

PLDによる気球搭載PCMコマンドデコーダの開発

久保田 あ や¹・松坂 幸彦¹・山上 隆正¹・斎藤 芳隆¹・中澤 知洋¹
能町 正治²

Development of a PCM command decoder with a PLD

By

Aya KUBOTA¹, Yukihiro MATSUZAKA¹, Takamasa YAMAGAMI¹, Yoshitaka SAITO¹,
Kazuhiro NAKAZAWA¹ and Masaharu NOMACHI²

Abstract: A new command decoder has been developed in these three years as a project of the ISAS/JAXA balloon group. It utilizes PLD (Programmable Logic Device), in order to establish both multi-channel discrete commands and serial commands by keeping its weight light. By using an ALTERA's FPGA device from MAX 7000 family, the first trial product was given in 2001. Through an onboard trial performed on 2001 August 26, the new command decoder was found to work in an environment where balloons are used. In this first trial, power was not optimized, and its current consumption appeared to be very high, ~100 mA. This problem was fixed in a 2nd trial product developed on 2002 - 2003. The 2nd trial product utilizes the CPLD device, CoolRunner XPLA3, given by Xilinx, and established very low current consumption, ~10 mA. It also supports 20 channel discrete commands and 8bit serial commands. The basic specifications were confirmed through onboard trial on 2003 September 19.

概 要

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部大気球観測センターでは、プログラマブル・ロジック・デバイス (PLD) を用いたPCMコマンドデコーダの開発を2001年から進めている。2001年にはALTERA社のFPGA, MAX 7000ファミリを用いて、松坂らが開発した従来の簡易PCMコマンドデコーダをPLD化したコマンドデコーダを試作した。2001年8月26日に三陸大気球観測所において気球に搭載し、実証試験を行ない、高度30kmの気球環境においてコマンドデコーダとしての性能が十分あることを確認した。2002年から2003年にかけて、Xilinx社の低消費電力CPLDデバイス, CoolRunnerを用いた開発を進めた。PLDの特徴を最大限活かし、多チャンネルの平行コマンド、およびシリアルコマンドをサポートする仕様とし、かつ、10mA

¹宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

²大阪大学理学部

という低い消費電流での実装を実現した。2003年9月19日に三陸大気球観測所にて気球に搭載して動作試験を行い、高度43.5kmの気球環境で十分な性能を発揮することを確認した。

重要語：科学観測気球，CPLD，FPGA，コマンドデコーダー

1. はじめに

宇宙科学研究所大気球工学部門では、10kg程度の科学観測機器をより高高度に到達させる気球の開発を1991年から進めている [6] [7]。これまで、気球の自重を減らすため、フィルムの熱接着技術の確立、薄膜型ポリエチレンフィルムの開発、気球製作における補強テープの軽量化、を進めており、これらと並行して、気球アクセサリの軽量・小型・低消費電力化をはかるため、気球搭載用軽量コマンドの開発を進めてきた。1996年には、従来の複数トーン信号の組合せを使った方式に代えて、PCM-MSK (Minimum Shift Keying) を用いたコマンド伝送方式 (簡易PCMコマンド) を開発し、テレメータ・コマンド等の基本搭載機器を電池を含んで約1kgと軽量化することに成功している [8]。2002年には、超薄膜型ポリエチレンフィルム3.4 μ mを用いて、容積60,000 m^3 の気球を製作し、これに同コマンドシステムを搭載して、到達高度53kmという世界最高高度記録を達成した (文献 [3] [4])。

2001年からは、コマンドの軽量化に加えて、将来的な拡張性を保証した実用的なコマンドシステムの導入を目指し、FPGA (Field Programmable Gate Array)/CPLD (Complex Programmable Logic Device) を用いたPCMコマンドデコーダの開発を進めている。従来のコマンドデコーダでは、コマンドのパターン一致など一連の処理をすべて人手によりNOTやAND回路、フリップフリップのような基本論理回路を接続したゲートレベルでの設計がなされてきた。FPGA/CPLDはVHDLなどのハードウェア記述言語により、論理合成を実装できるプログラマブル・ロジック・デバイス (PLD) であり、数百万ゲートを数センチのチップ一つに実装することが可能であり、論理設計の自由度を格段にあげることができる。これにより、軽量化、低消費電力、設計変更が容易になり、気球全体のシステム構築においてひじょうに有益である。2001年度は、PLD化の第一歩として、ALTERA社のMAX7000シリーズを用いて、従来の簡易PCMコマンドデコーダをそのままFPGAに置き換えたコマンドデコーダを試作し、夏の三陸において測風気球に搭載し、高度30kmの気球環境での基本動作を確認した。しかし、ここで開発したコマンドデコーダは消費電流が100mAと、従来の簡易PCMコマンドデコーダ5mAに比べて一桁以上高く、実用化には適さなかった。そこで、2002年度から2003年度にかけて、消費電力の問題を解決するため、低消費電力で定評のあるXilinx社のCoorRunnerを用いた開発を進めてきた。試作したコマンドデコーダは、2003年度の夏の気球実験において、BU5-3に搭載し、高度43.5kmの気球環境で正常な動作を確認した。

本論文では、2001年度から2003年度におけるPLDを用いたコマンドデコーダの開発について報告する。第2章に従来のコマンドデコーダの概要を、第3章に2001年度の開発と試験結果、第4章、第5章に2002年度から2003年度の開発と試験結果を述べる。

2. 従来の簡易PCMコマンドデコーダの概要

詳しくは文献 [8] を参照されたいが、簡易PCMコマンドデコーダは、松坂らによって開発されたもので、8bitのパターン一致によってコマンド種別を識別し、出力をリレー接点として返す。

地上系からは0101……0101のプリアンブル信号が送信された後、エンコードされた8bitのコードパターンがMSK変調波として72.3MHzで送信され、これをコマンドデコーダ側で、受信機 (三協特殊無線(株)製72.3MHz) からのMSK信号がMSM6886で復調され、プリアンブルの信号が128回検出された後、コマンド項目のコードパターンを検出する。コードパターンはシフトレジスタにより8bitの平行信号として11チャンネルのコンパレ

ータに入る。11チャンネルのコンパレータのうち、設定されたパターンと比較し、パターン一致を確認したチャンネルは一致信号を出し、機器側にリレー出力として接点を0.5～1秒間ONにする。図1（上）に実際に使用している簡易コマンドデコーダを示す。ここで示すように、現在は5チャンネルないし6チャンネル分を1枚の基板に実装し、それを組み合わせることで11チャンネルのコマンドを実現している。

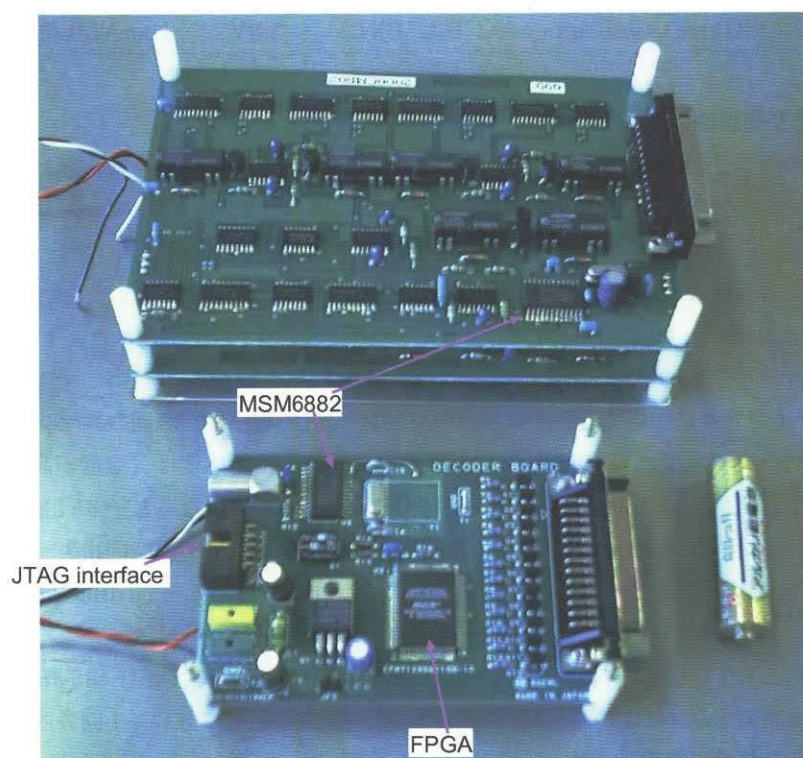


図1 従来の簡易PCM コマンドデコーダ（上）と試作品1（下）

3. PLD化への取り組み1 — 2001年度の開発—

ALTERA社のFPGA、MAX7000シリーズ（EPM7128E）^{*1}を用いてPCM コマンドデコーダを試作した（試作品1）。このデバイスはゲート数は2500と多くはないが、EEPROM方式により、電氣的に消去・書き換え可能で、開発段階に適している。また、JTAGインターフェースによりPCから直接書き込むことができる。コンパイラはALTERA MAX+PLUSIIを使用した。図1に従来の簡易PCM コマンドデコーダボードと比較して試作品1を示す。表1に、従来のコマンドデコーダと試作品1の特性の比較を示す。試作品1では消費電力の最適化は行なわなかったため、従来のコマンドデコーダの消費電流5mAに対し、試作品1は5V動作で100mAとかなり電力が大きくなっている。また、試作品1では、コマンドのプロトコルはすべて従来の簡易PCM コマンドデコーダを踏襲している。すなわち、プリアンプル信号の一致回数、11チャンネルのコードパターンなどすべてが同じである。出力は小型化を考慮し、試作品1ではオープンコレクタ方式とした。地上において温度試験、および、コマンドデコーダと組み合わせた受信機（三協特殊無線機製72.3MHz）の感度試験（温度依存性含む）を行い、2001年夏の気球実験において実証試験を行った。

^{*1} <http://www.paltek.co.jp/altera/device/product/max7000/index.htm>

表1 従来の簡易PCM コマンドデコーダと試作品1, 2の比較

コマンドデコーダ	デバイス	動作電圧	消費電力	チャンネル数
簡易 PCM		5V	5mA	11
試作品 1	ALTERA MAX7000 (EPM7128E)	5V	100mA	11
試作品 2	Xilinx CoolRunner (XCR3256XL)	3.3V	10mA/基板	20+シリアル

3. 1. 温度特性および受信機の感度

試作品1と組み合わせる受信機の感度を確認する目的で、これに前述の受信機を組み合わせ、Signal Generator (SG) を用いて信号レベルを変えて試作品1の出力を見た。はじめに、チャンネル1について、室温で変調の振幅 (peak-to-peak) を1.75 V, 1.15 V, 0.85 Vと変化させ、コマンドを5回送信し、コマンド送信が確認できた回数を調べた。振幅により差はなかったため、以下の試験は振幅1.75 Vの条件で行った。試作品1の温度特性を調べるために、温度は恒温槽で -40°C 、 -20°C 、 -10°C 、 $+50^{\circ}\text{C}$ の4段階で試みた。11チャンネルのコマンドすべてに対し、コマンドを3回送信し、その確認回数を調べた。図3に結果を示す。当然だがチャンネルごとの差はなく、全11チャンネルについてそれぞれ3回のコマンド送信 (合計で33回のコマンド送信) にたいする、その実行の確認回数を%で示した。この図からわかるように、受信機の感度は、温度が高いほどよく保たれるが、 -10°C および -20°C では -92 dBm 程度から落ちはじめ、 -40°C になると -85 dBm から落ちはじめる。しかし、送信電力 ($30\text{ W}=14.8\text{ dBm}$)、送信・受信アンテナの利得 (15 dB)、空間損失 ($20\log(4\pi d/\lambda)\text{ dB}$; $\lambda=4.15\text{ m}$; 72.3 MHz) を考えると、上空での受信電力は距離1000 kmで -70 dBm となり、この実験で確認された -85 dBm はまったく問題ないといえる。

試作品1の温度特性としては、図3において受信機の感度が問題にならない程度 (-85 dBm 以上) の信号強度におけるコマンドが通る確率をみればよい。 -10°C で97%と、33回の送信に対して1回失敗しているが、 -40°C まで問題なく動作すると結論できる。

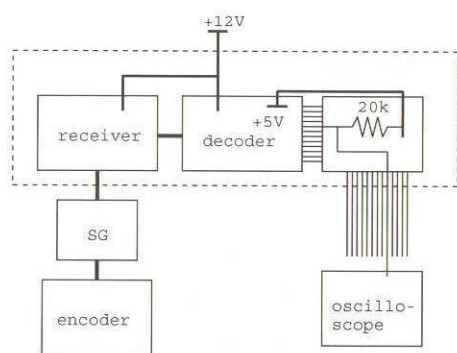


図2 測定のセットアップ。点線内部は恒温槽中。デコーダのオープンコレクタ出力を抵抗 (20 kΩ) でプルアップし、オシロスコープでモニタ。

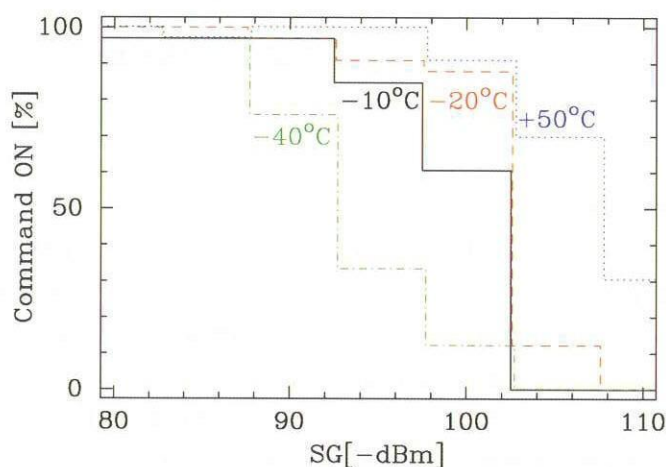


図3 信号強度にたいするコマンド送信の成功確率

3. 2. 気球搭載試験 -BS 01 - 05 P-

2001年8月26日、試作品1を前述の受信機と組み合わせ、測風気球BS 01-05 Pに搭載し、実証試験を行った (10時28分放球、12時39分切り離し)。全11チャンネルのうちチャンネル1はカッターコマンドに使用した。チャンネル2から11まではオープンコレクタ出力を2チャンネルずつ利用してset/reset信号とした。各々のリレ

ーに対応したコマンドが送信されるたびにset/resetが行われるので、この信号をPCMテレメータで伝送し、地上でモニタした。したがって、set/resetの組み合わせは5項目である。また、この気球は宇宙研・高橋（忠）研究室のCdTe検出器の基礎試験（文献[5]）も兼ねており、チャンネル11をこのCdTe検出器のリセットコマンドとして併用した。図4、5に飛行航跡図と高度曲線を示す。気球の最高到達高度は30 kmであり、距離はもっとも遠くて67 kmであった。図5中の矢印の時刻にチャンネル2から9までのコマンド試験を行なった。コマンドはほぼ正常に動作したが、2箇所（図中の○で囲まれた矢印）で一回ずつコマンドが通らないことがあった。MSKのbit誤り率を計算すると、距離67 kmに対して、 $\sim 2 \times 10^{-5}$ である。これにたいし、コマンドの全送信回数74回において、740 bitしか使用しておらず^{*2}、bit誤りの可能性は低い。理由としては、この試験が測距と独立ではなく、また一連のコマンド送信（図の矢印一つ分；チャンネル2から9まで）に約1分間を費やしており、測距のはじまりもしくはおわりにコマンドが重なってしまったためコマンドが通らなかったことが考えられる。

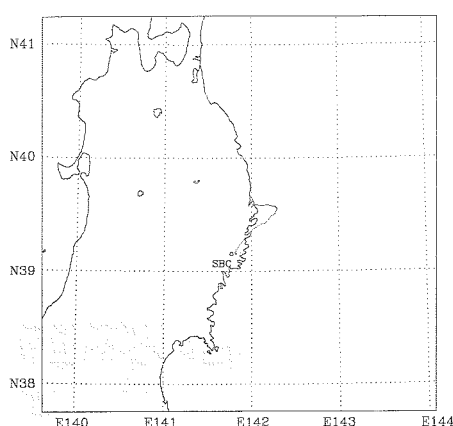


図4 飛行航跡図 (BS 01 - 05 P)

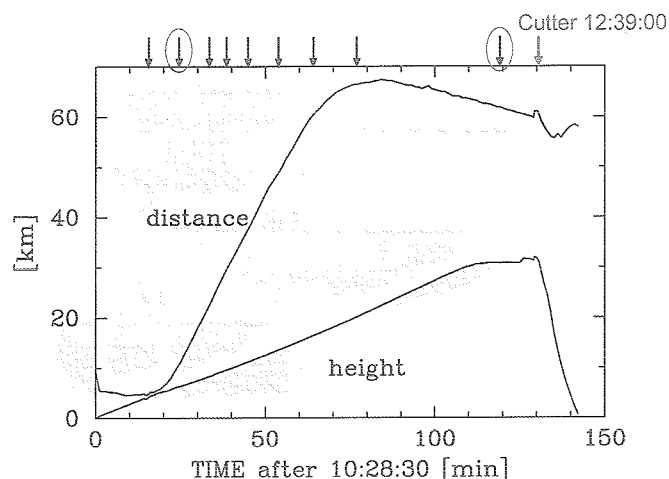


図5 高度と距離。図中の↓はチャンネル2から9までコマンドONを試行した時刻。○で囲った箇所は1チャンネルについてコマンドが一度では通らず、2度送信した。

4. PLD化への取り組み 2 — 2002年度から2003年度にかけて—

実際に気球搭載システムとしてPLDによるコマンドデコーダを使用するためにもっともクリティカルな問題は消費電力である。試作品1ではFPGAデバイスを消費電力において最適化しなかったため、気球搭載品として実用化するには消費電力が大きすぎた。この問題を解決するために、第2の試作品（以降では試作品2）では低消費電力のデバイスとして定評のあるザイリンクス社のCPLD, CoolRunner (XCR 3256 XL)^{*3}を用いて、開発を進めた。試作品2の開発にあたっては、消費電力と同時に、以下の機能を念頭におき動作論理を構築した。

1. コマンドの多チャンネル化
2. 複数気球の同時放球にそなえた気球識別コードの導入
3. シリアルコマンドの導入による制御項目の拡張
4. 8B10B変換を利用した、bit誤りによる誤動作の低減
5. アンサーバックによるエラー修正

^{*2} 8 bitのコードパターンにstart/stop bitを加え、一つのコマンドに10 bit、つまりtotalで740 bit使用していることになる。プリアンブルは数回の抜けを許しているので勘定に含めていない。

^{*3} <http://support.xilinx.co.jp/>

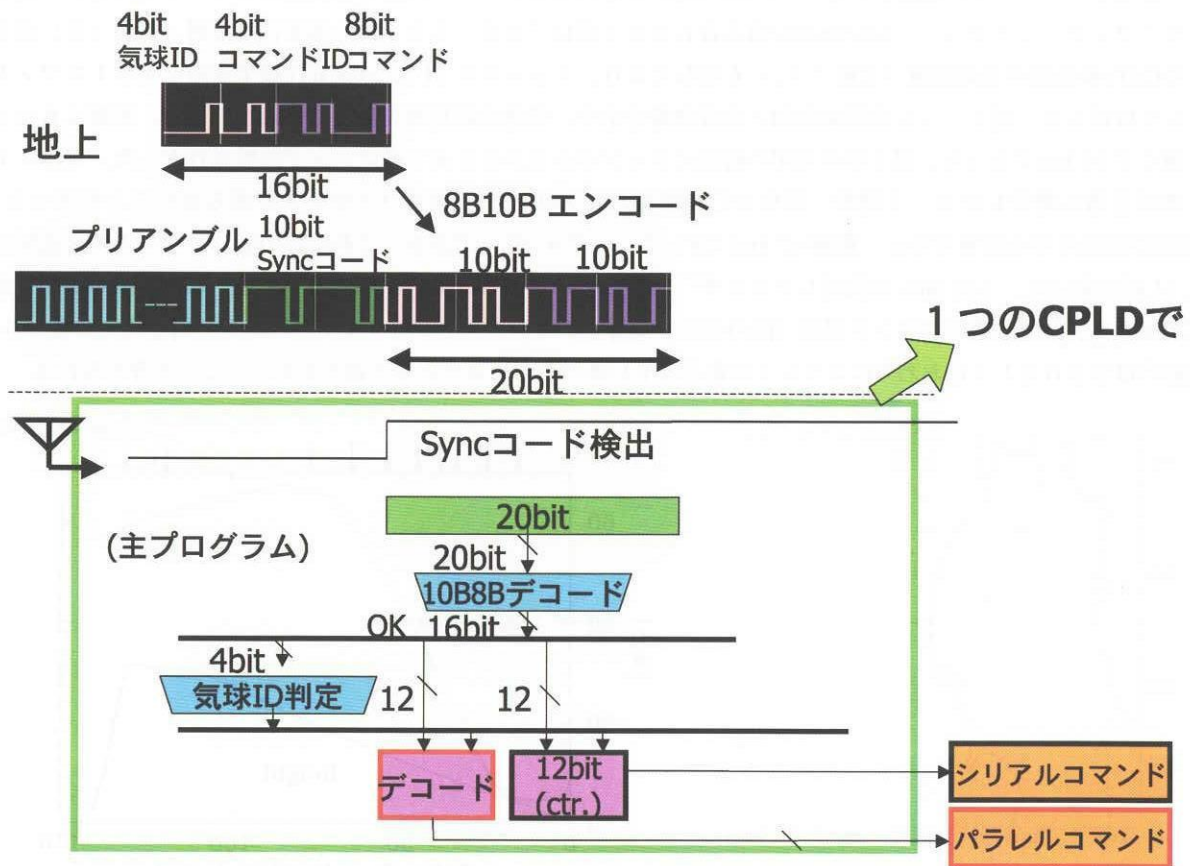


図6 設計の方針

4.1. コマンドの論理

図6に設計の方針を示す。コマンドの本体は4 bitの気球識別コード、4 bitのコマンド識別コード、8 bitのコマンド信号、計16 bitとした。気球識別コードは、将来的に複数気球が同時に飛翔する場合にそなえたものであり、コマンド識別コードは、多チャンネル化およびコマンドの種類を増やすために用意した。コマンドを地上から送信する際には、bit誤りによる誤動作を低減するため、16 bitの信号にたいして、8B10Bエンコードを行う。したがって、計20 bitのパターンをコマンド1セットとして送ることになる。コマンドの前段階では、信号をロックするための“101010…10”のプリアンブル信号、および10 bitのsyncコード（同期信号）を送ることとする。気球上では、syncコードが検出された後、8B10Bデコードによって16 bitにもどすと同時にbit誤りを検出する。その後、気球ID判定、コマンドID判定、コマンド判定によって誤りのないものが機器にたいする実際のコマンドとなる。

4.2. コマンドデコーダのハードウェア構成

§4.1のコマンドの論理にもとづいて、コマンドデコーダ基板を設計した。図7に試作品2のハードウェアの構成を示す。試作品2ではパラレルコマンドは20チャンネル、シリアルコマンド4系統（うち1系統は気球システム側専用のHKデータ）とした。パラレルコマンドは従来の11チャンネルの簡易PCMコマンドの信号パターンから10チャンネル分を受け継ぎ、これを2系統用意することで20チャンネルを実現した。二つの系統はコマンド識別コードの導入により区別した。また、パラレルコマンドの出力は、簡易PCMコマンドデコーダおよび試作品1と同様にオープンコレクタ出力としたが、省スペース化のために、独立したトランジスタと抵抗を複数用い

るかわりに、三菱電気製のトランジスタアレイM 63824 GPおよびM 54513 FP^{*1}を採用した。M 63824 GPは500 mAを供給できるトランジスタアレイで、カッターなど大電流を必要とするもの4チャンネルに用いた。一方、M 54513 FPは50 mAを供給でき、その他の16チャンネルに使用した。4系統のシリアルコマンドは、data/over/start/clockの4ラインをLVTTTLで用意することが可能な仕様とした。

図8に実際に作成したコマンドデコーダ(試作品2)を示す。基板のサイズは試作品1と同様に、受信機のサイズにほぼ合わせ69 [mm]×99 [mm]とし、サイズをほぼ同じままに機能を拡張したコマンドデコーダを設計することができた。省スペース化のため、パラレルコマンドのオープンコレクタ出力のコネクタには高密度Dサブ44ピンを、シリアルコマンドのうち気球システム側との入出力(HKと標記)には高密度Dサブ15ピンを用いた。

表1に、試作品1とあわせて試作品2の性能も示す。消費電流は3.3V電源にたいして基板1枚あたり約10 mAであり、試作品1の～7%という低消費電力が実現できたことがわかる。これは従来の簡易PCMコマンドデコーダにくらべても遜色なく、気球搭載システムとしての使用にも十分耐えるものと考えられる。

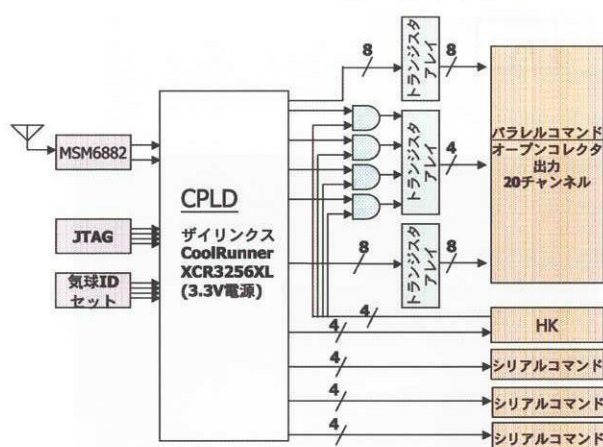


図7 ハードウェアの仕様



図8 作成したコマンドデコーダ(試作品2)

4.3. 温度特性

試作品2では、PLDデバイスが試作品1とは異なっており、またトランジスタアレイなど試作品1では使用しなかった部品を用いているため、あらためて-40℃から+50℃で熱環境試験を行った。図9にセットアップを示す。§3.1において受信機の感度はすで実証されているため、今回はコマンドデコーダ単体で試験をした。

試験の目的は、試作品2において新しく使用したデバイスやその他の部品の上空の温度環境に耐えるかを調べることである。したがって、試験を簡単化するため、PLDデバイスに書き込むプログラムは試作品1と同じものとし、送信するコマンドは従来の簡易PCMコマンドデコーダ用のエンコーダを用いて、1チャンネルから11チャンネルまでのコマンドを、-10℃、-20℃、-30℃、-40℃、+50℃の5段階の設定温度で、それぞれ5回送信し(すなわち、各温度環境について、コマンド送信回数は55回)、試作品2の出力を1チャンネルずつLEDでモニターした。試験を行ったすべての温度環境について、コマンドが100%通ることを確認し、試作品2が上空の温度環境で耐えられることを実証した。

5. 気球搭載試験 -BU 5-3-

2003年9月19日、試作品2をBU 5-3号機に搭載し、実証試験を行った(12時25分放球、17時01分切り離し)。図10、11に飛翔航跡図と高度曲線を示す。気球の最高到達高度は43.5 kmであり、距離はもっとも遠

*1 <http://www.semicon.melco.co.jp/producat/index.html>

くて170 kmであった。

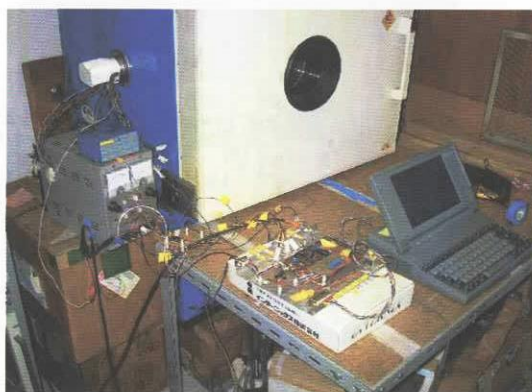
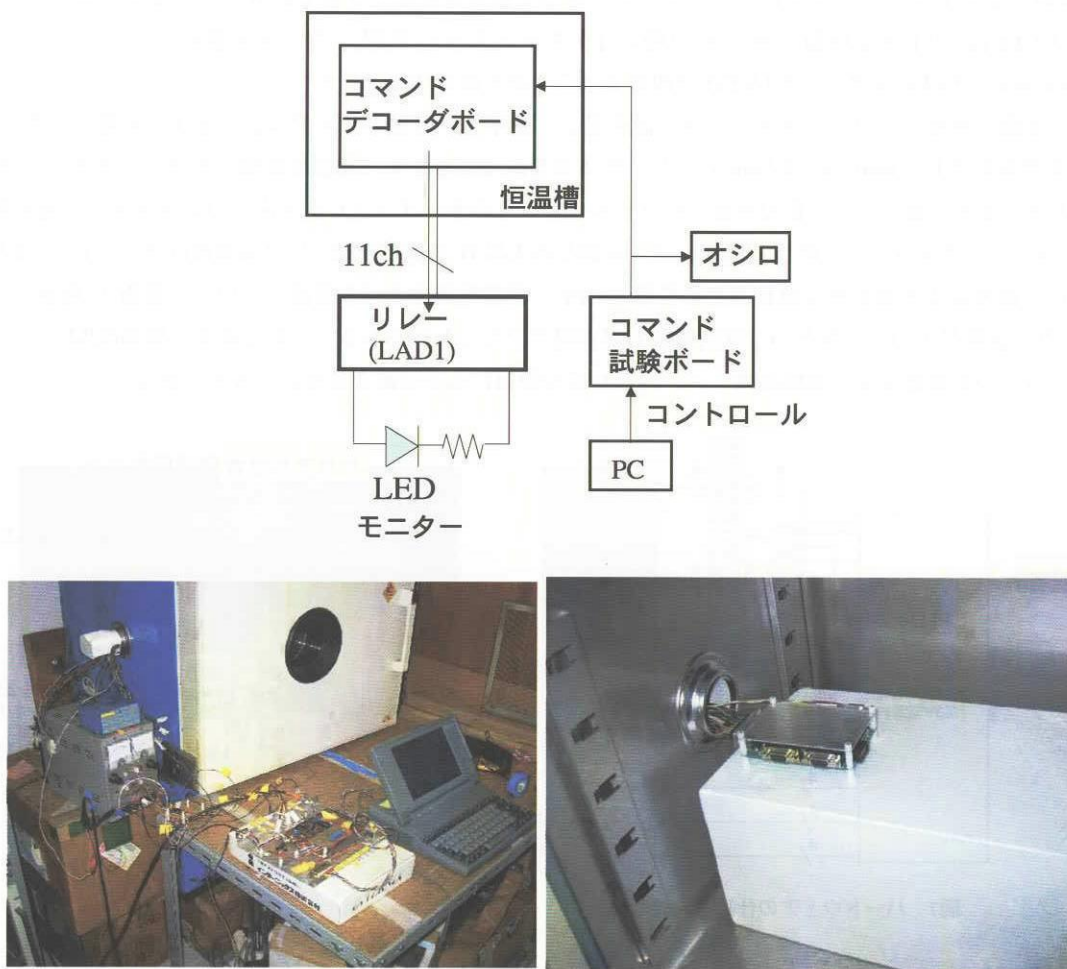


図9 熱環境試験のセットアップ。(左) 恒温槽とモニター。(右) 恒温槽内に置いたコマンドデコーダ。

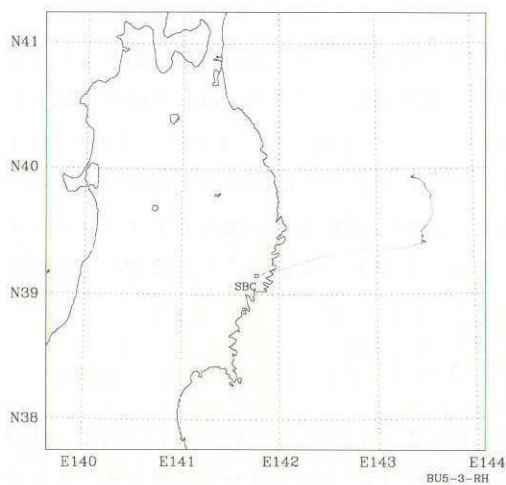


図10 飛翔航跡図 (BU 5-3)

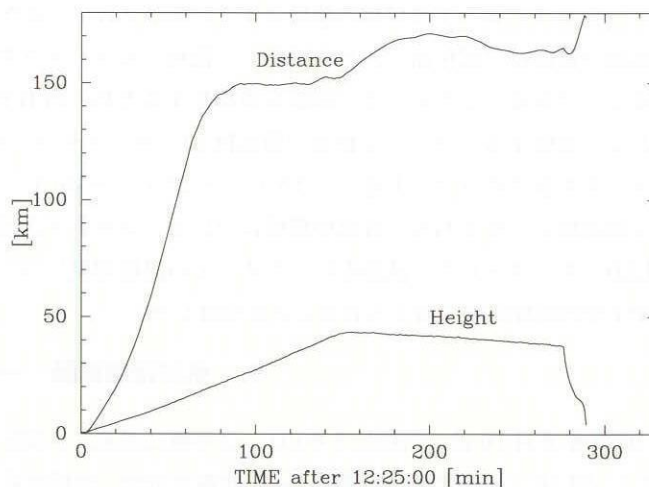


図11 高度と距離

5.1. BU 5-3 に搭載したコマンド装置

§ 4.2 および図 7 に示したように、試作品 2 のハードウェアの構成は、20 チャンネルの平行コマンド、および 4 系統のシリアルコマンドを可能にしているが、今回は簡単化のため、20 チャンネルの平行コマンドおよびシリアル出力 1 系統をそれぞれ 1 枚の基板に実装し、試験を行った。コマンド受信機は出力を 2 系統にわけ、2 枚の基板に入力している。図 12 に、試作品 2 を実際に BU 5-3 号機に搭載したコマンド装置を示す。今回の試験では、シリアルコマンド出力は、コマンドの送受信における bit 誤りとその誤りの検出がどの程度精度良く行われているかをモニタする目的にのみ使用した。すなわち、入力された信号を、8B10B でデコードし、その解読信号をシリアルデータとして地上に送り返した。

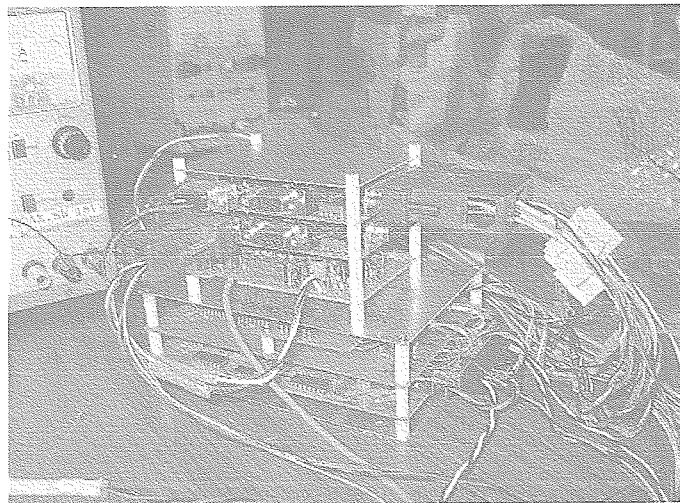


図12 BU 5-3 で試験したコマンド装置：上から順に平行出力を担う基板，シリアル出力を担う基板，受信機，そしてDAC。

5.2. 実験方法

コマンドの送信（地上系）

図 13 に地上系のコマンド送信の概念図を示した。§ 4.1 で述べたように、送信するコマンドの形式は図中のコマンド Datafile で、気球識別コード（4 bit）、コマンド識別コード（4 bit）、コマンド本体（8 bit）とした。前述のように、地上から送信する際には、8B10B 方式でエンコードし、10 bit の sync コードと “101010…” のプリアンブル信号を頭につけて送る。これらのパターンは NIM trigger module GNN-161 NIM LOGIC MODULE^{*5} で作成し、MSK 変調 IC で変調され、周波数 72.3 MHz のコマンド送信機から送られる。コマンドは気球の稼働時間内で、約 1.5 秒に一度の割合で送信し続けた。

気球搭載システム

気球搭載システムを図 14 に示した。地上から送られてきた送信信号は受信器で MSK 信号に復調、モデム IC でデジタル信号として CPLD に入力される。受信したデータはプログラム設計通りに動作すれば、HK データ（シリアルコマンド）および PCM 平行コマンドモニタデータとして地上に送られる。今回の試験では、気球識別コードは、試作品 2 の基板上のディップスイッチによって、“1110” (=E) に設定した。また 2 系統の平行コマンド（平行 0，1）の識別コード、および各系統の 10 チャンネルの平行コマンドの 8 bit コードを表 2 に示した。これらは CPLD デバイスにあらかじめプログラムしている。平行コマンドの 8 bit の識別パターンは、簡易 PCM コマンドデコーダのコードを踏襲した。

*5 <http://www.rcnp.osaka-u.ac.jp/fiomachi/ACEX>

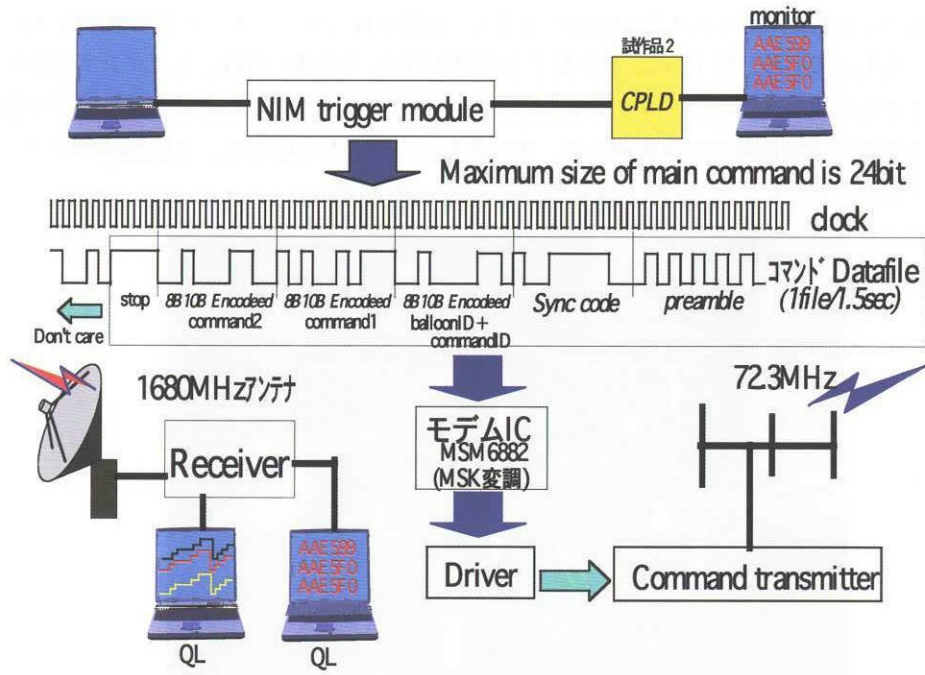


図13 地上系の送受信システム

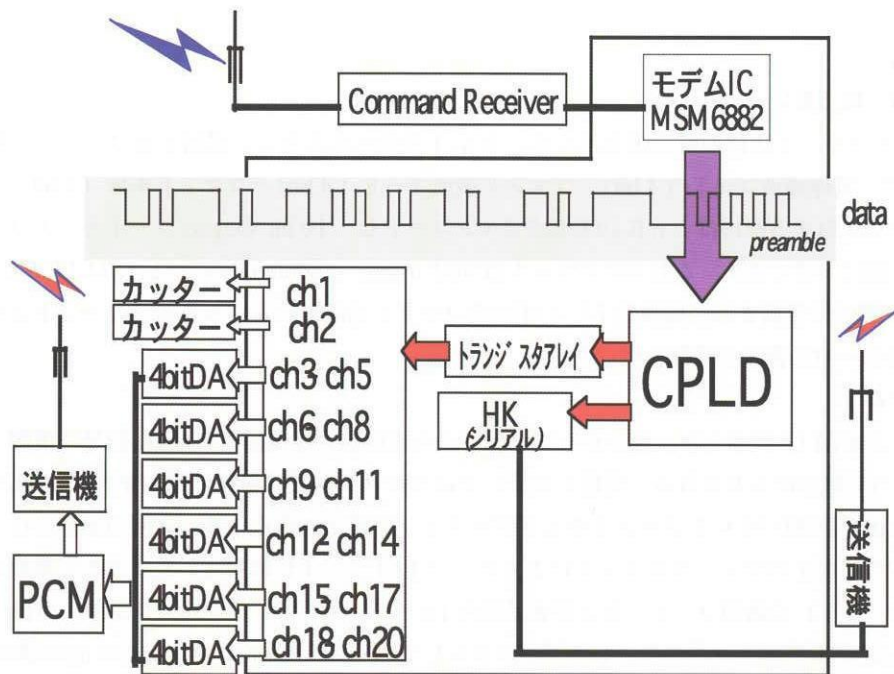


図14 気球に搭載したコマンドデコーダ・テレメータ系

表2 コマンドの構成

識別コード	シリアル出力	基板上のポート		ゲート幅 [ms]
		パラレル 0	パラレル 1	
		("0101"=5)	("1010"=A)	
10011001	99	ON9	ON10	500
11110000	F0	ON8	ON11	500
11010001	D1	ON7	ON12	50
00100010	22	ON6	ON13	50
11011010	DA	ON5	ON14	50
00111111	3F	ON4	ON15	50
00000011	03	ON3	ON16	50
11011101	DD	ON2	ON17	50
10110000	B0	ON1	ON18	50
00100101	25	ON0	ON19	50

コマンド応答のモニター (地上系)

図 14 に示したように、全 20 チャンネルの平行コマンドのうち、2 チャンネルは気球破壊、およびゴム気球切り離し用に実際のコマンドとして使用した。残りの 18 チャンネルは、図 14 に示したようにオープンコレクタ出力を 3 チャンネルずつ wired-or し、その出力を 4 bit DAC (DAコンバータ) に入力し、6 チャンネル分の DAC 出力を PCM テレメータで地上に送った。QL モニターには、各コマンドが送信されるたびに出力が段階的に大きくなり、16 回の送信で出力が 0 にもどる繰り返し信号が得られることになる。図 15 に平行コマンドの QL モニター画面の一例を示した。送られてきたコマンドが解読され、コマンドのチャンネル 3 - 20 の中から選ばれた項目が実行されるごとに出力レベルが段階的に変化していることがわかる。気球から送られてくる HK データ (シリアルコマンド) は Datafile の解読シリアル出力が送られており、HK データは、sync コードが検知されていなければ、つねに 0 を送信しつづける。sync コードが検出された場合、それにつづく 30 bit のパターンが、8 B 10 B でエラーなくデコードされると、“AA” をヘッダーとし、デコードされた 16 bit (気球 ID 4 bit + コマンド ID 4 bit + コマンド本体 8 bit) のシリアル信号を地上に送信する。一か所でもエラーを検知した場合は、“CC” をヘッダーとしてエラー箇所を 4 bit シリアルで送信する。送信する際には、信号は CPLD デバイス内部でバイフェーズ信号に変換し、これを 1674 MHz の送信機で地上に送った。図 16 は PC でモニターしたシリアルコマンドの QL 画面の例を示している。シリアルコマンドのモニターでは地上から送ったコマンドがコマンドデコーダで解読され、シリアルデータがそのまま地上に送られてきていることがわかる。図 13 に示したように、地上系では気球に搭載したコマンドデコーダのシリアルコマンドを担う基板を立ち上げて上空との比較をとった。地上系のモニターと受信モニターは誤りがなければ同じ表示データとなるはずである。

表 3 に各コマンド送信のスタート時刻、期待される解読シリアル出力、平行コマンドの応答をまとめた。一つのコマンドの試験時間は、8 - 10 分であり、それぞれのコマンドの送信回数は各 300 - 400 回である。

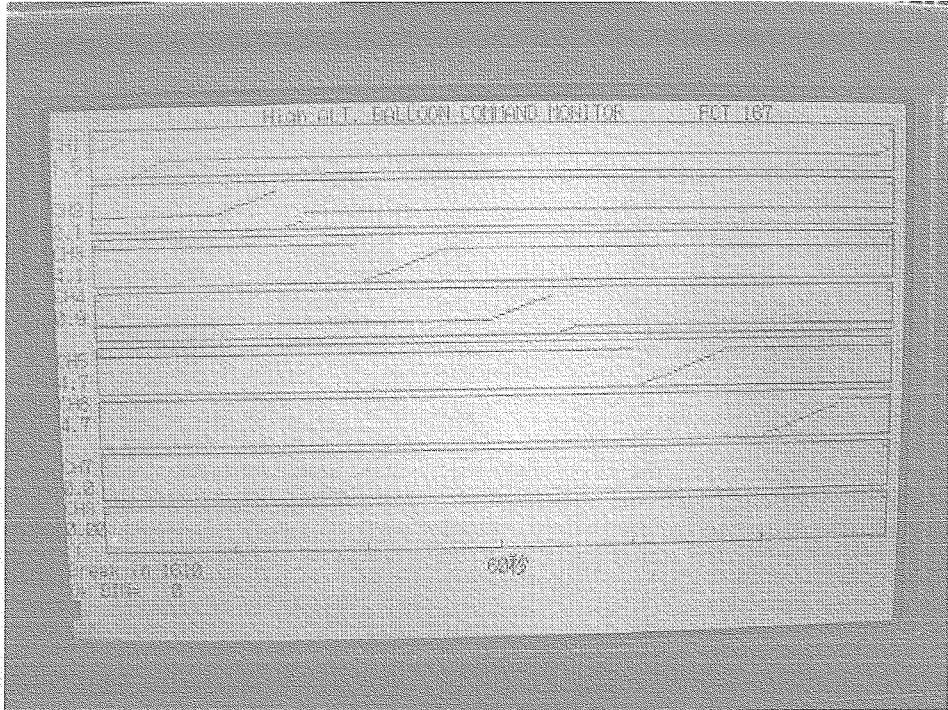


図15 平行コマンドQL画面

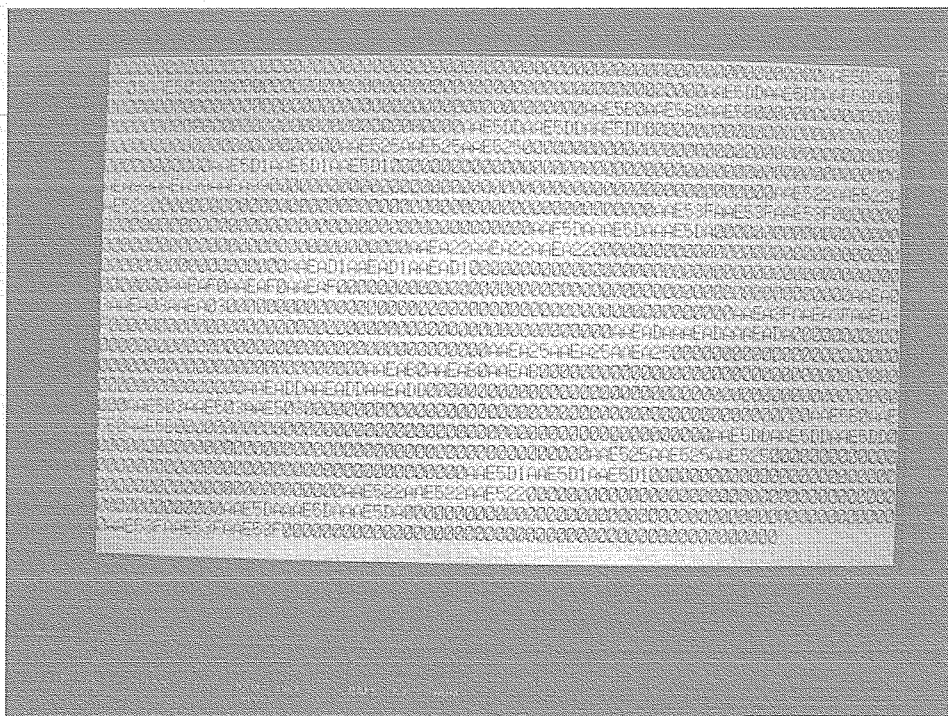


図16 平行コマンドQL画面

表3 送信するコマンドにたいするシリアルおよびパラレル出力の応答

スタート時刻 hh:mm:ss	送信コマンド	シリアル出力	コマンド応答 ADC	シリアルコマンドの応答回数 [†]	
				気球	地上系
12:13:19	ON19	AAEA25	ch6	3/695 (AAEA20) [‡] (AAE992) [‡] (AAEAE5) [‡]	2/1270 (AAEA2A) [‡] (AA00EA) [‡]
12:43:03	ON18	AAEAB0	ch6	0/166	0/441
12:54:26	ON17	AAEADD	ch6	1/53 (AAFA80) [‡]	0/380
13:03:19	ON16	AAEA03	ch5	0/43	2/354 (AAEA00) [‡] (AAEA1E) [‡]
13:13:36	ON15	AAEA3F	ch5	0/21	0/415
13:23:58	ON14	AAEADA	ch5	0/16	0/383
13:34:34	ON13	AAEA22	ch4	0/57	2/426 (AAEA29) [‡] (AAEA20) [‡]
13:45:00	ON9	AAE599	ゴム気球切り離し		
13:46:26	ON12	AAEAD1	ch4	0/97	0/313
13:55:37	ON0	AAE525	ch2	0/59	0/341
14:03:43	ON1	AAE5B0	ch1	0/59	3/370 (AAE159) [‡] (AAE259) [‡]
14:13:43	ON3	AAE503	ch1	0/28	0/355
14:22:45	ON4	AAE53F	ch3	2/80 (AAE5E7) [‡] (AAFF00) [‡]	0/462
14:34:34	ON5	AAE5DA	ch3	1/114 (AAE5FA) [‡]	1/362 (AAE500) [‡]
14:44:28	ON6	AAE522	ch3	0/152	1/337 (AAE500) [‡]
14:54:09	ON7	AAE5D1	ch2	1/343 (AAE46F) [‡]	0/691
15:11:59	ON2	AAE5DD	ch1	0/162	0/339
15:20:26	ON11	AAEAF0	ch4	0/60	0/302
15:27:49	ON10	AAEA99	ch2	2/542 (AA111F) [‡] (AAE91F) [‡]	7/3373 (AAEA9E) [‡] (AAEA9F) [‡] (AAEA07) [‡] (AA00EA) [‡] (AAEA8F) [‡] (AAEA00) [‡] (AAEA1F) [‡]
16:59:06	ON8	AAE5F0	気球破壊		

[†] "AA"ではじまる解読シリアル信号が地上でモニターできた回数と、期待される応答パターン以外が検知された回数。

[‡] 解読シリアル信号の誤りパターン。

表4 8B10Bデコードにおいて検知されたエラーパターン

パターン	エラー箇所	気球搭載品	地上系
0001	ヘッダー (特殊パターン)	12	0
0010	コマンド本体 (特殊パターン)	13	0
0011	ヘッダー+コマンド本体 (特殊パターン)	0	0
0100	ヘッダー (エラー)	86	6
0101	ヘッダー (エラー, 特殊パターン)	25	0
0110	ヘッダー (エラー)+コマンド本体 (特殊パターン)	9	0
0111	ヘッダー (エラー, 特殊パターン)+コマンド本体 (特殊パターン)	3	0
1000	コマンド本体 (エラー)	71	1
1001	コマンド本体 (エラー)+ヘッダー (特殊パターン)	8	0
1010	コマンド本体 (エラー, 特殊パターン)	20	0
1011	コマンド本体 (エラー, 特殊パターン)+ヘッダー (特殊パターン)	3	0
1100	ヘッダー+コマンド本体 (エラー)	49	1
1101	ヘッダー (エラー, 特殊パターン)+コマンド本体 (エラー)	14	0
1110	ヘッダー (エラー)+コマンド本体 (エラー, 特殊パターン)	17	0
1111	ヘッダー+コマンド本体 (エラー, 特殊パターン)	11	0
計		341(11%)	8(0.07%)

5.3. 結果

表3には、送信したコマンドとともに、パラレルコマンドの応答とDAC出力を示してある。また、コマンドデコーダによって8B10Bデコードが正常に行われ、解読シリアル信号が得られた回数を気球搭載系、地上系それぞれについて示した。気球放球時から約30分間を例にみると、この間は地上から“1110 1010 0010 0101 (=EA25)”に対応する8B10Bエンコードパターンを1.5秒に1回の割合で送信し続けている。コマンドデコーダでは、気球識別コードはディップスイッチで“1110 (=E)”に、パラレルコマンドの識別コードは“1010 (=A)”もしくは“0101 (=5)”にプログラムされており、“EA25”のパターンはパラレルコマンドのON19に対応する(表2も参照)。ON19はDACの6チャンネルに入力しているので、このコマンドが正常に送信され処理されれば、PCMテレメータはチャンネル6をカウントアップし、HKデータは解読シリアル信号として“AA”をヘッダーとして“AAEA25”を地上に送信する。表4には、8B10Bデコードの段階でエラーが検出された場合のエラーパターンを示した。8B10Bデコードで生じたエラーは“CC”をヘッダーとしてエラー検出箇所が4bitのHKデータとして地上でモニターされている。

地上系

ON19のパターンを送信している場合を例にみると、この場合、30分間に約1200回このパターンのコマンドが送信されているはずであり、実際、地上系では“AA”をヘッダーとして1270回の解読シリアル信号が得られた。従って、地上系で得られたHKデータの受信回数は地上からのコマンド送信回数にほぼ等しいと考えて良く、全実験時間における地上系で得られた“AA”からはじまる解読シリアル信号は合計10914回である。これに対し、8B10Bデコードでエラーが検出された回数は8回(表4参照)で、シリアル信号の全応答回数(“AA”ではじまるデータと“CC”ではじまるデータの和)に対して、0.07%であった。地上からNIM trigger moduleでパターンを発生させる際にこの程度の1bit誤りが生じていると考えられる。エラー検出箇所を示すコードは8回中6回が“0100”であり、コマンド本体(ON19の場合“25”)の8B10Bデコードで検出されている。その他の2回は“1000”と“1100”であり、それぞれ、ヘッダー(ON19の場合“EA”)の解読時、および、ヘッダーとコマンド本体の両方の解読時に生じている。

また、表3には“AA”ではじまるシリアルデータに対して、送信したコマンドと異なるパターンが検出された

回数も示してある。これはコマンドの誤動作に関わる重要なエラーであり、地上系では、全コマンド送信回数10922回に対して18回(=0.16%)生じている。このエラーの生じる原因は、コマンド送信時の2bit以上のエラー(1bitエラーは8B10Bで検出される)や、解読シリアル信号を送り返す際の1bitエラーが考えられる。

気球搭載系

表3に示したように、気球搭載系では、全体の試験時間にたいしてコマンドの送信が確認された回数は2747回で、地上系にくらべて25%にとどまっている。これはコマンド装置の問題ではなく、以下のことが原因と考えられる。

- 測距中の実験時間の損失。BU5-3では測距は1分に1回の頻度で行っており、1回の測距には約5秒を費やしている。全試験時間にたいしておよそ8%である。
- 気球上昇中のコマンドアンテナパターンの切れ込みによるS/Nの低下。
- 気球からの送信信号波形の不安定性から生じる信号復調誤りによる無応答。

また、ノイズ環境のよいデータは全体の40%程度しかなかった。これらのことから、コマンド送信にたいして、ならん応答が得られない場合は、試験条件の問題であり、試作品2自体は正常に動作していると考えて良い。シリアルコマンドの動作についてはノイズ環境の考慮が必要である。今後、コマンド受信機のAGCレベルのモニター、地上局テレメータ受信機のAGCレベルモニター情報の解析を可能にする必要があるが、ここでは簡単に、ノイズ環境の良い状態で得られたデータにもとづいて議論する。表3-4の気球搭載系の結果は、全データからノイズ環境のよいデータを抜き出したものである。

表4からわかるように、“CC”ではじまる8B10Bデコードでのエラー検出は、搭載系ではシリアル信号の全体の受信回数に対して11%であり、地上系の0.07%を2桁以上上回っている。今回の試験で送信した情報は、ヘッダー8bit(気球識別コードとコマンド識別コード;ON19では“EA”),コマンド本体8bit(ON19では“25”)の合計16bitであり、これ以上情報を増やすには、エラー修正機能などを付ける必要があると考えられる。エラーの多くは、地上系と同じくヘッダーおよびコマンド本体の8B10Bデコード時に生じているが、8B10Bに組み込まれた特殊パターンに一致した場合のエラーも生じていた。

また、“AA”ではじまるシリアルデータに対して、送信したコマンドと異なるパターンが検出された回数は、得られた全シリアルデータの回数3088回に対して10回(~0.3%)であった。今回の試験では、気球搭載系から地上にデータを転送する際のbit誤りは検出できないため、この誤りパターンがコマンド装置内で生じているか気球搭載の送信機と地上系との間で生じているかは区別できないが、コマンド装置の誤作動によるコマンドの誤りが最大で0.3%程度生じる可能性があると言える。したがってカッターなど重要なコマンドについては、コマンドのアンサーバックやダブルコマンドなど、誤作動の防止策をとる必要がある。

6. まとめと結論

2001年度から2003年度にかけて、PLDを用いたコマンドデコーダの開発をすすめてきた。試作品1では、PLD化の第一歩として簡易PCMコマンドデコーダの基本論理回路をFPGAに置き換えてコマンドデコーダを開発した。地上での熱環境試験(§3.1)、2001年の気球搭載試験(§3.2)を通して、高度30kmの気球環境において試作品1がコマンドデコーダの役割を果たせることを確認した。試作品2では、Xilinx社のCPLD、CoolRunnerを用いて開発を進めた。試作品1における課題であった消費電力の問題を解消し、同時に多チャンネル化(20チャンネルの平行コマンド)とシリアルコマンドの導入を行った。地上での熱環境試験(§4.3)、2003年の気球搭載試験(§5)、そして補遺Aに述べた放電試験を通して、試作品2が気球搭載のコマンドデコーダとしてその役割を果たせることを実証した。本論文でおこなった開発は、PLDの導入がコマンドデコーダだけでなく、テレメータなど気球搭載の他のシステムに十分に有効であることを示しており、今後は、エンコーダの開発、気球のテレメータ全体のPLD化と並行して開発を進めていく。

参 考 文 献

- [1] 久保田あや, 他, 大気球シンポジウム, 91, 2001
- [2] 久保田あや, 他, 大気球シンポジウム, 9, 2002
- [3] 斎藤芳隆, 他, 大気球シンポジウム, 5, 2002
- [4] 斎藤芳隆, 他, 宇宙科学研究所報告特集第45号, 1, 2003
- [5] 中澤知洋, 他, 大気球シンポジウム, 13, 2001
- [6] 並木道義, 他, 大気球シンポジウム, 27, 1994
- [7] 松坂幸彦, 他, 大気球シンポジウム, 17, 1992
- [8] 松坂幸彦, 他, 宇宙科学研究所報告特集第33号, 19, 1996
- [9] 松坂幸彦, 他, 大気球シンポジウム, 43, 2003

補遺

A 放電試験

静電気によるコマンドの誤動作の有無を確認するため、試作品2について放電試験を行った。図17にセットアップを示す。基板のハウジングをGNDにおとし、6kVで放電させコマンドのオープンコレクタ出力（50mAドライブのトランジスタ）をオシロスコープでモニターした。試験結果を図18に示す。正常にコマンドが送信された場合、図17（左）のような波形である。放電に伴って、40Vにまで達するような100ns以下短時間の周期変動（減衰のtime scaleは300～400ns）と、GNDレベルに達した後、時定数～2 μ sで回復する中期成分を確認された。また、オープンコレクタ出力をリレー（LAD1）に入力し、リレー出力をLEDでモニターし、6kVで放電させたが、LEDが光らなかったため、リレーは駆動されなかったと考えられる。この試験により、放電によって、CPLDデバイスの回路最終段において、ゲートを一定時間（あらかじめプログラムしたもの）開くような誤動作は生じないことが確認できた。したがってオープンコレクタ出力にリレーをつないでいる限り、放電由来の誤動作によるカッターなど重要コマンドの動作は発生しない。

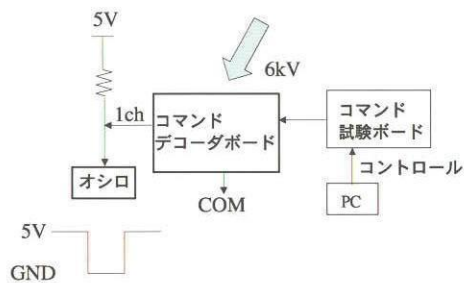


図17 放電試験の様子

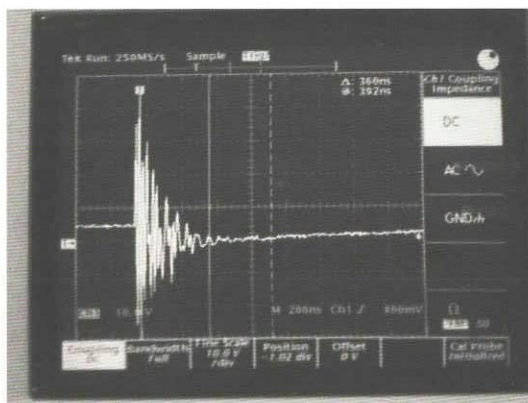
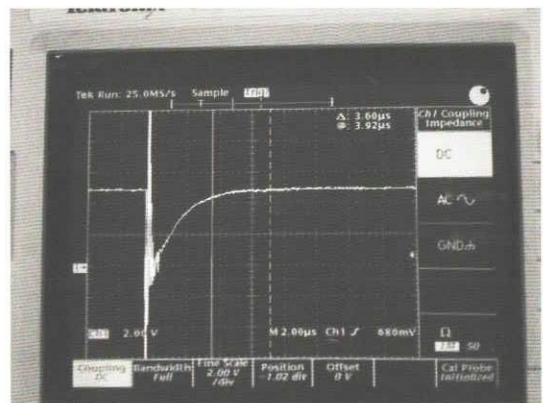

 $\Delta t=200\text{ns}, \Delta V=10\text{V}$

 $\Delta t=2\mu\text{s}, \Delta V=2\text{V}$

図12 放電時のノイズ波形。チャンネル1のオープンコレクタ出力を20k Ω 抵抗でプルアップしてモニタ。（トランジスタアレイはM54513FP、コマンドの幅は500ms。）