

新しい気球管制冗長系テレメータ・コマンドシステムの開発

河田 二郎¹, 井筒 直樹¹, 飯嶋 一征¹, 太田 茂雄¹,
加藤 洋一¹, 斎藤 芳隆¹, 佐藤 崇俊¹, 高田 淳史¹,
田村 啓輔¹, 鳥海 道彦¹, 並木 道義¹, 福家 英之¹,
松坂 幸彦¹, 水田 栄一¹, 山田 和彦¹, 吉田 哲也¹

Development of a New Backup Telemetry and Command System for the Balloon Control

By

Jiro KAWADA¹, Naoki IZUTSU¹, Issei IJIMA¹, Shigeo OHTA¹, Yoichi KATO¹,
Yoshitaka SAITO¹, Takatoshi SATO¹, Atushi TAKADA¹, Keisuke TAMURA¹,
Michihiko TORIUMI¹, Michiyoshi NAMIKI¹, Hideyuki FUKU¹,
Yukihiko MATSUZAKA¹, Eiichi MIZUTA¹, Kazuhiko YAMADA¹ and Tetsuya YOSHIDA¹

Abstract

We have been developing a new telemetry tracking and command (TT&C) system for the balloon experiment, and aiming to utilize the new TT&C system from 2012. As the first step to shift to this new system, we have developed a simplified new TT&C system which is mounted at the bottom of the balloon, executes the termination command and used for the balloon tracking after the termination. We call this system backup system, relative to main system mounted in the main gondola, and we will start its practical use from 2010. In this paper, we report the outline of the new TT&C and backup systems, and the brief summary of R&D which has been done.

概要

現在、大気球実験室では、標準的に用いているテレメータ・コマンドシステムに代わる新しいテレメータ・コマンドシステムの開発を進めており、2012年度の移行を目指している。これに先立ち、新システムへの移行の第一段階として、気球尾部に搭載し、気球切り離しと切り離し後の気球追尾を行うことを主な目的とした新しい気球管制システム（ゴンドラに搭載するメインシステムに対し、これを冗長系システムと呼ぶ）の開発を行い、2010年度以降の実用化の目処をつけた。本報告書では、開発中の新システムの概要について述べるとともに、冗長系システムの概要と、飛翔実証試験について報告する。

1. はじめに

大型気球の実験に搭載されるテレメータ・コマンドシステムには、メインゴンドラに搭載されるテレメータ・コマンドシステム（以後、メインシステムと呼ぶ）に加え、非常用コマンドシステム [1] と気球ゾンデがある。非常用コマンドシステムは、安全の観点からシステムの冗長性を確保するためのものであり、気球ゾンデは気球と観測器を切り離した後の気球追尾を行うためのものである。

¹ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 ISAS/JAXA

非常用コマンドシステムは、パラシュート上部に取り付けられており、気球と実験装置とを切り離すロープカッターを作動させるコマンド、および、タイマーが搭載されている。コマンドはメインシステムとは完全独立かつ別方式（連続トーン信号とトーンバースト信号）を用いる。また、タイマーとして、あらかじめ設定した時間を越え、かつ、気球が一定の高度（約 13 km）以下に下がったという条件でロープカッターを動作させるスクイブタイマー回路を搭載している。いずれも十分な信頼性を発揮しながら開発以来 15 年にわたり運用してきたが、部品の枯渇により、装置の更新が必要となってきた。

気球ゾンデは、気球尾部の位置に搭載され、ビーコン電波により気球の位置を知らせる装置である。地上系は切り離し後の気球をこのビーコン電波で追跡し、海上に降下して電波が途切れるまで追尾している。気球の回収のための降下位置は、得られた受信アンテナの方位角と降下時間から、飛翔予測シミュレーションに補正を加えることで求めているが、位置の不定性が数 km と大きいのが現状である。

また、気球切り離し後には、気球頭部に取り付けられた排気弁が開いていることが望まれるが、現行のシステムでは排気弁の電池がメインゴンドラに搭載されているため、切り離し後、排気弁を積極的に開くことができない。このため、切り離し直前に開くことで対応しているが、できれば、切り離し後に自動的に開くことが望まれる。

ここまでは大型気球の話だが、測風の目的などで利用されている小型気球にもテレメータ・コマンドシステムは搭載されている。極度に軽いことが要求されるため、大型気球用のメインシステムとは別のシステムが開発、運用されており、コマンドによる気球飛翔の終了、テレメータによる測位および各部電圧等の HK(House Keeping) 情報の収集が実施されてきた。

大気球実験室では、既存の装置の部品が枯渇していること、および、できるだけ共通化を進めることでメンテナンスを容易にすることを考慮し、新たなテレメータ・コマンドシステムの開発を進めており、2012 年度の移行を目指している [2]。この一環として、非常用コマンドと気球ゾンデの後継であり、かつ、小型気球用のテレメータ・コマンドシステムとしても利用できる「冗長系システム」を開発した。冗長系システムは、地上からのコマンド信号を受けて、ロープカッターを含む排気弁などの複数の外部機器を制御するほか、測距、GPS(Global Pointing System) 及び気圧高度計による気球の測位、および HK 情報を収集し、テレメータによりこれらを地上局に送信する。加えて、従来のタイマー回路と同等の機能も有する。開発中の標準テレメータ・コマンドシステムと同じテレメータ・コマンドフォーマットを採用し、新システムへの移行の第一段階として、2010 年度より運用を開始する予定である。

本論文では、冗長系システムの開発、飛翔実証試験の結果について報告する。

2. 冗長系システム

2.1. 冗長系システムへの要求仕様

図 1 に従来の大型気球の荷姿（図 1(a)）と、冗長系システムを搭載した場合の荷姿（図 1(b)）を示す。従来の気球ゾンデ、非常用コマンドの代わりに気球尾部に冗長系システムを搭載し、非常時の気球切り離しおよび切り離し後の気球追尾に用いる。

冗長系システムに要求される性能は以下の通りである。

1. 大樹航空宇宙実験場主系送信アンテナからの見通し限界距離約 700 km（気球高度 30 km）において、受信電界強度が 10 dB 以上、環境雑音より大きいこと。
2. 飛翔中、特にシステムの姿勢が乱れる観測終了後の気球降下中においても、テレメータデータのビット誤り率が 0.05%（テレメータデータ内の GPS 情報にエラーが含まれるフレームの割合が 1 割になることと同等）未満であること。
3. 飛翔中、特に気球降下中の GPS（測位精度 15 m）による測位が可能であること。
4. GPS による測位ができない場合でも、補助として測距（測定精度 300 m）および気圧高度計（高度 20 km 以下で高度測定精度 300 m 以下）によって気球の測位ができること。
5. 大型気球の尾部、あるいは、小型気球に搭載できるほどコンパクトであり、重量が 2 kg に抑えられること。
6. 回収、再利用を不要とするほど安価であること。

なお、上記のシステムは、搭載系はメインシステムと独立であるが、地上系は同一の送受信装置を使用しており、この点で完全な冗長系とはなっていない。将来的には、通信衛星を用いた送受信システムも搭載することで完全冗長とすることを検討している。

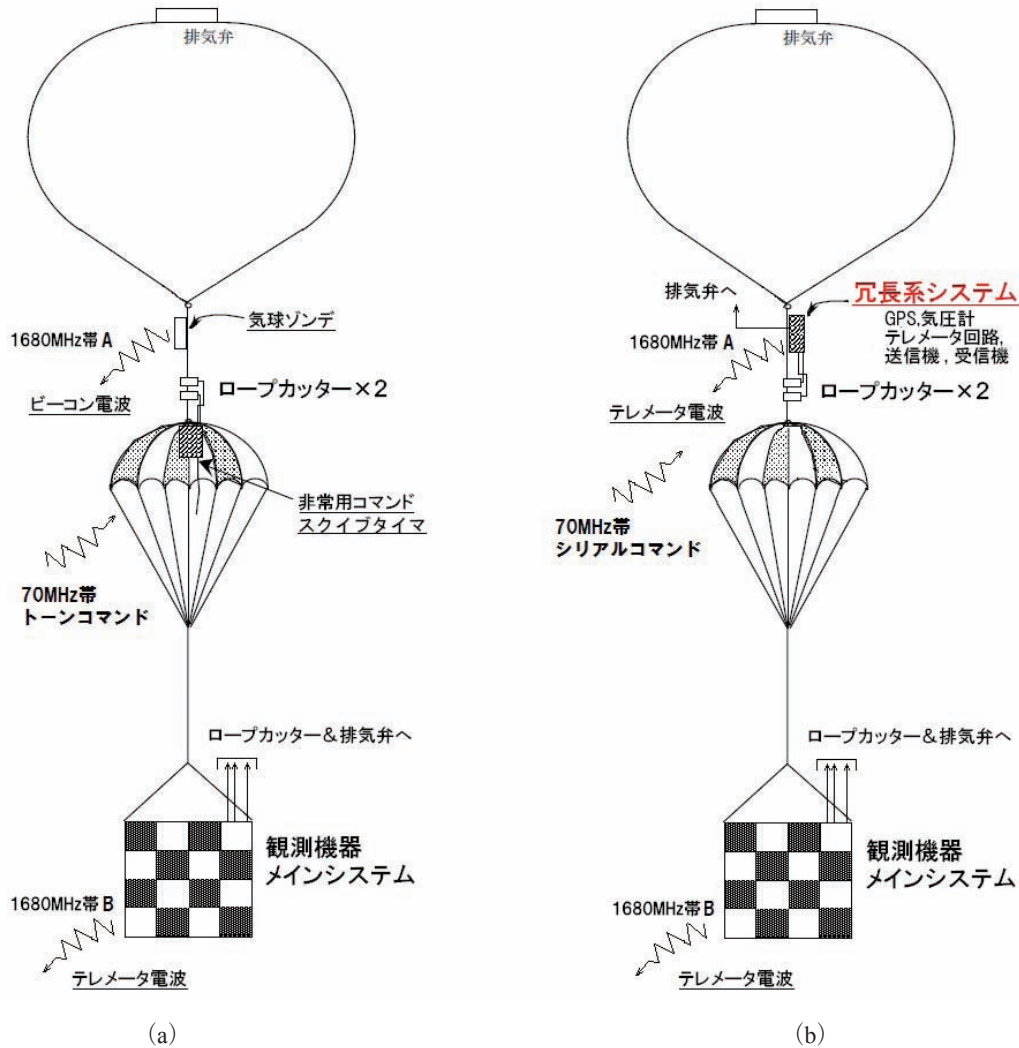


図1 気球荷姿図 ((a) : 従来のシステム, (b) : 冗長系システムを搭載したシステム)。従来搭載していた気球ゾンデ、非常用コマンドの代わりに冗長系システムを搭載し、非常時の気球切り離しおよび切り離し後の気球追尾を行う。

2.2. 搭載系ハードウェアの仕様

開発された冗長系システムはコマンド受信機、テレメータ・コマンドボード、テレメータ送信機、GPS アンテナ及びバッテリーで構成され、単一のパッケージに収納されている。収納容器を除くシステム全体の重量は約 2 kg、収納容器は発泡スチロール製で約 0.3 kg である。図 2 に冗長系システムのブロック図を示す。コマンド受信機 (SCR-300) が FSK(Frequency Shift Keying) 変調されたコマンド信号を受信し、デコードしたシリアルデータ (図中の NRZ(Non Return to Zero) 信号) をテレメータ・コマンドボードが解釈してボード上に置かれたリレーの接点を制御することで、カッター・排気弁などの各種外部機器を制御する。またテレメータ・コマンドボード上の CPLD(Complex Programmable Logic Device) が、GPS の測位情報、ADC(Analog Digital Converter) による電圧計測結果、各種ステータスなどのデータを後述するテレメータデータフォーマットに整形し、bi-phase 信号に変換してテレメータ送信機に出力する。受信部、コマンド復調部、送信部の電源はテレメータ・コマンドボード経由で供給されており、このボードの電源投入と同時に電源が投入される。従来のシステムではリレーに機械式リレーを用いていたが、物理衝撃による誤動作の危険性を抑制するために、冗長系システムではすべてフォトモスリレーを用いている。

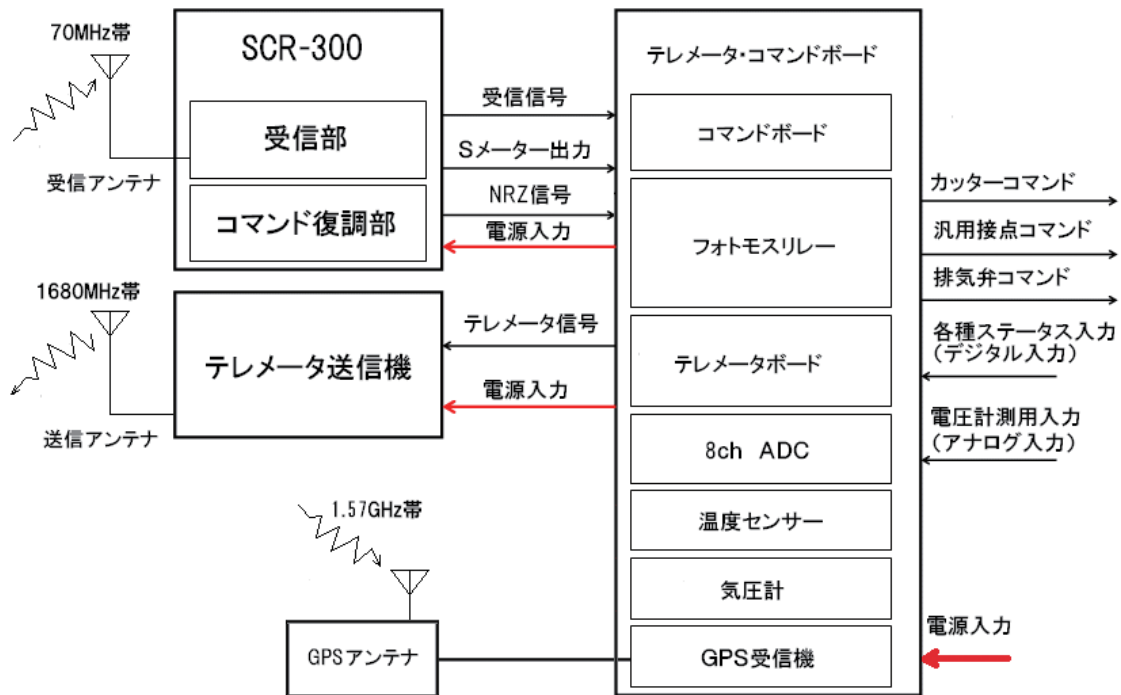


図2 搭載冗長系システムブロック図

2.2.1. コマンド受信機 (SCR-300)

SCR-300 (図3) は、標準テレメータ・コマンドシステムのために新たに開発した 70 MHz 帯のコマンド受信機である。図4にSCR-300のブロック図を示す。SCR-300は受信部 (RM-72A) と、FSK 変調されたシリアルデータをデコードして NRZ 信号を出力する FSK デモジュレター (DEM-300) から成る。受信入力にアンテナを接続し、電源入力/信号出力ポートから NRZ 信号を出力して、テレメータ・コマンドボードに接続する。テレメータ・コマンドボードは得られたデータを解釈してコマンドとして利用する。以後、シリアルデータで送られるコマンドをシリアルコマンドと呼ぶことにする。受信出力は測距時など、受信信号をそのままテレメータ送信機に出力する際に使用する。受信部は S メーター出力を備えており、受信電界強度をモニタできる。SCR-300 の基本仕様を表1に示す。電源入力は DC 6.5~12 V であり、内部のレギュレーターで 5 V に安定化される。受信機感度 (無変調信号を入力した際、雑音振幅が半分になる値) は 0 dBu ($0\mu\text{V}$ を基準とし、dB で表した電界強度) 以下であり、§1 で述べた距離 700 km における受信電界強度の理論値 40 dBu (受信アンテナ利得 2.15 dB_i の場合) に対して十分な感度を有している。



図3 70MHz帯シリアルコマンド受信機 SCR-300 外観

表 1 70MHz 帯シリアルコマンド受信機 SCR-300 基本仕様

受信部 (RM-72A)	受信機感度	0 dBu 以下
	周波数	70 MHz 帯
	受信方式	ダブルスーパーヘテロダイン方式
	入出力インピーダンス	入力 (50Ω) 出力 (600Ω)
	復調信号レベル	2.8 Vp-p (1KHz, ±3.5KHz DEV 時)
	入出力コネクタ形状	SMA
デモジュレータ部 (DEM-300)	入力インピーダンス	600Ω
	出力コネクタ形状	D-sub 9pin オス
最大通信速度		300 b/s
大きさ, 重量		100 mm × 70 mm × 30 mm, 約 280 g
電源		DC6.5 ~ 12 V, 50 mA 以下

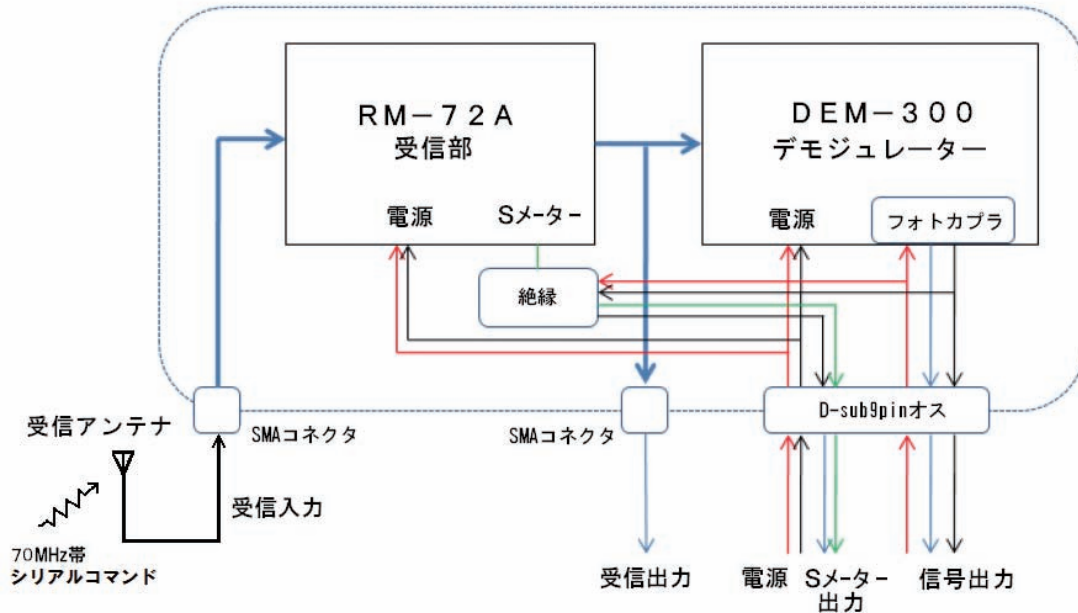


図 4 70MHz 帯シリアルコマンド受信機 SCR-300 ブロック図

SCR-300 によるコマンドが受信できる最低受信電界強度 (受信感度閾値) と温度環境との関係を調べるために, 信号発生装置からコマンド信号を有線で SCR-300 に接続し, 信号強度とバイト誤り率 (送信した Byte 数に対する誤りを含んだ Byte の割合) の関係を恒温槽で各温度について調べた. 図 5 に結果を示す. 縦軸がバイト誤り率, 横軸が信号強度, T は槽内気温である. 低温になるほど感度が劣化するものの, 気球実験で想定している -60°C においても SCR-300 は 0 dBu 以下の受信感度閾値を確保している.

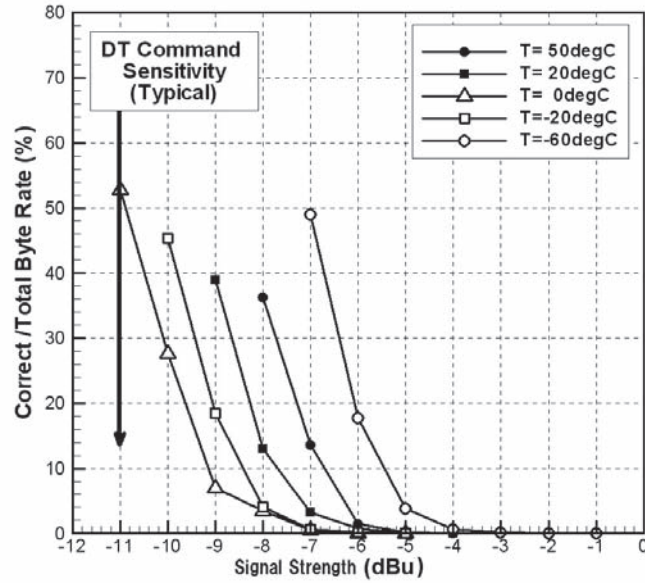


図5 受信電界強度とバイト誤り率の関係

2.2.2. テレメータ・コマンドボード

テレメータ・コマンドボードはSCR-300のモジュレータ部（DEM-300）で復調されたNRZ信号をシリアルコマンドとして解釈するとともに、テレメータデータを0.3Vのbi-phase信号で符号化してテレメータ送信機に出力するモジュールである。表2に基本仕様、図6に外観に示す。電源電圧5.5～30Vは内部で使用しているレギュレーターで規定され、消費電流は300mA以下である。基板は二段で構成されており、基板サイズは140mm×90mmである。上段基板は主にセンサー類（GPS受信機、気圧計、ADC）が、下段基板にはCPLDが2つ搭載されており、一方にはシリアルコマンドを解釈してリレー接点を駆動する機能、もう一方にはテレメータ情報をbi-phase符号化する機能が実装されている。

表2 冗長系システム用テレメータ・コマンドボード基本仕様

基板搭載品	CPLD	XILINX 社 CoolrunnerII XC2C512
	GPS 受信機	GARMIN 社 GPS-15
	気圧計	HONEYWELL 社 ASCX15AN
	ADC	MAXIM 社 MAX1270 (12bit, 8ch)
コネクタ形状	コマンド信号入力	D-sub9pin メス (DEM-300 出力), SMA(RM-72A 出力)
	電源入力	D-sub25pin オス
	外部機器電源出力	D-sub25pin メス
大きさ, 重量	140 mm × 90 mm × 40 mm, 約 400 g	
電源	DC5.5 ~ 30 V, 300 mA 以下	

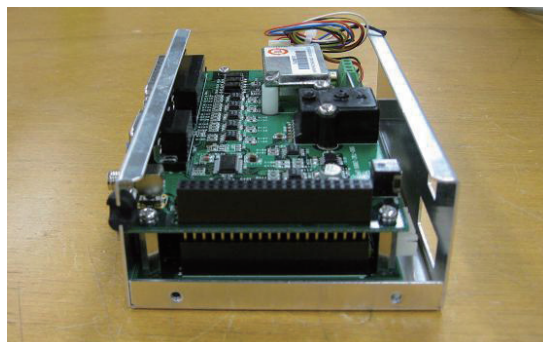


図6 冗長系システム用テレメータ・コマンドボード

2.2.3. GPS モジュール

テレメータ・コマンドボードには、GARMIN 社製 GPS モジュールを搭載している。電源は 3.3 V で、65 mA を消費する。入出力インターフェースは 4800 b/s の RS-232C (3.3V CMOS ロジックレベル)、測位精度は RMS で 15 m (Typ.) である。出力形式は NMEA-0183 フォーマットであり、GGA, GSA, GSV, RMC を出力する。測地系は通常 WGS-84 を使用している。

2.2.4. 気圧計

テレメータ・コマンドボードには気球の高度を知るための気圧計として、圧力センサーを搭載している。気圧と高度の変換は、気象庁のレーウインゾンデによる観測と、岩手県綾里沖でのロケット観測のデータをもとにした独自の換算式により行う。気圧計の計測レンジは 2~1034 hPa (地上から高度約 40 km) で、圧力に対応して 0.25~4.75 V の電圧を出力する (非直線性 0.2% F.S.)。計測レンジが広いため、高度計測の精度は気球高度が 30 km 以上では数 km であるが、高度 20 km 以下では 100 m 以下の精度で高度を得ることができる。応答速度は 100 マイクロ秒である。

2.2.5. 受信用アンテナ (短縮ホイップアンテナ)

冗長系システムは気球尾部付近に取り付けることから、気球引き裂き紐との干渉を避けるために、コマンド受信アンテナとして従来から使用している 70 MHz 帯のスリーブアンテナ (エレメント長 $1/4\lambda$, λ は搬送波長) の代替品として、同じ周波数帯の短縮ホイップアンテナ (同 $1/13\lambda$) を採用した。短縮ホイップアンテナはインピーダンス整合をとるための導体板と調整用コイルを併用する。理想的なダイポールアンテナに比べて計算上 11 dB 利得が小さくなるが、距離 700 km における受信電界強度は受信感度数値よりも 30 dB 程度大きく、十分な余裕がある。

2.3. シリアルコマンド仕様

2.3.1. 概要

冗長系システムでは、接点の接続、解放を制御する必要があり、この目的のために、通信速度 100 b/s の RS-232C 信号で送信されるシリアルコマンドを利用している。シリアルコマンドは、送信するビット列の種類により、コマンドの種類 (チャンネル) を区別するコマンドである。単純にビット列を送信するのでは、コマンドデコーダーを複数搭載した際にそれらを区別することができない不便があり、通信回線の不良の際誤ったコマンドとして解釈される恐れもある。このため、地上系により、送信しようとするビット列に送り先の ID、および誤り訂正符号を付加し、搭載系によって剥ぎ取る作業をしている。この際の付加の仕方を「標準シリアルコマンドフォーマット」と呼んでおり、§2.3.2. にて説明する。搭載系は、とあるビット列を受信すると、それに対応する接点が作動する仕様となっている。ビット列とコマンドの種類との関係を「標準接点コマンドフォーマット」と呼んでおり、§2.3.3. にて説明する。コマンドの種類と接点との関係は §2.3.4. にて説明する。

2.3.2. 標準シリアルコマンドフォーマット

標準シリアルコマンドフォーマットの概略図を図 7 に示す。標準シリアルコマンドフォーマットでは、1 Byte のデータを送信するのに、頭符号 1 Byte と誤り制御 2 Byte を付加する。各 Byte は下位ビットを先頭にして送信する。頭符号には気球 ID とバーチャルチャンネル ID (VCID) がそれぞれ 4 bit ずつ含まれている。気球 ID (4 bit) は、標準シリア

ルコマンドを使用する機器が同時に2つ以上飛翔する場合、それらを区別するためのものである。VCID (4 bit) は複数のユーザーが同一のシステムに対してシリアルコマンドを送信する場合に、ユーザーを区別するためのもので、このVCIDに従って対応するポートにコマンドデータが出力される。誤り制御には、16 bit の巡回符号 CRC-CCITT 符号を用いた。受信したデータを巡回符号に従って検査し、1 bit のみのエラーは修正するが、2 bit 以上エラーが検出された場合、ID が一致しなかった場合はコマンドデータとして受け付けず、破棄される。破棄されたことが下流には通知されないため、ユーザーは通信不良で文字が抜けた場合の誤作動防止策を講じる必要がある。次に示す標準接点コマンドでは2 Byte のコマンドを送る際に2 Byte の CRC-CCITT 符号を付加して誤作動を防止している。

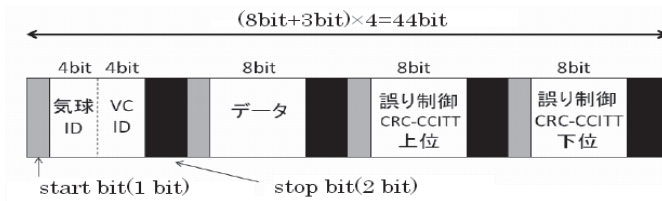


図7 標準シリアルコマンドフォーマット

2.3.3. 標準接点コマンドフォーマット

標準接点コマンドフォーマットは、リレー接点を動作させるために定めたシリアルコマンドの上位コマンドである。図8に構成を示す。前述の標準シリアルコマンドから頭符号と誤り制御を削除したデータ4 Byte で1つの命令とする。この4 Byte のうち、2 Byte でチャンネル番号とコマンドの継続時間で指定する。6 bit でチャンネルを指定 (64 チャンネル) し、残る 10 bit でリレー接点を保持する継続時間 (2~2048 秒まで2秒単位で設定可能) を指定にする。コマンドの安全性、信頼性向上のため、残り2 Byte を誤り制御に使用し、1 bit エラーも含め、エラーが検出された場合にはコマンドを受け付けない。

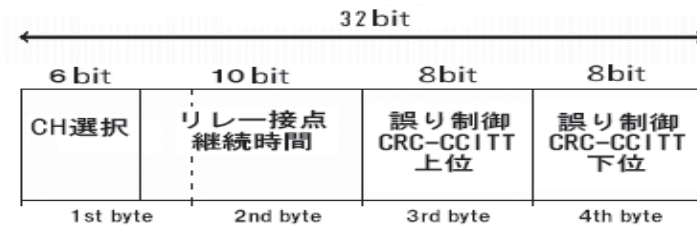


図8 標準接点コマンドフォーマット

2.3.4. 冗長系システムでの接点コマンドの割り当て

冗長系システムにおけるコマンドは、すべて標準接点コマンドフォーマットによる接点コマンドであり、全64チャンネル中21チャンネルが用いられる。表3にコマンドリストを示す。カッター実行コマンド1-3chは3系統のカッターを動作させるコマンドである。フェイルセーフ機能として、最初のコマンドで40秒のカウントダウンを開始し、カウントが0秒になってから10秒間の実行ウィンドウの間に2回目のコマンドを受け付けてカッターを動作させている。このカウントダウンは15chでリセット、ストップされる。タイマー時間増減コマンドch19-20は、電源ONからの時間を分単位でカウントアップするタイマーの経過時間を1時間単位で増減させることができる。このタイマーは§1で述べたスクイブタイマー機能を冗長系システムに持たせるためのものであり、設定した時間が経過すると3chのカッターコマンドを受信した際と同じ動作をする。コマンドリセットは、継続中のコマンドをすべてリセットする。

表3 冗長系システムの接点コマンド

1ch	カッター実行 1ch	12ch	測距, テレメータ自動切換えモード
2ch	カッター実行 2ch	13ch	常時テレメータモード
3ch	カッター実行 3ch	14ch	常時測距モード
4ch	排気弁開閉	15ch	カッター応答リセット
5ch	外部機器電源 ON/OFF1	16ch	排気弁外部制御許可／不許可
6ch	外部機器電源 ON/OFF2	17ch	排気弁電源 ON/OFF
7ch	外部機器電源 ON/OFF3	18ch	排気弁開タイマーリセット
8ch	外部機器電源 ON/OFF4 (Latch)	19ch	タイマー時間 1 時間減
9ch	汎用接点 ON コマンド 1	20ch	タイマー時間 1 時間増
10ch	汎用接点 ON コマンド 2	21ch	コマンドリセット
11ch	汎用接点 ON コマンド 3		

2.4. テレメータ

2.4.1. 概要

冗長系システムでは、テレメータ・コマンドボードにより、GPS、ADC、コマンドステータスなどの情報が収集され、後述の「標準テレメータフォーマット」に整形される。テレメータ・コマンドボードは、伝送速度 2400 b/s の 0-3 V の bi-phase 信号を送信機に出力し、送信機は地上へと伝送する。この伝送速度は、HK 情報が毎秒更新されるように選定し、約 1 frame/s のフレームレートとなっている。

2.4.2. 標準テレメータフォーマット

図 9 に標準を示す。256 Byte の固定長のフレームをとり、2 Byte の同期コード、4 Byte のフレームカウンタ、気球 ID と VCID、1 Byte の VC カウンタ、有効データ数を含んだ合計 10 Byte の頭符号と、2 Byte 誤り制御符号、データ用の領域 244 Byte から構成される。データは前から順に詰められ、送信するべきデータが少ない場合、余ったデータ用領域にはダミーデータ (“3F”=“00111111”) が付加される。VCID は標準シリアルコマンドフォーマットと同様、複数ユーザーのフレームを識別するための ID であり、VC カウンタはそれぞれの VCID ごとのフレームカウンタである。有効データ数はユーザーデータ格納領域に含まれる有効データの Byte 数を 0～244 の範囲で示す。

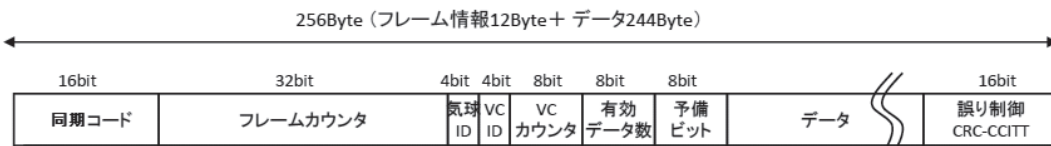


図9 標準テレメータフォーマット

2.4.3. 冗長系システムでのテレメータデータ

冗長系システムのテレメータデータは、この標準テレメータフォーマットにしたがっており、データはデータ部の 244 Byte (11～254 Byte) に収められる。フレームの周期は 0.85 s/frame である。244 Byte には、2 Byte の同期コード、4 Byte のフレームカウンタの他、コマンド応答、カッターなどモジュールのステータス、アナログ電圧計測、デジタル入力、タイマー用カウンタ、タイマー設定時間、受信状態ステータス、GPS データが含まれる。それぞれについて、表 4 に示す。

表4 冗長系システムテレメータデータ項目

項目名	内容
コマンド応答	直前に受けたコマンドの情報（コマンドのチャンネルと継続時間）
カッターステータス	各カッターチャンネルのカウント経過時間と、実行ウィンドウのステータス
排気弁ステータス	開閉ステータス、外部制御許可/不許可ステータス、電源 ON/OFF ステータス
排気弁カウンタ	排気弁が開状態のとき、1秒ずつカウントアップ（2 Byte）
アナログ電圧計測	ADCによるアナログ電圧計測結果を各チャンネルごとに2 Byteで出力
デジタル入力	デジタル入力4 bitの計測結果を出力
タイマー用カウンタ	電源投入時から1分ごとにカウントアップ（2 Byte）
タイマー設定時間	スクイブタイマーの設定時間、単位は分（2 Byte）
受信状態ステータス	コマンドの受信状態（3 bit）。シリアルデータの start bit を認識した場合、シリアルコマンドとして認識した場合、接点コマンドとして認識した場合にそれぞれの bit が3秒間立つ。
GPS	NMEA-0183 フォーマットの \$GPGGA, \$GPMRC フィールドを出力

なお、受信状態ステータスはシリアルコマンドの受信状態を示す3つのフラグから成り、それぞれ、

1. start bit を認識した場合、
2. start bit 後の44 bit を標準シリアルコマンドフォーマットコマンドと解釈し、CRC-CCITT 符号による誤り検出で誤りがないこと、気球 ID、VCID と搭載システムの ID との一致を確認した場合、
3. 1秒以内の間隔で4 Byte 分のコードが揃い、それを標準接点コマンドフォーマットとして解釈し、CRC-CCITT 符号による誤り検出でエラーがないことが確認できた場合（1秒はリセット時間）

においてフラグが立つ。3. まだが成立した際に初めてコマンドが実行される。

2.5. 地上系ハードウェア

新しいテレメータ・コマンドシステムに対応し、地上系システムの更新も進めている。前述の標準テレメータフォーマットで送られた信号の読み込みのためのテレメータデコーダ、標準シリアルコマンドフォーマットでのコマンド送信のためのシリアルコマンドエンコーダを新規開発した。

2.5.1. テレメータデコーダ

図10に復調系のブロック図を示す。テレメータ受信装置で受信した bi-phase 信号は、まずビットシンクロナイザに入力され、ビットシンクロナイザは NRZ 信号（TTL(Transistor-Transistor Logic) レベル）とクロック信号（冗長系システムの場合は 2.4 kHz）を出力する。テレメータデコーダ（図11）は、これらを受けて内部の FPGA(Field Programmable Gate Array) が頭符号を識別し、VCID に応じて各ユーザー（HK と最大 3PI）に配信する。FPGA で構成されており、プログラムの変更でテレメータフォーマットの変更にも対応できる。表5にテレメータデコーダの基本仕様を示す。テレメータデコーダはそれぞれの VCID 用に各2ポート（計 2×4 ポート）のシリアル出力を有しており、それぞれユーザーとデータベースサーバーへ配信される。また、全フレーム情報を一括出力するシリアル出力を1ポート有している。ユーザーに配信される出力信号は 115.2 kb/s の RS-232C 信号であり、一括出力は 460.8 kb/s の RS-232C 信号である。入力信号（NRZ とクロック信号）はバッファアンプを介して取り出すことができ、複数台をカスケード接続することができる。前面パネルには、メインフレームのフレームカウンタを示す 16 bit の LED 表示器、各チャンネルのフレームカウンタ（VC カウンタ）を示す 8 bit の LED 表示器、各チャンネルの送信中を示す LED 表示器（TRANSFER）、FPGA のコンフィグレーション終了を示す LED 表示器（XDONE）、シンクコードを確認しフレームごとの同期を示す LED 表示器（SYNC）、ビットシンクロナイザのクロックに対応して点滅する LED 表示器（CLK）がある。

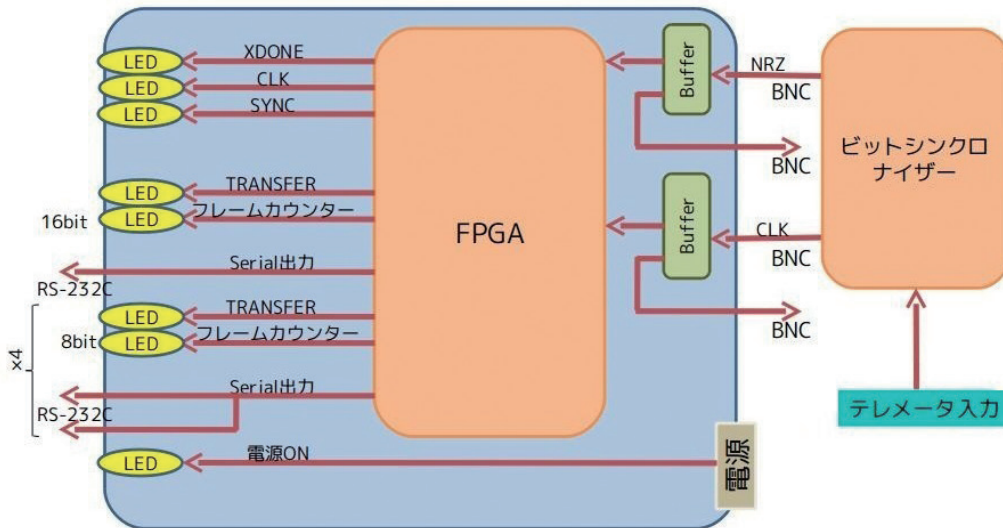


図 10 データ復調系, テレメータデコーダのブロック図



図 11 テレメータデコーダ (上: 前面パネル, 下: 背面パネル)

表 5 テレメータデコーダ基本仕様

信号入力	NRZ(TTL), CLOCK(TTL), 各 1 系統
信号出力	カスケード接続用信号出力 :NRZ(TTL), CLOCK(TTL)
	復調信号 (115.2 kb/s x 8 系統, 460.8 kb/s x 1 系統, いずれも, Stop bit = 1 bit, Parity None)
FPGA	XLINKX 社 Spartan-3 XC3S1000 x 1 個
大きさ, 重量	19 インチラックマウント 1 U (430 mm x 44 mm x 230 mm), .4 kg
電源	AC 100 V

2.5.2. シリアルコマンドエンコーダ

シリアルコマンドエンコーダ (図 12) は, 標準シリアルコマンド専用のシリアルコマンドエンコーダである。FPGA で構成されており, プログラムの変更でコマンドフォーマットの変更に対応できる。フロントパネルの押しボタンに標準接点コマンド 64 チャンネルのうち 16 チャンネルを割り当ててコマンド送信ができるほか, 背面パネルから最大 4 ユーザー (HK + 3PI) のシリアルコマンド信号を入力し集約する。各シリアルコマンド信号は, 入力ポート番号ごとに規定される VCID と気球 ID が付加され, コマンド送信機に FSK 変調信号として出力される。気球 ID はフロントパネルで設定できるほか, 外部コントロールラインから切り替えることもできる。各入力ポートは 1 kByte の FIFO(First In First Out) を持っており, 複数のポートに入力があった場合は HK が最優先される。PI 用の 3ch に優先度の違いはな

く、送信すべきデータが複数のポートにある場合には各ポートから循環的に1 Byte ずつ送信される。各FIFOはフロントパネルおよび外部コントロールラインからリセットすることができるようになっている。シリアルコマンドエンコーダの仕様を表6にまとめる。入力信号は1200 b/sのRS-232Cであり、出力信号は100 b/sのFSK変調信号である。



図12 シリアルコマンドエンコーダ (前面パネル)

表6 シリアルコマンドエンコーダ基本仕様

信号入力	RS-232C (1200 b/s, Stop bit = 1 bit, Parity None) x 4 系統
信号出力	FSK 変調信号 (100 b/s) x 1 系統
FPGA	XLINKX Spartan-3 XC3S1000 x 1 系統
大きさ, 重量	19 インチラックマウント 3U (430 mm x 132 mm x 230 mm), 2.4 kg
電源	AC 100 V

3. 冗長系システムの飛翔試験

開発した冗長系システムを搭載した気球を、2008-2009年度に北海道大樹町の大樹航空宇宙実験場において放球し、性能実証試験を行った。最初の気球 (B08-02 実験) ではピギーバックミッションとして動作確認のみを実施し、二機目の気球 (BS09-05 実験) においては従来のシステムと並列に配置して動作実証を行い、三機目の気球 (B09-07 実験) において初めて単独で利用して動作を実証した。これらのフライト試験を通じて実地環境においてシステムが正常に動作することの確認、地上での環境試験では厳密に模擬することの難しい外乱 (たとえば実験終了後の気球降下中におけるゴンドラ姿勢の乱れなど) によるシステムへの影響などを調べた。また、システムの動作確認項目として、カッター動作を始めとする気球管制用コマンドが正常に機能すること、コマンドの誤作動が発生しないこと、GPS、気圧計などの搭載品が正常に動作し、テレメータデータが正常に受信・復調できることも確認した。ここでは実機に搭載したシステムの構成、それぞれの飛翔試験結果をまとめる。

3.1. B08-02 実験 — 飛翔環境での動作実証 —

冗長系システムの上空での動作を実証するための最初のフライト試験は、B08-02 実験において実施された。図13、14に搭載システムの写真を示す。受信アンテナは2008年度の時点で短縮ホイップアンテナが未開発だったためスリーブアンテナを用いた。B08-02 実験 [4] の主目的は大樹航空宇宙実験場において大型気球の放球から回収までを行い、大気球実験システム全体の実証を行うことであった。従来の装置を用いてシステムを構成し、冗長系システムは完全に独立した別システムとして搭載し動作確認のみを行った。このため、カッターなど、気球搭載機器への冗長系からの配線は実施していない。表7にB08-02 気球の飛翔の概要を示す。放球前から着水までの全行程においてシステムが正常に動作することを確認した。

表7 B08-02 実験における気球飛翔概要

実験名	大気球実験システム実証試験2
放球日時	2008年9月5日6時19分
飛翔時間	3時間25分
最高高度	41.5 km
最遠方距離	63 km
冗長系システム重量	3.2 kg



図13 冗長系システムの搭載位置
(矢印部分が冗長系システム)

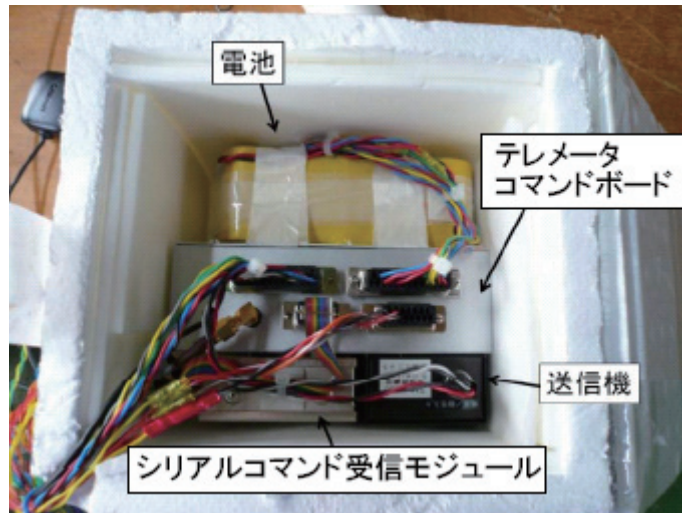


図14 断熱容器に収納した冗長系システム

3.2. BS09-05 実験 —測風気球用の気球管制システムとしての実証—

測風気球などの小型気球管制システムとしての機能を実証するため、測風を目的としたBS09-05実験において、冗長系システムを搭載して気球の管制を行った。バックアップとして、従来用いていた気球管制システムも搭載し、カッターなどには並列に配線した。冗長系システムを発泡スチロールの断熱容器内に組み上げた写真を図15に示す。本実験からは短縮ホイップアンテナを利用した。電池を含むシステム全体の重量は2.7 kg（容器重量が0.3 kg）であった。本表8にBS09-05気球の飛翔の概要を示す。気球の管制は問題なく実施することができ、加えてコマンド受信強度を遠方150 kmまでの受信し、短縮ホイップアンテナの利得が予測どおりであったことを確認した。

表8 BS09-05 実験における気球飛翔概要

実験名	測風気球
放球日時	2009年9月7日10時5分
飛翔時間	2時間42分
最高高度	38.2 km
最遠方距離	152 km
冗長系システム重量	2.7 kg

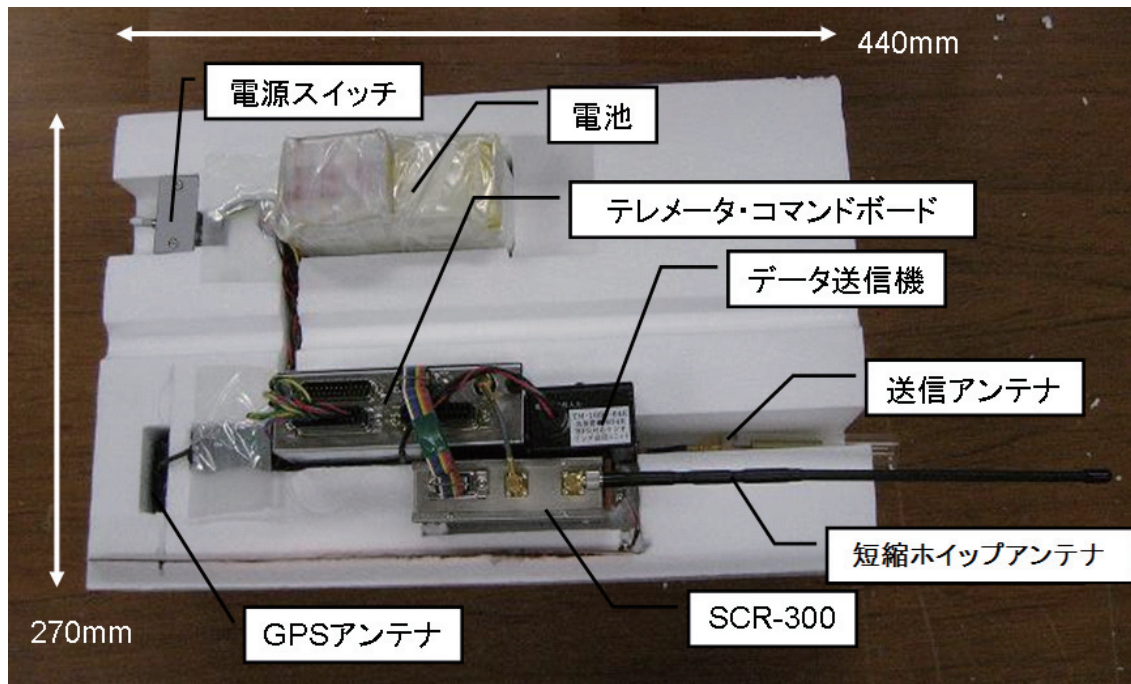


図 15 BS09-05 実験に搭載した冗長系システム

3.3. B09-07 実験 ー大型気球用冗長系システムとしての実証ー

大型気球用の冗長系システムとしての実証試験を B09-07 実験において実施した。B09-07 実験の主目的は、圧力气球を与圧状態で水平飛翔させ、気球の形状および耐圧性能を評価することである [5]。この実験はメインシステムで収集すべきデータが少なく、冗長系システムをメインシステムとして活用、評価することが可能であったため、冗長系システムとしての搭載に加えメインシステムにもこのハードウェアを利用した。

図 16 に実験の荷姿図と、荷姿に取り付けられたゴンドラの写真を示す。システムは荷姿下端の下ゴンドラ（メインシステムを搭載）と、気球尾部に搭載した上ゴンドラ（冗長系システムを搭載）の 2 系統からなっている。図 17 にシステムのブロック図を示す。電池 BOX はそれぞれの系統に必要な電池が入った箱であり、テレメータ・コマンドボードのリレー接点を経由して入力される。データ送信機、画像送信機は上下別の周波数の装置を搭載している。データ送信機についてはそれぞれに予備の送信機を搭載してあり、コマンドで切り替えることが可能である。コマンド受信アンテナは上ゴンドラには短縮ホイップアンテナ、下ゴンドラにはスリーブアンテナを用いている。上下のシステムでのコマンドの識別を可能にするため、上下で異なる気球 ID を割り当てた。

表 9 に B09-07 気球実験の飛翔概要を示す。搭載した冗長系システムは上下両系ともに正常に動作し、冗長系システムとしての動作が実証された。

表 9 B09-07 実験における気球飛翔概要

実験名	圧力气球飛翔性能試験
放球日時	2009 年 9 月 11 日 6 時 18 分
飛翔時間	2 時間 25 分
最高高度	33.1 km
最遠方距離	138 km
システム重量	6.3 kg (上ゴンドラ), 20.7 kg (下ゴンドラ)

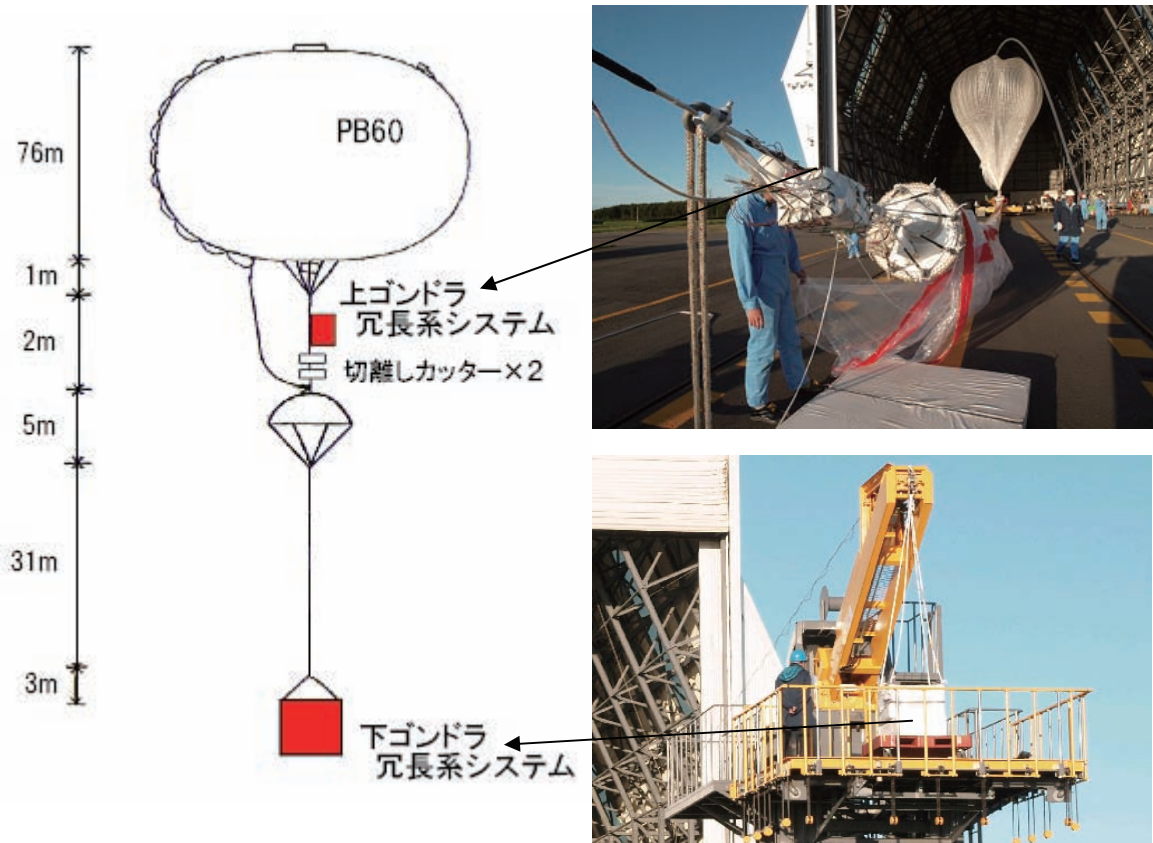


図 16 B09-07 荷姿図 (左), 放球直前のゴンドラ (右)

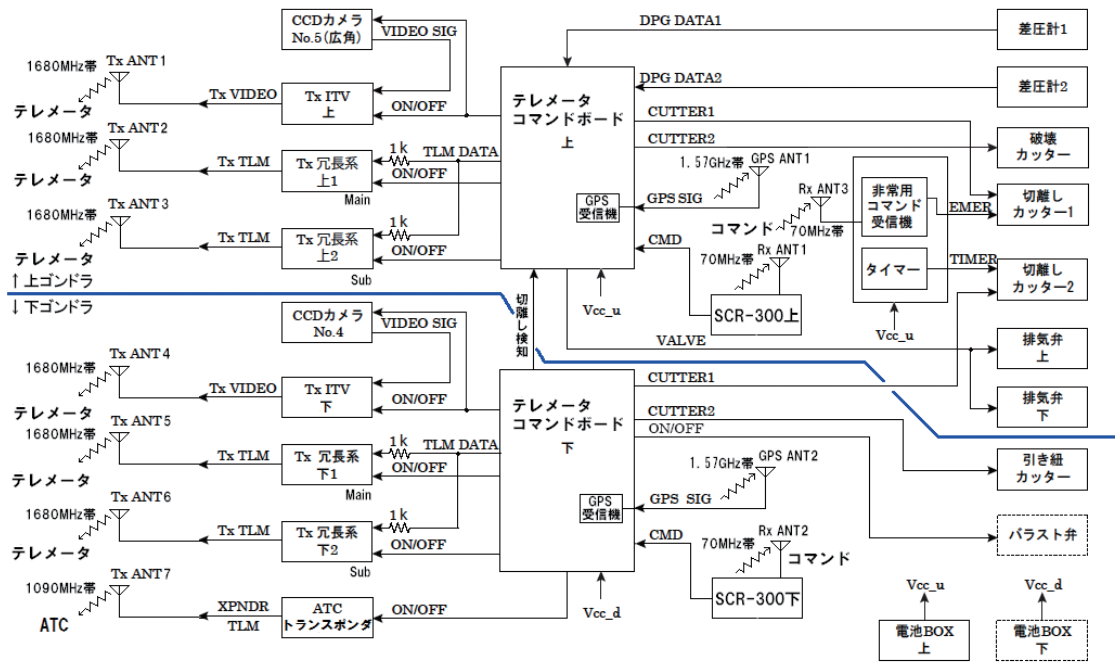


図 17 B09-07 実験搭載機器システムブロック図

4. 冗長系システムの評価結果

§3で述べた三度の飛翔機会、および地上での試験によって、冗長系システムの性能評価を行い、要求性能を満たしていることを確認した。ここでその試験内容について説明する。

4.1. 短縮ホイップアンテナのアンテナ利得

冗長系システム用に新規開発した短縮ホイップアンテナは、エレメント長を短縮したことで従来のスリーブアンテナに比べて利得が低くなる。アンテナ利得がアンテナ長に比例すると近似すれば、利得比は11 dBである。コマンドに使用している70 MHz帯においてアンテナ利得を実測することは、地面や構造物での鏡像や反射が大きく、また、雑音のない試験環境を得ることが困難であり難しい。一方、飛翔試験を実施し、距離の関数として受信電界強度を測定すれば、容易にアンテナ利得を実測することができる。

BS09-05実験、および、B09-07実験の上ゴンドラにおいては短縮ホイップアンテナが、B09-07実験の下ゴンドラにおいてはスリーブアンテナが利用されている。そこで、それぞれのアンテナに付けられた受信機で得られた受信電界強度を距離の関数として求め、二種類のアンテナの利得の比を求めると12 dBとなり、短縮率から推定した利得比とほぼ一致することが確認された。

4.2. 飛翔中の環境雑音

短縮ホイップアンテナを用いたBS09-05実験において、直距離100 km付近で地上のコマンド送信機をON/OFFし上空での環境雑音レベルを測定したところ、7 dBu程度であることがわかった。この値を用いて、地上局からの見通し限界である距離700 kmにおける受信電界強度のCN比を求めると30 dBとなる。短縮ホイップアンテナでは、アンテナ利得が小さくはなるが、それでも十分なマージンを確保していることが確認された。

4.3. コマンドの誤作動に対する安全性評価

飛翔中のテレメータデータにある受信状態ステータスを調査した。この結果、雑音または測距信号によってstart bitが認識されることはあったが、CRC-CCITT符号による誤り検出を通過した例は全実験を通して一例もなかったことが確認された。CRC-CCITT符号によるコマンドの誤作動抑止機能は正しく働いていることが確認できた。

4.4. テレメータ誤り率

テレメータ情報中のCRC-CCITT符号を解析することで、テレメータ誤り率を算出した。誤り率の定義は、全フレームに対してエラーの検出されたフレームの割合とし、CRC-CCITT符号から修正が可能な1ビット誤りの数と、不可能な2ビット誤りの数、ビット誤り率を算出した。結果を、BS09-05実験とB09-07実験の上ゴンドラについて表10、11に示す。両者ともに、降下開始までのビット誤り率は 10^{-6} 以下であり、すべてが修正可能な1ビット誤りである。降下中は誤り率が高くなる傾向があるが、要求性能は満たしており、気球の追尾に支障はない。ただし、BS09-05実験とB09-07実験では、降下中の誤り率が大きく異なっている。降下中の誤り率が大きくなるのは、姿勢が変動するとアンテナ利得が変化して信号振幅が大きく変化し復調が困難になるためだと考えられ、BS09-05実験の気球の方が小さく、降下中の姿勢変動がより激しかったことを反映しているものだと考えられる。

表10 BS09-05実験（測風気球）におけるテレメータ誤り率

	全フレーム数	1ビット誤りの数	2ビット誤りの数	ビット誤り率
放球～降下開始	8184	13	0	7.8×10^{-7}
降下開始～電波断	1211	213	28	1.1×10^{-4}

表 11 B09-07 実験の上ゴンドラにおけるテレメータ誤り率

	全フレーム数	1ビット誤りの数	2ビット誤りの数	ビット誤り率
放球～降下開始	8282	12	0	7.1×10^{-7}
降下開始～電波断	440	0	0	0

4.5. 測位性能

冗長系システムにおける位置情報は、GPS、測距あるいは搭載気圧計による高度情報と受信アンテナの仰角・方位角から求める方法、の三通りで得ることができる。図 18 に、B09-05 実験、B09-07 実験について、GPS、測距、気圧計それぞれの方法で測定した高度履歴の比較を示す。いずれにおいても、気球降下中を含めて安定した測位ができており、冗長系システムの実用化により気球の追尾・回収における確実性が高められている。

気圧計による高度計測については、ここで報告した BS09-05 実験と B09-07 実験では GPS 高度と気圧高度との差に定常的に 200 m のオフセットがあり、また B09-07 実験においては高度 10 km から 20 km 付近でオフセットが 600 m 程度まで拡大していることが事後の解析で判明した。この誤差は測距と同程度であり、実用に耐えるものではあるが、気圧計の精度と比較すると誤差が大きい。今後、気球上昇中の GPS 高度データを用いて気圧計を較正するなどの方法も検討する予定である。

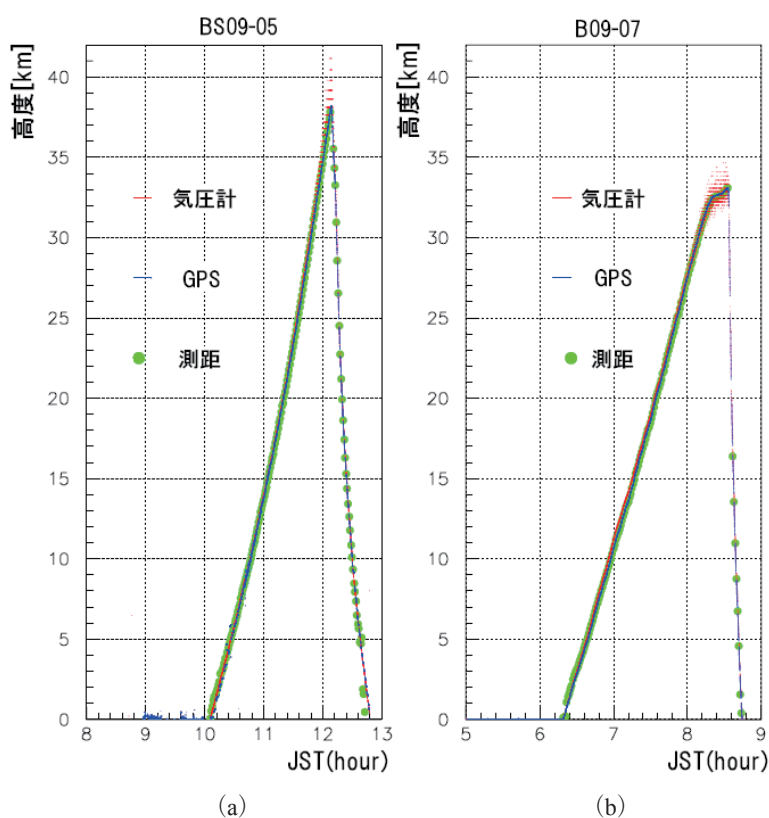


図 18 GPS、測距、気圧計による気球高度履歴 ((a) : BS09-05 実験, (b) : B09-07 実験)

5. まとめ

2012 年度からの実用化を目指して大気球実験室で開発を行っている標準テレメータ・コマンドシステムの開発の第一段階として、メインシステムに先駆けて冗長系システムを開発し、地上試験、および 3 度の飛翔試験を通じてシステムの性能を実証した。2010 年度からは、大型気球の冗長系システム、および測風気球を含む小型気球の管制システムとして運用を開始する予定である。

参考文献

- [1] 矢島信之他, 「新しいコマンドシステムについて」, 宇宙科学研究所報告 特集第 37 号 (1998), P.17-37
- [2] 山田和彦他, 「気球用新テレトリコマンドシステムの開発 2」, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2008), P.37-40
- [3] 河田二郎他, 「新テレメトリコマンドシステムの性能実証試験」, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2009)
- [4] 福家英之他, 「大樹航空宇宙実験場における新しい大気球実験場」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 (2009), P.1-34
- [5] 福家英之他, 「スーパープレッシャー気球の開発」, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球シンポジウム (2009), P.13-16