

## 低高度宇宙通信実験システム

並木道義\*・松坂幸彦\*・本田秀之\*  
鳥海道彦\*・井筒直樹\*・太田茂雄\*  
山上隆正\*・矢島信之\*・廣澤春任\*  
大家信彦\*\*・竹沢深\*\*・山口賢治\*\*

## Low Altitude Space Communication System

By

Michiyoshi NAMIKI\*, Yukihiro MATSUZAKA\*, Hideyuki HONDA\*,  
Michihiko TORIUMI\*, Naoki IZUTSU\*, Shigeo OHTA\*,  
Takamasa YAMAGAMI\*, Nobuyuki YAJIMA\*, Haruto HIROSAWA\*,  
Nobuhiko OHYA\*\*, Fukashi TAKEZAWA\*\* and Kenji YAMAGUCHI\*\*

**Abstract:** New Low Altitude Space Communication System (LASCOS) was completed in 1996. A budgetary request had been made for several years to replace the automobile station which became old and to replace the receiving station that of higher capability with a larger balloon tracking range.

This system consists of a portable balloon tracking and receiving station and networks connecting it to Sanriku Balloon Center (SBC) and the Institute of Space and Astronautical Science (ISAS). This station and the SBC receiving room are connected each other by public telephone lines. Balloon trajectory monitor, tele-command transmission operation, and telemetry data reception are carried out in the SBC receiving room. This station is operated by remote controls from SBC and ISAS.

To use this system also abroad, the portable station has enough flexibility to much the local ballooning system and is able to be operated by only one person. With this system covering wide balloon tracking range, we are able to receive and track balloon from anywhere. The mobile station are expected to make great contributions to balloon observation of long-duration at anywhere in the future. The outline and the performance of the new LASCOS are described in this paper.

### 概 要

昭和53年(1978年)に気球観測の飛躍的な長時間化を目指して大気球移動観測車が製作され、この18年間拠点を三陸大気球観測所において、日本海側の鳥海山、青森県深浦、能代ロケット実験場、鹿児島県内之浦町にある宇宙空間観測所に移動し、気球の追尾・受信に活躍し

---

\* 宇宙科学研究所  
\*\* 明星電気株式会社

てきた。製作されてから18年が過ぎ老朽化が進み、更新を申請していたが、平成7年度に新しい移動通信システムとして「低高度宇宙通信実験システム」が認められ、平成8年3月に完成した。

このシステムは、三陸大気球観測所や宇宙科学研究所相模原とネットワークを形成し、大気球からの観測データ受信およびコマンド送信をリアル・タイムで各ネットワークを形成しているところより行うことができるものである。また、海外にも持ち出すことを考慮したコンテナタイプの通信システムであり、原則的には一人で駆動できるようになっている。この「低高度宇宙通信実験システム」の完成により、国内はもとより国外でも幅広い気球実験が可能になると同時に、さらに気球を用いた長時間観測への道を広げるものと期待されている。

本誌では、「低高度宇宙通信実験システム」の構成、概要および性能について記す。

**重要語：**長時間観測，低高度宇宙通信実験システム，気球追尾受信装置

## 1. はじめに

気球観測の長時間化と日本海側での観測器の回収を確実にを行うことを主眼として、昭和53年(1978年)に移動受信点として大気球移動観測車が完成した[1]。完成してから18年間、移動受信点として日本海側の鳥海山の大平山荘(標高1000m)での気球追尾・受信および観測器の回収に活用されてきたのをはじめ、青森県深浦での日本海側地磁気観測気球実験、能代ロケット実験場における有翼飛翔体予備実験、また、鹿児島宇宙空間観測所での日中共同大洋横断気球実験および有翼飛翔体実験等に活躍してきた。この大気球移動観測車も製作されてから18年が過ぎ老朽化が進み更新を申請していたが、平成7年度の補正予算で「低高度宇宙通信実験システム」として認められ、平成8年3月に完成した。

「低高度宇宙通信実験システム」は移動観測コンテナに搭載された各装置と三陸大気球観測所とのネットワークを形成し、大気球搭載の観測機器から伝送される観測データおよび気球工学データを三陸大気球観測所にリアルタイムで確実に伝送すると同時に気球および搭載された観測機器を三陸大気球観測所より制御することができる。

この低高度宇宙通信実験システムは、以下の項目をとくに留意して設計、製作された。

- 1) 従来の「大気球移動観測車」の性能および機能を保持し、さらに性能の向上を図る。
- 2) 本観測システムと三陸大気球観測所、相模原キャンパスおよびその他の場所(国内、国外)とのネットワークを形成し、このシステムをリモートコントロールすることができ、観測データおよび気球データを取得できると同時に気球および搭載機器を制御できる装置であること。
- 3) これまでの「大気球移動観測車」運用の経験により、今回の「低高度宇宙通信実験システム」は自走車両方式ではなく、移動コンテナ方式を採用した。また、とくにこのシステムを海外に持ち出すことを考慮して標準の国際海上輸送コンテナを採用することにした。
- 4) 国外でもこの「低高度宇宙通信実験システム」を十分に利用できるように電力および受信システムに考慮して製作すること。

## 2. 低高度宇宙通信実験システムの構成

「低高度宇宙通信実験システム」は、移動観測コンテナに搭載されたシステムと三陸大気球観測所、その他に設置される遠隔制御監視装置によって構成されている。

移動観測コンテナに搭載された装置は、空中線装置、受信装置、観測データ復調装置、気球データ復調装置、移動無線管制装置、気球制御装置、測距送信復調装置、コマンド送信装置、遠隔制御・データ管理システム(移動観測室ネットワーク制御装置)および電源システムより構成されている。

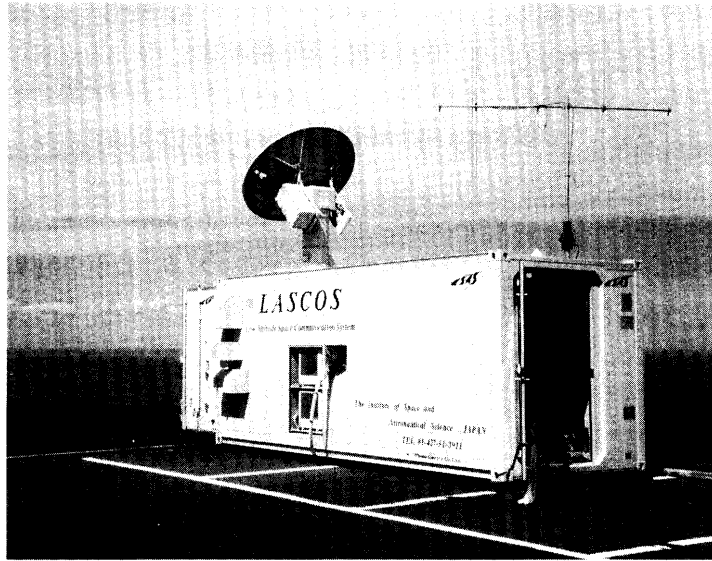


図1. 低高度宇宙通信実験システム

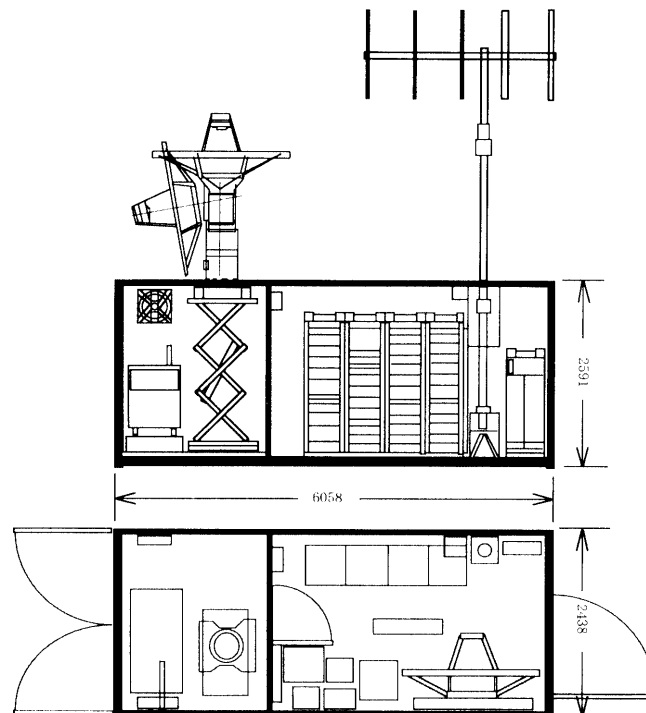


図2. 低高度宇宙通信実験システムの構造と機器の配置

また、三陸大気球観測所には遠隔制御監視装置，ネットワーク装置，SBC-LAN, DSU, ISDN および移動体収容システム等が設置されている。

移動観測コンテナシステムは大別すると4つの装置より構成されており，(1)移動観測コンテナ，(2)送受信装置，(3)通信装置，(4)その他の装置から成る。本観測システムの外観を図1に，全体の構造と機器の配置を図2に示す。

移動観測コンテナは二つの部屋に仕切られており，コンテナの約1/3にあたる部分は空中線装置，リフター，

非常用発動発電機、電源システムからなり、残りの2/3の部分に受信装置、観測データ復調装置、気球データ復調装置、コマンド送信装置、コマンド・アンテナ駆動装置、移動観測室ネットワーク制御装置、および空調装置が配置されている観測室である。移動観測コンテナ部を二つに分けたのは、非常用発動発電機からの騒音および排気を遮断するためであり、発電機の吸排気は外部に直接接続され、換気扇も備えられている。空中線部のパラボラアンテナ部分は輸送の際は空中線駆動部より取り外され、観測室内の壁に格納される。空中線駆動部は、輸送時にはコンテナ内に収納されており、観測時に電動式油圧リフターによりコンテナの屋上へ押し上げ、パラボラアンテナを取り付けた後再び押し上げ、屋上天井にボルトで固定される。この空中線部リフターは、パンターム方式の駆動昇降機であり、積載荷重630kgで約2m昇降させることができ、どの高さ位置でも停止することが可能である。

観測室に設置されているコマンドアンテナ伸縮ポールは、輸送時にはコンテナ内に格納されており、観測時に油圧により伸長させて使用する。この伸縮ポールは、最大伸長で4.3m、縮長1.3m、荷重容量50kgである。

### 3. 性能、諸元

「低高度宇宙通信実験システム」の全体の構成を図3に示す。大きな実線で囲まれた部分が移動観測コンテナ内に含まれている部分であり、破線以降は外部からの遠隔制御・データ管理システムを示している。

外部との通信および観測、気球データの授受は移動観測コンテナ内のワークステーションにより全てのコントロールと監視を行っている。ワークステーションは、HUBを経由してNTTの商用回線であるISDNまたはアナログ公衆回線に接続され、遠隔制御監視装置にデータを送出する。同時に遠隔制御装置からの制御信号を受信し、気球や搭載機器の制御およびコンテナ内の受信装置等の制御を行う。また、ローカル遠隔制御装置を直接移動観測コンテナ内のHUBに接続することによって、通信回線を用いず、通信システムの利用時と同じ操作およびデータを取得することができる。

移動観測コンテナに設置されている各機器とワークステーションとは、HUBを経由してRS-232Cのインターフェイスを介して独立に接続されており、各機器の補修、点検が容易に行えるようになっている。主な諸元および性能を以下に示す。

#### 1. アンテナ部

アンテナ形式	パラボラアンテナ 1.8mφ
周波数範囲	1660MHz～1700MHz

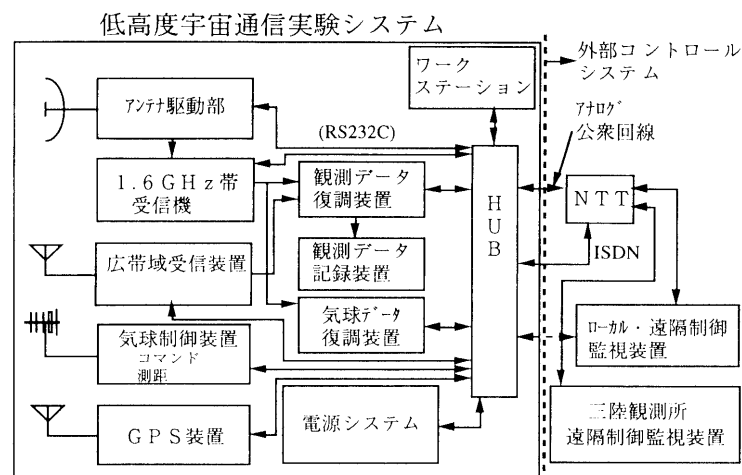


図3. 低高度宇宙通信実験システムのブロック図

偏波面	垂直偏波
利得	27.24dB (1680MHzにて)
追尾方式	モノパルス方式
インピーダンス	50Ω (公称)
重量	37.2kg
2. 空中線駆動制御部	
高周波増幅変換部	
入力周波数	1660~1700MHz
出力周波数	30MHz (受信部1) 50MHz (ITV 受信部)
雑音指数	1.8dB 以下 (ただし、低雑音増幅器入力にて)
架台方式	EL-AZ 方式
可動範囲	EL: -6°~95°, AZ: 360° エンドレス
最大追尾速度	10°/sec
角度検出器	15ビットアブソリュートエンコーダ
傾斜計測定範囲	±5°
駆動昇降機	
パンタアーム段数	3段
上昇時間	約1分
電源電圧	AC 100V
定格電流	11.5A (ピークで33A)
荷重容量	630kg

本システムでは、従来の移動観測車で使用していたアンテナ駆動追尾方式のコンカル・スキャン方式をやめ、追尾精度の向上および雑音低下をはかれるためモノパルス方式を採用した。このモノパルス方式による方位角および仰角追尾のエラー信号検出の原理等を示したのが図4である。また、図5に受信装置システムのブロックダイアグラムを示した。

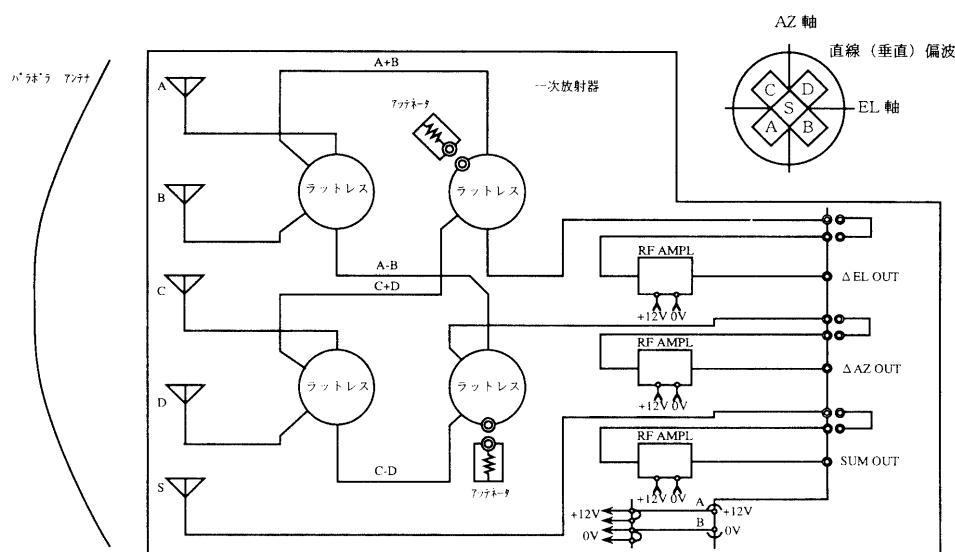


図4. モノパルス方式による概念図

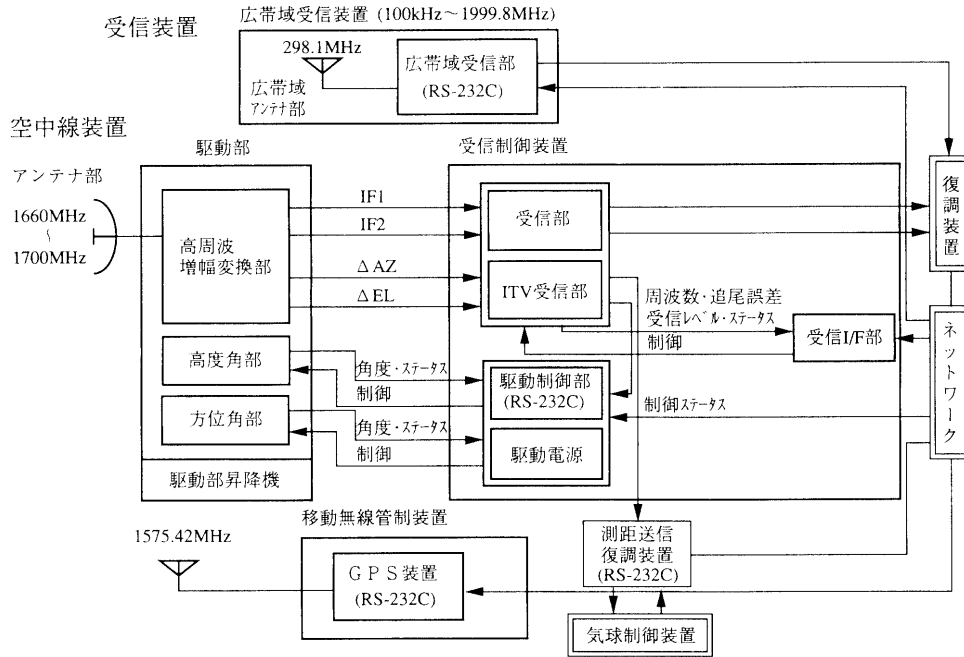


図5. 受信装置システムのブロック図

3. 受信部

受信部1

入力周波数	30 MHz
入力チャンネル数	2 CH ( $\Delta$ , $\Sigma$ )
入力信号ダイナミックレンジ	70 dB 以上
受信帯域幅 (3dB)	約 1.1 MHz
AGC ループバンド	2 CH (NARROW/WIDE)

受信部2

入力周波数	30 MHz (受信部2) 50 MHz (ITV 受信部)
2nd IF 周波数	10.7 MHz
受信帯域幅 (3dB)	約 250 kHz

ITV 受信部

入力周波数	50 MHz
入力信号ダイナミックレンジ	70 dB 以上
受信帯域幅 (3dB)	約 6.3 MHz

広帯域受信装置部

受信周波数	0.1~1999.8 MHz
受信モード	AM (0.1~1999.8 MHz) WFM (30~1999.8 MHz)
選択度	AM : 6 kHz ~ (-6 dB) 以上 WFM : 150 kHz (-6 dB) 以上

広帯域アンテナ

素子数	10
受信周波数	298.1MHz
インピーダンス	50Ω (公称)
利得	15.1dBi

4. GPS 受信装置

周波数	1575.42±1.023MHz
利得	2.0dBic (GPS アンテナを含む)
指向性	半天空形指向性
偏波面	右旋偏波
測定精度	200m (rms) 以下

気球から伝送されている観測データおよび気球データはそれぞれの受信部で受信された後に図6に示すような経路で復調され、データはHUBを通して遠隔地に伝送される。また、この図には併せて電源システムの構成も示してある。観測データおよび気球データの復調装置の主な諸元と性能を以下に示す。

5. 観測データ復調装置

観測データ復調コントローラ

CPU	Pentium (100MHz)
メモリー	16MByte
HD	1.2GByte
インターフェイス	RS-232C 2ポート

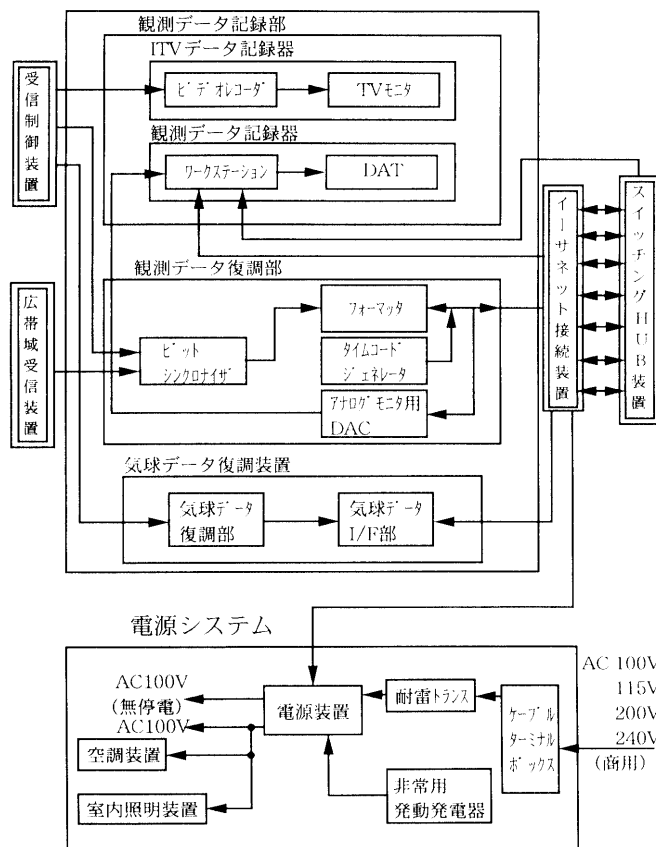


図6. 観測データ復調装置と電源システム

	プリンタ 1ポート
ビットシンクロナイザ	
入力変調方式	NRZ-L/M/S, Bi $\phi$ -L/M/S, Di $\phi$ -L/M/S, Miller-M/S, Miller Square
データ入力チャンネル	4ポート (D-sub 15ピン)
入力インピーダンス	10k $\Omega$ /75 $\Omega$ (公称)
入力レベル	0.5~10V <sub>P-P</sub>
ビットレート	NRZ: 10bps~5Mbps その他: 10bps~2.5Mbps
フォーマッター	
ビットレート	1Hz~5MHz
ワード長	8~16 Bit
フレーム長	3~1024 Words
フォーマット長	1~256 Frames, 3~32768 Words
フレームシンク	1 or 2 Word length
タイムコードジェネレータ	
入力フォーマット	IRIG A/B/G, XR 3, 2137, NASA 36
入力レベル	0.4~10V <sub>P-P</sub>
入力インピーダンス	600 $\Omega$
アナログモニタ用 DAC	
出力	16 or 32 チャンネル
レンジ	+5V: $\pm 5V$ , $\pm 2.5V$ , 0/10V, 0/5V
分解能	12Bit
観測データ記録装置	
コントローラ	
CPU	micro SPARC-II (110MHz)
メモリー	32MByte
HD	2.1GByte
インターフェース	イーサネット 1ポート, SCSI 1ポート RS-232C 2ポート, プリンタ 1ポート
8mmDAT システム	
インターフェース	SCSI-2
転送速度	1 MByte/sec
平均アクセス時間	12sec 以下
記録容量	140GByte
ITV 記録装置	
8mm ビデオレコーダ	
水平解像度	240 本以上
S/N 比	42dB 以上
ダイナミックレンジ	60dB (AFM), 75dB (PCM)



## 6. 気球データ復調装置

## HK データ復調装置-1

データ転送方式	RS-232 C
出力形式	FSK
ビットレート	1200 ボー
ワード/フレーム	22 ワード (1 データ : 2 ワード構成) 12 Bits/Words
フレーム構成	Sync : 2 Words, Frame Count : 2 Words Analog : 16 Words, digital : 1 Word GPS Data : 1 Word
Sync	17 H, 17 H

## HK データ復調装置-2

データ転送方式	RS-232 C
出力形式	FSK : 1200 bps, 0.1-1V NRZI : 300-32 kbps, 0-5V
ワード/フレーム	1 sub Frame = 32 bytes 1 Frame = 8 sub Frame
デジタル入力	8 ビット (5 ビットは予約済み)
デジタル出力	8 ビット (4 ビットは予約済み, 残り 4 ビットの内 3 ビットはアナログデータ選択用にも使用)
アナログ入力 (12 ビット)	8 チャンネル (内 5 チャンネルは予約済み 残り 3 チャンネルは平衡・不平衡選択可能)

気球および観測器の制御を行うコマンド・システムは、送信周波数および送信電力等は従来のものと同じであるが、コマンドの制御方式として 5 種類のものが用意されている。この 5 種類は非常用コマンド、2 波制御コマンド、トーンバースト制御、PCM コマンド、簡易コマンドである。コマンド部は変調部、送信部、コマンドアンテナ駆動部、アンテナ部およびモニター部としてコマンド送信モニターと受信モニターから構成されている。この構成を示したのが図 7 である。以下にその諸元および性能を示す。

## 7. 気球コマンド

## 7-1. 制御部

## ☆非常用コマンド

連続トーン周波数	350 Hz
トーンバースト周波数	833.3 Hz
出力インピーダンス	40 $\Omega$ または、600 $\Omega$ (平衡)
出力レベル	-2 dBm (1 波あたり)

## ☆2 波制御コマンド

信号形式	音声帯域内 6 周波の 2 周波組合せ並列信号
制御項目	15 項目 $\times$ 2
発信周波数	$f \pm 1.5$ Hz
信号送出レベル	-4 dBm/600 $\Omega$
出力インピーダンス	40 $\Omega$ (平衡)
信号歪率	10% 以下

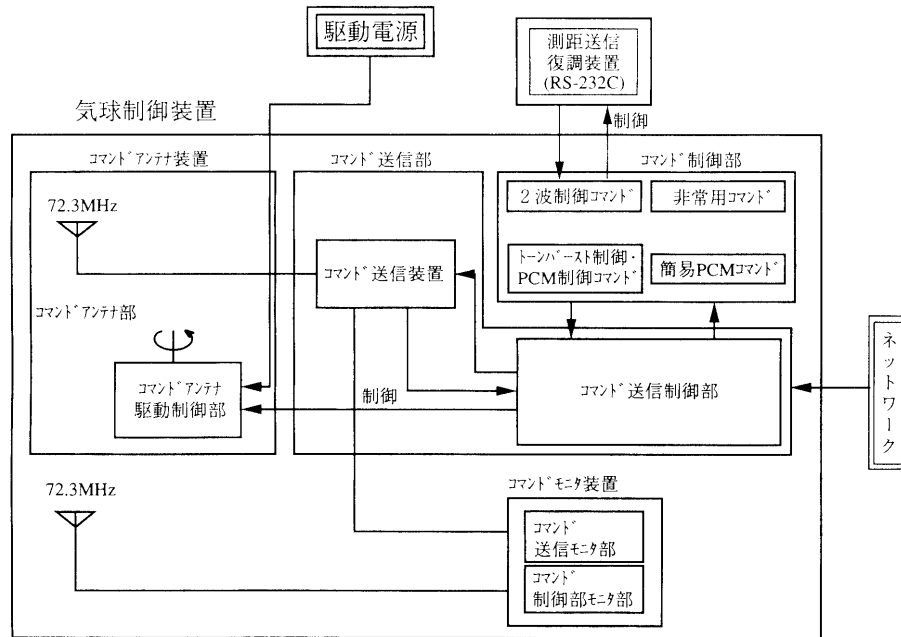


図7. コマンド装置のブロック図

## ☆トーンバースト制御・PCM コマンド

連続トーン周波数	317Hz, 500Hz
トーンバースト周波数	833.3Hz
出力インピーダンス	40Ω または、600Ω (平衡)
出力レベル	-2dBm (1波あたり)

(PCM コマンドは、以下の方式で地上局からのコンピュータによるコマンドを送出することができる。)

PCM-FSK 信号	300bps (CCITT V. 21 準拠)
------------	-------------------------

## ☆簡易コマンド

伝送方式	PCM-MSK
対応ビットレート	600/1200/2400
キャリア周波数	$f_m = 600\text{Hz}$ , $f_s = 900\text{Hz}$
制御項目	5項目
タイマー	最長5時間タイマー内蔵
ビット誤り率	S/N 11dB (1200bps) で $2 \times 10^{-5}$

## 7-2. コマンド送信部

周波数	72.3MHz
変調方式	可変ダイオード位相変調方式
送信出力	EAU 1063-E 2 …… 25W
周波数通倍数	6 (3×2)
周波数安定度	$\pm 10 \times 10^{-6}$ 以内
出力インピーダンス	50Ω (不平衡)
占有周波数帯域幅	26kHz 以内
最大周波数偏移	$\pm 12\text{kHz}$ 以内

## 7-3. コマンドアンテナ駆動制御部

回転トルク	25 kgfm
制御トルク	250 kgfm
垂直荷重	300 kg (瞬間 1200 kg)
指示精度	5° 以下
回転角度	450°
重量	11 kg

## 7-4. コマンドアンテナ

形式	八木アンテナ
素子数	5
周波数	72.3 MHz
インピーダンス	50 Ω
利得	11.15 dBi
伸縮ポール	
最縮長	1.3 m
最伸長	4.3 m
荷重容量	50 kg
形式	油圧

## 7-5. コマンド送信モニタ

周波数範囲	1.8~200 MHz
電力測定範囲	0~50 W
電力測定精度	±10% (フルスケール時)
SWR 測定範囲	1.0~∞
挿入損失	0.2 dB 以下

## 7-6. コマンド受信アンテナ

中心周波数	72.3 MHz
利得	2.15 dBi (中心周波数にて)
指向性	水平面無指向性
許容電力	50 W

気球と低高度宇宙通信実験システムとの直距離を測定する方法は、従来から用いてきたと同じ方式を採用しており、その諸元および性能を以下に示す。

## 8. 測距送信復調装置

送受信方式	トランスポンダ方式
測距方式	CW 方式
測距範囲	0~300 km
測距精度	±300 m 以内
測距表示	000.00 km~299.99 km
最小分解能	10 m 以下
測定時間	5 sec 以内
測距信号出力	0 dBm (500 Hz, 5 kHz の混合波)
データ出力	BCD 5 桁

測距モード

1分, 5分, 手動, 自動

「低高度宇宙通信実験システム」と遠隔地である三陸大気球観測所および他の場所でのデータの取得方式, および本システムの制御や気球観測器の制御等は遠隔制御・データ管理システムを通して全て行われることになる. 図8にその構成を示した. 以下にその諸元と性能を示す.

9. 遠隔制御・データ管理システム

9-1. 移動観測室ネットワーク制御装置

ワークステーション

CPU	micro SPARC-II (110MHz)
メモリー	32MByte
HD	2.1GByte
インターフェース	イーサネットボード 1ポート
	SCSI 1ポート
	RS-232C 2ポート
	プリンタ 1ポート

CD-ROM 装置

容量	527.3MByte
ブロック長	2048 Byte
平均アクセス時間	200 ms

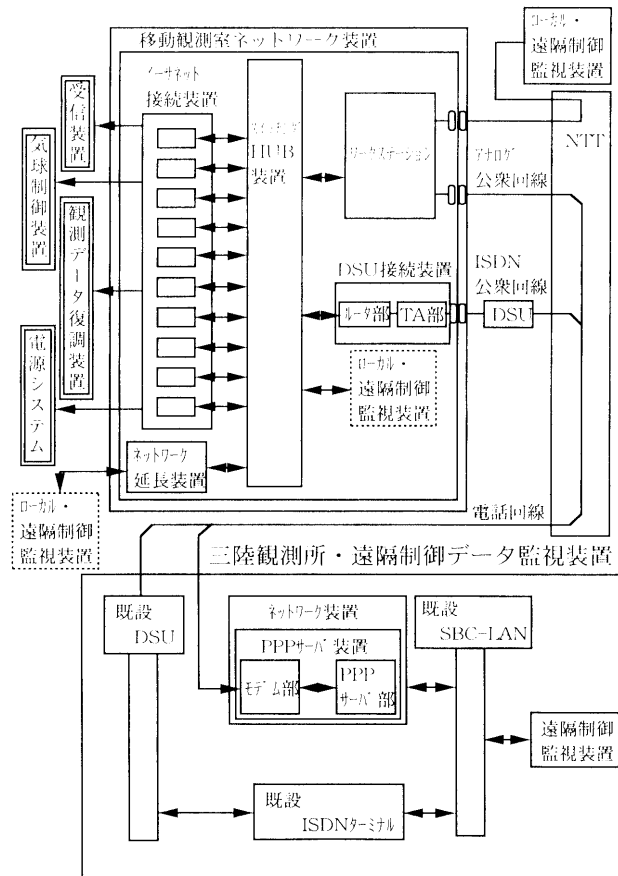


図8. 遠隔制御データ管理システム

データ転送速度	330 kB/s
記録方式	ISO-9660
形状	ランチボックス
インターフェース	SCSI-2
コネクタ形状	D-sub 50 ピンハーフピッチ
カートリッジ磁気テープ装置	
媒体	1/4 インチ CMT
容量	150 MByte
記録方式	QIC-150
読出方式	QIC-150, QIC-24
記録密度	10000 bpi
トラック数	18
データ転送速度	1.25 MByte/s
テープスピード	90 ips
モデム部	
適用回線	一般電話回線
通信方式	非同期, 全二重
物理通信速度	300~28800 bps
端末通信速度	非同期 300 bps~115.2kbps
物理通信規格	ITU-T V. 21/V. 22/V. 22 bis/V. 32/32 bis/V. 34 Bell 103/212 A Rockwell V-FC 規格対応
エラー訂正	MNP クラス 5, ITU-T V. 42
データ圧縮	MNP クラス 5, ITU-T V. 42 bis
選択信号種別	パルスダイヤル/トーンダイヤル
回線インターフェース	RJ-11 一般電話回線
外部インターフェース	ITU-T V. 24/V. 28 (RS-232 C) に準拠
制御コマンド	Hayes AT コマンド準拠 (Microcom/Rockwell 1 拡張仕様) EIA クラス 1, 2 FAX コマンド準拠
フロー制御	X ON/X OFF, CTS/RTS
スイッチング HUB 装置	
インターフェース	イーサネット 24 ポート Fast イーサネット 1 ポート
通信プロトコル	ARP, IP, ICMP, UDP, TCP, TFTP
管理プロトコル	SNMP, Telnet, Concise, MIB II, Traps, RMON, Repeater MIB
イーサネット接続装置	
通信方式	全二重・調歩同期式
転送速度	1200~38400 bps
データビット	7/8 ビット

パリティビット	奇数/偶数/なし
フロー制御	X ON/X OFF/ハードワイヤ (CTS)/なし
データバッファ	送信・受信 各 32k バイト
ネットワーク	イーサネット Ver 2.0 (IEEE 802.3)
インターフェース	IEEE 802.2, IEEE 802.2 SNAP, IEEE 802.3
プロトコル	TCP/IP, IPX/SPX, ソケット, Telnet, ftp (サーバ, クライアント)
転送モード	トランスペアレント/コマンド
DSU 接続装置	
ルータ部	
インターフェース	LAN インターフェース 4 ポート ISO 8802-3 10 BASE-T
TA 部	
インターフェース	I インターフェース 1 ポート 高速デジタル回線 回線速度: 64kbps, 128kbps ISDN 基本インターフェース 1 ポート 回線交換モード
ローカル・遠隔制御監視装置	
ラップトップ型ワークステーション	
形状	ラップトップ型 (13.8 型 TFT カラー液晶 1152×900)
CPU	Super SPARC-II (75MHz)
メモリー	32MByte
FD	3.5 インチ
HD	2.1GByte
インターフェース	イーサネット 1 ポート, SCSI 1 ポート RS-232 C 1 ポート, プリンタ 1 ポート
9-2. 三陸観測所・遠隔制御データ監視装置	
遠隔制御監視装置	
ラップトップ型ワークステーション	
形状	ラップトップ型 (13.8 型 TFT カラー液晶 1152×900)
CPU	Super SPARC-II (75MHz)
メモリー	32MByte
FD	3.5 インチ
HD	2.1GByte
インターフェース	イーサネット 1 ポート, SCSI 1 ポート RS-232 C 1 ポート, プリンタ 1 ポート
ノートパソコン	
(観測データ復調装置・遠隔ターミナル)	
CPU	DX 4 (100MHz) 10 インチ TFT カラー
RAM	8MByte

HD	420 MByte
FD	3.5 インチ
(気球データ復調装置・遠隔ターミナル)	
CPU	Pentium (120MHz) 10.4 インチ TFT カラー
メモリー	16 MByte
HD	1 GByte
FD	3.5 インチ
ネットワーク装置	
ネットワーク装置用パソコン	
CPU	Pentium (75MHz)
メモリー	24 MByte
HD	540 MByte
インターフェース	RS-232 C 2ポート, プリンタ 1ポート
モデム部	
適用回線	一般電話回線
通信方式	非同期, 全二重
物理通信速度	300~28800 bps
端末通信速度	非同期 300 bps~115.2 kbps
物理通信規格	ITU-T V. 21/V. 22/V. 22 bis/V. 32/ 32 bis/V. 34 Bell 103/212 A Rockwell V-FC 規格対応
エラー訂正	MNP クラス 4/10, ITU-T V. 42
データ圧縮	MNP クラス 5, ITU-T V. 42 bis
選択信号種別	パルスダイヤル/トーンダイヤル
回線インターフェース	RJ-11 一般電話回線
外部インターフェース	ITU-T V. 24/V. 28 (RS-232 C) に準拠
制御コマンド	Hayes AT コマンド準拠 (Microcom/Rockwell 1 拡張仕様) EIA クラス 1, 2 FAX コマンド準拠
フロー制御	X ON/X OFF, CTS/RTS

電源システムは、本システムを海外でも運用することを十分考慮し、諸外国で用いられている商用電圧に対応できるようになっており、その性能は以下に示す通りである。また、停電および商用電力が使用できない場所での運用を考え、約 24 時間連続運転可能な非常用発動発電機を備えている。

#### 10. 電源システム

##### 耐雷トランス

入力電圧	AC 100 V, 115, 200, 240 V 入力タップによる切換
出力電圧	AC 100 V ± 5%
周波数	50 Hz
容量	7.5 kVA
電圧変動率	3%以下

##### 非常用発動発電機

周波数	50Hz
容量	8kVA
出力電圧	AC 100V±5%
相数	単相
電圧変動率	整定±1.0%以下（不平衡負荷時±5%以下）

本システムを収納するコンテナは、従来の移動観測車の運用を考え自走方式ではなくコンテナ型とし、海外にも簡単に輸送できるものとした。

#### 11. 移動観測コンテナ

重量	6.4 ton (コンテナ：3.5 ton, 本システム：2.9 ton)
寸法	長さ 6058mm, 幅 2438mm, 高さ 2591mm
規格	JIS Z 1614 国際貨物コンテナ CSC 規格 認定済み

### 4. 総合性能

「低高度宇宙通信実験システム」の総合性能は、テレメータ用 1.6GHz 帯水晶送信機およびカラー ITV 用水晶送信機を用いて実験を行った。

テレメータ用送信機の送信出力は 0.5W、カラー ITV 用水晶送信機の送信出力は 5W であった。この総合試験の結果、従来三陸大気球観測所に設置されている長時間長距離受信装置と比較してもアンテナの利得分を考慮に入れば、ほとんど同じ性能を示した。

図 9 にその結果を示したが、0.5W の送信機を搭載した受信レベルはほぼ理論値と一致しており、この図から高度 30km の気球ではテレメータ用送信機の伝送距離は見通し限界である約 600km~700km まで受信可能である。ITV 用送信機の伝送距離は約 200km まで受信可能となっている。

1997 年度第 2 次実験の最後には、日本海側での大気球との交信および大気球追跡のために、新しく選定した鳥海山のすそ野にあたる仁賀保町所有である広大な仁賀保高原内のひばり荘駐車場に設置した。GPS 受信機の出力から本装置の設置位置は、北緯 39°14'12"、東経 140°0'29"、高度 520m であった。実際に仁賀保町に設置したこのシステムを用いて、B5-137 気球が太平洋側を飛行中に三陸大気球観測所に設置した遠隔制御監視装置によ

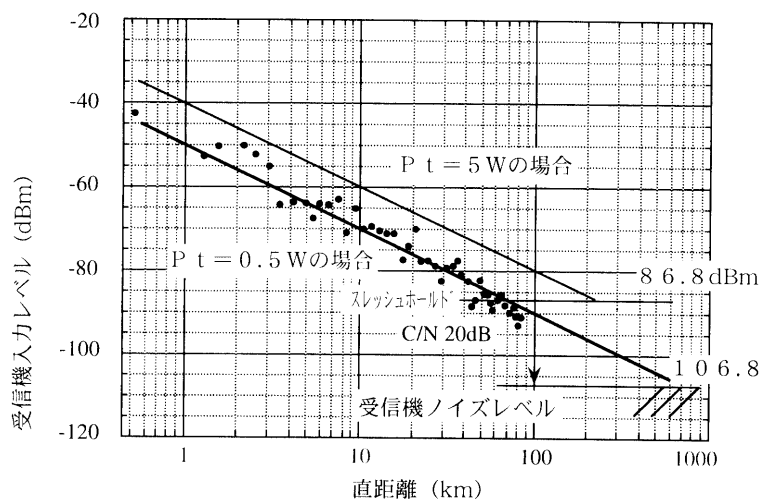


図 9. 受信レベルと距離との関係



りデータの取得および気球のコントロールを行ったが、結果は大変良好であった。

また、追尾精度としてはコリメーションアンテナを使用して本装置を自動追尾させ、次に手動に切り換え目標よりアンテナを $1^\circ$ ずらして再び自動追尾をさせる。これをCW、CCW、UP、DOWN各々5回づつ測定を行い、次式により追尾精度の算出を行った。

$$X = \frac{\sum X_2}{n} \quad \sigma = \sqrt{\frac{\sum (X_2 - X)^2}{n}}$$

ここで  $X$  : 測定平均値  
 $X_2$  : 測定値  
 $n$  : 測定回数  
 $\sigma$  : 測角検出精度

試験条件は 高度角： $6^\circ \sim 70^\circ$ ，受信入力： $-80 \text{ dBm} \sim -70 \text{ dBm}$ ，  
 モード：FAR AUTOであった。

この条件で地物の影響を受けない状態での測角検出精度は  $AZ=0.0174^\circ$ ， $EL=0.0052^\circ$  といずれも非常に良い精度であった。

## 5. おわりに

「低高度宇宙通信実験システム」の構成、性能および特徴について述べたがその性能は三陸大気球観測所大窪山受信点の送受信関係設備 [2] とほぼ同じ性能となっている。このシステムはできるかぎり小人数で運用できるように設計されているとともに、諸外国でも十分に対応できるシステムを念頭において製作されている。このシステムの完成により、より長時間観測の道が開け、また、あらゆる地域での実験が可能になったものと考えている。

今後は、さらにこの「低高度宇宙通信実験システム」の利用を拡大するために、ISDN 公衆回線およびアナログ

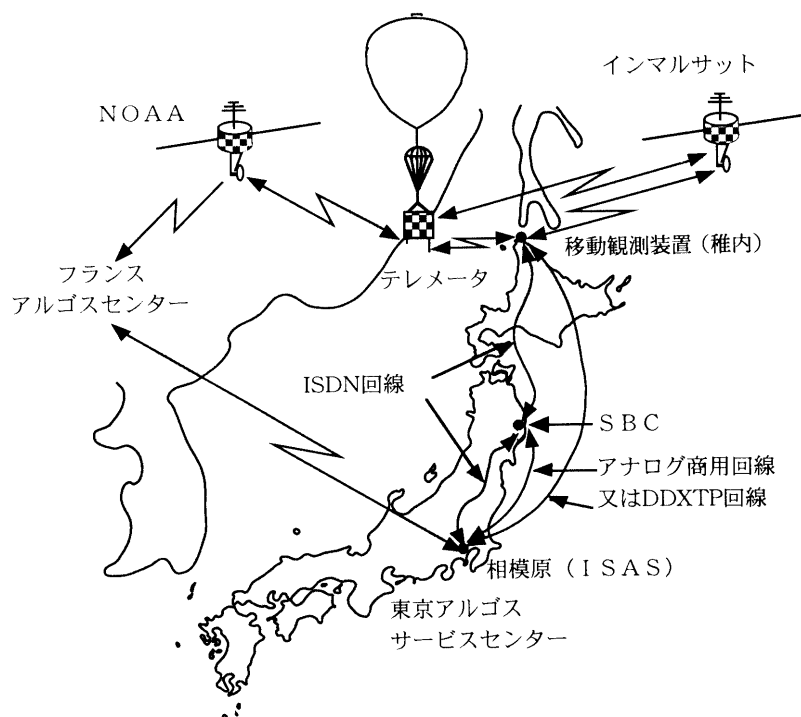


図 10. 衛星を用いた LASCOS の運用例

商用回線の使用できない地域でも運用できるように図 10 に示したようなインマルサットまたはイリジウム等の衛星を利用したデータ取得および制御が可能なシステムとすることを現在検討中である。

終わりにあたり、本システムの設計・製作等を担当された明星電気株式会社の関係各位に厚くお礼申し上げます。

#### 参 考 文 献

- [1] 西村 純, 他: 大気球移動観測車, 宇宙航空研究所報告, 第15巻, 第2号(B), 207-218, 1979.
- [2] 西村 純, 他: 遠距離長時間観測用追尾受信装置, 宇宙科学研究所報告, 特集第20号, 23-41, 1987.