加速度センサの情報から機体の速度と位置を求める方式)に代り、ストラップダウン方式(機体に固定されたセンサ情報から機体の運動と姿勢を求める方式で、小型、軽量、高精度化が可能であるが、センサに対して広い検出範囲が求められ、また座標変換の計算を高速に行う必要がある)が



第4図 H-IIロケットの概念図

第13表 H-IIロケットの主要諸元

諸元	第1段	固体補助ロケット	第2段	フェアリング
寸法	長さ (m)	28	23	11
	全長 (m)	50		
	外径 (m)	4	1.8	4
重量	各段重量 (全備) (t)	98 (含段間部)	141 (2本)	20
	全段重量 (全備) (t)	約260 (衛星を除く)		
エンジン	型式	液体ロケット	固体ロケット	液体ロケット
	推進剤種類 (酸化剤/燃料)	液体酸素/液体水素	ポリブタジエン系固体推進剤	液体酸素/液体水素
	推進剤重量 (t)	86	118 (2本分)	17
	平均推力 (t)	86 (海面上)	159 (海面上1本分)	12 (真空中)

用いられている。

H-IIロケットは100%国産の技術で作られた、初の商業利用可能なロケットである。ちなみにこれまでのロケットの国産化率は、N-Iが67%、N-IIが61%、H-Iは98%となっている。

5.2 打上げ能力

第14表にH-IIロケットの能力を、代表的な軌道への打上げ可能な人工衛星の重量で示す。静止軌道の欄は、アポジエンジン噴射後の、アポジエンジンの重量を含む値である。

第15表は、これまで通信放送分野の衛星を打上げてきたロケットとの能力の比較である。これまでのロケットと比較して、打上げ能力が格段に高くなっていることが分る。特に静止軌道への打上げ可能重量が大幅に上がっている。またH-IIロケットは2機の衛星を同時に打上げることが可能で、しかもそれらを別々の軌道に投入できることが特徴になっている。

6. まとめ

COMETSの構成とその機能・性能を紹介した。COMETSは1997年8月の打上げに向けて準備が進められている。衛星の打上げ後、初期機能・性能試験(初期チェックアウト)を行い、すべての機器の動作を確認した後、3年間の実験が行われる。次世代の通信放送のための貴重なデータが得られるものと期待される。なお本文中でCOMETSに搭載されるNASDA担当機器並びにH-IIロケットに関するデータは、宇宙開発事業団のパンフレット等から出典している。

参考文献

- (1) Y.FUJIWARA, H.MORIKAWA, T.KOTOH, A.AWASAWA, C.OHUCHI, M.SHIMADA, "The Outline of the Communications and

第14表 H-IIロケットの打ち上げ能力

代表的軌道	軌道高度例	打上げ可能な人工衛星重量
軌道傾斜角30°の円軌道	1,000 km	約6 t
静止軌道	約36,000 km	約2 t
太陽同期軌道	約700 km	約5 t
地球重力脱出	金星・火星探査	約2 t
宇宙基地軌道		約9 t

第15表 これまでのロケットとの打ち上げ能力の比較

ロケット	打上げる軌道		
	軌道傾斜角30°高度千kmの円軌道	静止軌道	地球重力脱出
N-I	800 kg	130 kg	180 kg
N-II	1600	350	500
H-I	2200	550	770
H-II	6000	2000	2000

Broadcasting Engineering Test Satellite (COMETS)", 18th ISTS, Kagoshima, pp.1303-1311, 1992.

(2) S.YOSHIMOTO, et al., "A Trade-off Study on 22 GHz-Band Multibeam Satellite Broadcasting Systems", AIAA-86-0640-CP, Mar.1986.

(3) S.ISOBE et al., "Advanced Mobile Satellite Communications System Using Ka and MM-wave Bands in Japan's R&D Satellite

Project", Workshop on Advanced Network and Technology Concepts for Mobile, Micro and Personal Communications (JPL), May 1991.

(4) 宇宙開発事業団 パンフレット, "COMETS 通信放送技術衛星", 1996.

(5) 宇宙開発事業団 パンフレット, "H-II ロケット", 1993.



大内 智晴
Chiharu OHUCHI
宇宙通信部 衛星通信研究室
衛星通信, 衛星放送
E-Mail: ohuchi@crl. go. jp



島田 政明
Masaaki SHIMADA
宇宙開発事業団 軌道上技術開発システム本部
通信放送衛星グループ
通信放送分野の衛星ミッション開発



大橋 一
Hajime OHASHI
宇宙開発事業団 軌道上技術開発システム本部
通信放送衛星グループ
通信放送技術衛星 COMETS の開発
E-Mail: Ohashi.Hajime@nasda.go.jp



吉本 繁壽
Shigetoshi YOSHIMOTO
総合通信部 通信系研究室
衛星通信, 移動通信



福地 一
Hajime FUKUCHI
企画部 企画課
衛星通信, デジタル放送
E-Mail: fuku@crl. go. jp

内藤 秀之
Hideyuki NAITOH
標準計測部 測定技術課
無線機器の測定法
E-Mail: naito@crl. go. jp



西垣 孝則
Takanori NISHIGAKI
宇宙開発事業団
衛星管制

