

テレメトリ・コマンド環境模擬装置

井筒 直樹, 飯嶋 一征, 池田 忠作, 梯 友哉, 小財 正義,
齋藤 芳隆, 佐々木 彩奈, 田村 誠, 福家 英之, 吉田 哲也
宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所

Telemetry and Command Environmental Simulator

Naoki Izutsu, Issei Iijima, Chusaku Ikeda, Yuya Kakehashi, Masayoshi Kozai
Yoshitaka Saito, Ayana Sasaki, Makoto Tamura, Hideyuki Fuke, and Tetsuya Yoshida
Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency

1 はじめに

大気球実験用ゴンドラは、科学観測・実験を担うユーザ機器部と気球飛翔制御、テレメトリ・コマンド送受信を行う気球バスシステム部からなる[1]。ユーザ機器は、テレメトリとコマンドの信号線を気球バスシステムのPIインタフェース装置(以下 PI-IF と表記)と接続することにより、独自に送受信機器等を用意することなく飛翔実験を行うことができる。ユーザのゴンドラ搭載機器から出力されるデータは、気球バスシステムを通して送信され、地上の受信・復調・配信システムを経由してユーザの地上機器に届けられる。また、ユーザの地上機器から出力されたコマンドデータ(または押しボタン装置から送られたディスクリットコマンド)は、最終的に、気球バスシステムのPI-IFからユーザの搭載機器に出力される。気球バスシステムには3台までのPI-IFを接続することができ、最大3ユーザの相乗り(3系統のテレメトリと3系統のコマンド使用)が可能である。

テレメトリ・コマンドデータのやり取りを行う信号はRS232C規格に準じており、ユーザの搭載機器と地上機器をRS232Cケーブルで直結することによって、搭載機器と地上機器の開発や動作試験を行うことができる[2]。しかし、実際の気球飛翔時には、気球バスシステム部、地上の送受信装置、復調・変調装置、コマンド送信マネージャ、データ配信システム等を経由して送受信が行われるため、様々な理由によりデータの分断、遅延、消失が発生することがある。そこで、搭載機器との直結時には現れることのないこのような現象が発生した際にも、搭載機器および地上機器がともに正しく動作することを確認する目的で、テレメトリ・コマンド環境模擬装置を開発した。

2 気球飛翔時に発生する現象

テレメトリ信号およびコマンド信号の接続概略を図1および図2に示す。搭載機器と直結した場合と比較して、飛翔時のテレメトリデータのやり取りの際には、以下の特性を考慮する必要がある。

- (1) テレメトリデータは、ユーザの搭載機器から57.6 kbpsのRS232C信号により、511バイトのFIFOを有する気球バスシステムに送られる。
- (2) テレメトリは、気球バスシステムのハウスキーピング(HK)情報および最大3つのユーザデータにより共有される。バスシステムは通常65.83kHzで送信を行うが、このうち1秒間に送信可能な(HK情報を除いた)データ量は7320バイトである。複数のユーザ(テレメトリ)が相乗りする場合は、各テレメトリデータの発生レートと気球バスシステム内のバッファ残量の関係で、FIFOからあふれたデータは消失する。
- (3) 気球バスシステムによる測距が行われている場合には、1分間につき10秒間、データ送信が行われず、この10秒間に送信しようとしたフレームに含まれるデータはすべて消失する。気球冗長系システムによる測距のみが行われる場合はこの影響はない。
- (4) 海外実験のように、ダウンレンジ局を経由して受信が行われる場合には、ネットワーク回線に依存した遅延が加わる。

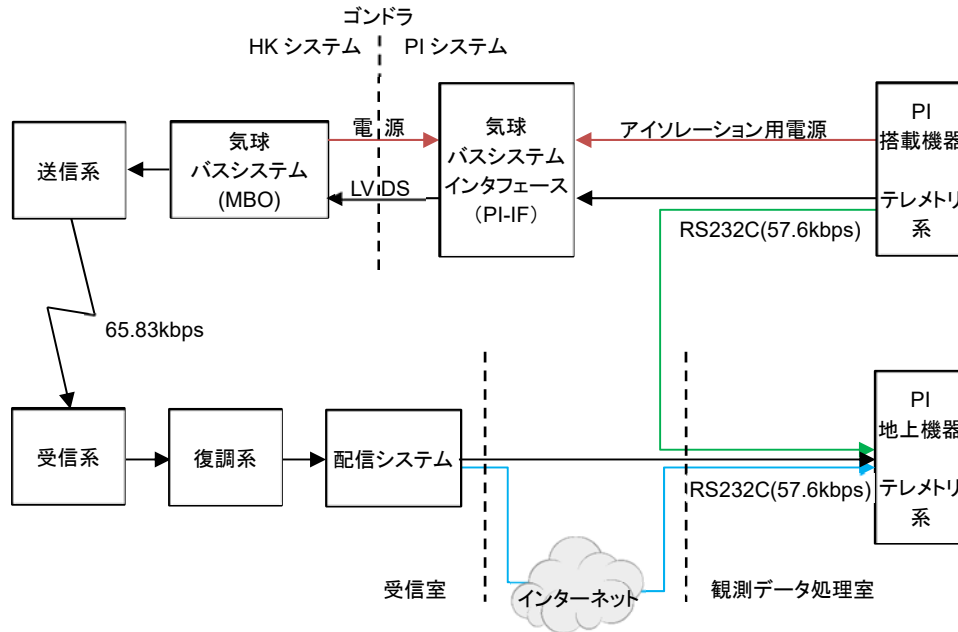


図1 テレメトリデータの流れ、緑線は直結した場合、青線はダウンレンジ局を経由する場合

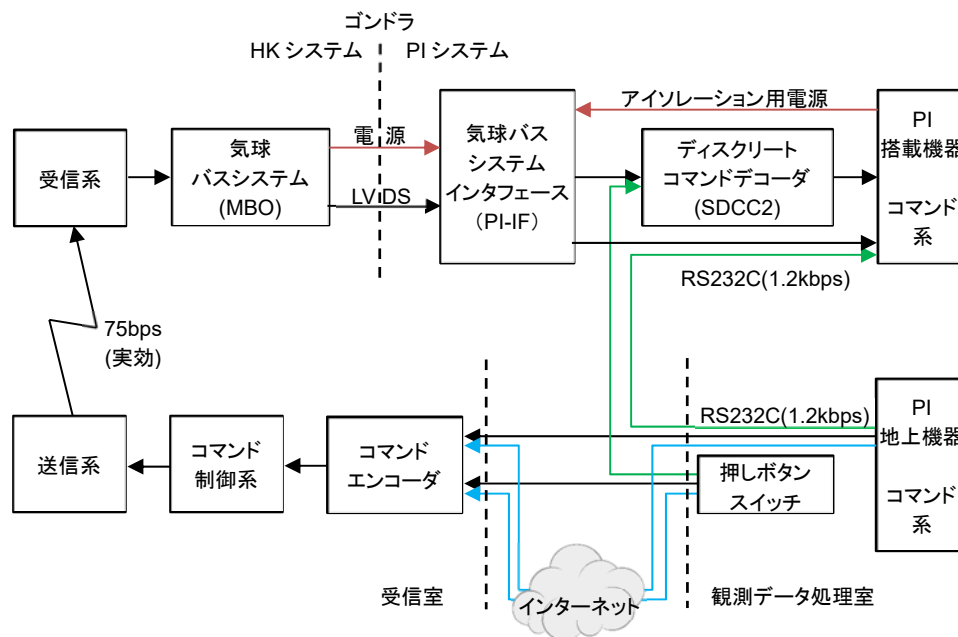


図2 コマンドデータの流れ、緑線は直結した場合、青線はダウンレンジ局を経由する場合

搭載機器と直結した場合と比較して、飛行時のコマンドデータのやり取りの際には、以下の特性を考慮する必要がある。

- (1) コマンドデータはユーザの地上機器から 1.2 kbps (120 bytes/s) の RS232C 信号により、1023 バイトの FIFO を有するコマンド送信系に送られる。
- (2) コマンドの実効送信レートは 75 bps (6.8 bytes/s) である。
- (3) より優先度の高いコマンドによって、ユーザのコマンド送信が(連続したデータの途中でであっても)待たされることがある。このとき、搭載側の受け取るデータ(バイト)間に時間間隔が発生する。
- (4) コマンド送信系の FIFO がフルになると、FIFO が空になるまで、RS232C の制御ライン(CTS)が OFF になり、データを受け付けない。このとき、ユーザ機器側でフロー制御を無効にしている場合には、その間

に送られたデータは捨てられる。

- (5) 飛行中は、通常、1 分間に 1 回測距が行われ、数秒間コマンドを送信できない。この間、ユーザのコマンド送信は(連続したデータの途中であっても)待たされる。結果的に、搭載側の受け取るデータ(バイト)間に数秒以上の間隔が発生する。
- (6) ディスクリードコマンドの場合、途中で、(3)または(5)によりデータ間に時間差が発生した場合には、コマンドが無効になることがある(気球バスシステム内で分断されたコマンドデータが捨てられる)。
- (7) 海外実験のように、ダウンレンジ局を経由して送信が行われる場合には、ネットワーク回線に依存した遅延が加わる。

3 模擬装置

図 3 は、標準的なユーザ搭載機器と PI-IF の接続を模式的に示した図である。図に示したコネクタ D2 より左側は気球バスシステム部となっており、気球バスシステム部と PI インタフェース間の信号は LVDS で伝送され、PI-IF において LVDS から RS232C レベル(またはその逆)に変換される。この D2 から左側と地上システム全体を模擬するのが本装置の目的となる。図 4 に模擬装置の概略ブロック図を、図 5 に実際の機器の写真を示す。図 3 のコネクタ D2 と差し替えて本装置を接続して、気球バスシステム側および地上システムを、前節に述べた各種状況を条件として設定することにより、飛行時の状況をソフトウェアによって模擬する。

図 6 は本装置の画面表示の一例である。気球バスシステム、気球冗長系システムによる測距の有無、テレメトリに使用可能な帯域、ネットワークの遅延時間等を指定可能である。また、モードを「直結」に設定することにより、RS232C ケーブルで搭載系と地上系を直結した状態になるため、直結状態と飛行状態を簡単に切り替えて試験可能である。本装置は、ディスクリードコマンドの送信機能を有しているため、押しボタン装置を使わずに本装置から直接送信可能である(図 6)。コマンドは通常のシリアルコマンドとディスクリードコマンドの 2 系統を接続可能となっているが、テレメトリは標準構成の 1 系統に限定されている。

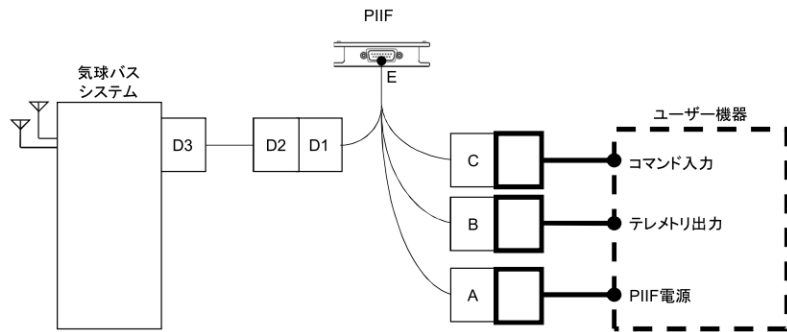


図 3 搭載機器の標準的な接続例[2]

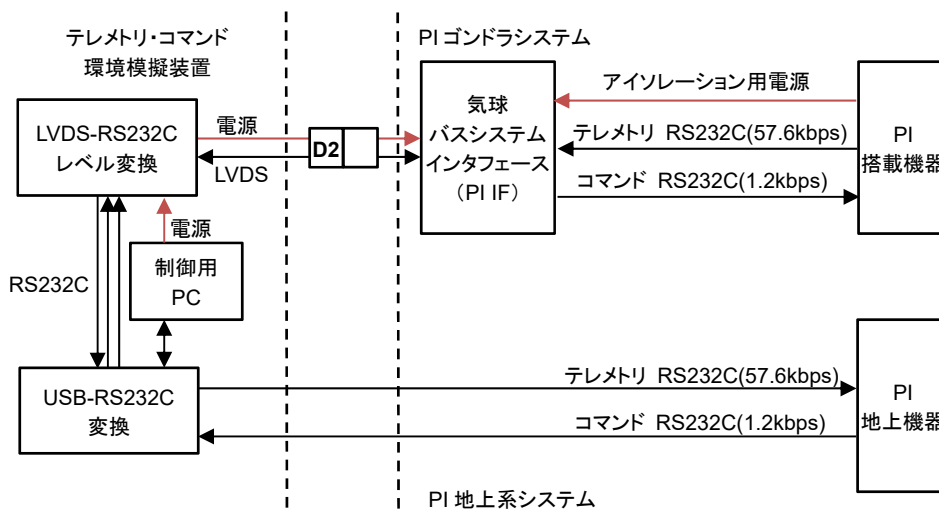


図 4 テレメトリ・コマンド環境模擬装置内の概略と接続



図 5 テレメトリ・コマンド環境模擬装置、右側の白黒線の先に PI-IF が接続される

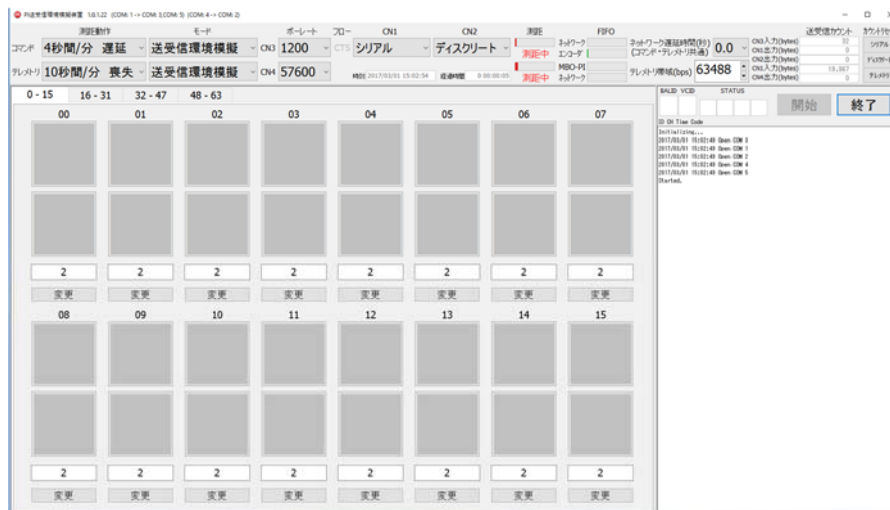


図 6 テレメトリ・コマンド環境模擬装置の画面表示例

4 おわりに

気球実験用搭載機器は、通常、RS232C によりテレメトリ・コマンドラインを地上機器と直結した状態で動作試験を行う。実際の気球飛行時には、搭載気球バスシステム部および地上装置を経由して送受信が行われるため、使用可能な帯域、測距や他のコマンド、ダウンレンジ局の使用等により、データの分断・遅延・消失が発生することがある。このような状況を加味した送受信試験を事前に行うための模擬装置を開発した。

今年度の気球実験の際に複数のユーザに実際に使用してもらい、所定の機能が実現できていることを確認した。

参考文献

- [1] 大気球実験ユーザーマニュアル, 2017.
- [2] 大気球実験飛行テレメトリ・コマンドシステム ユーザーインターフェース ガイドブック, 2015.