

H-58 号機詳細報告書

1. 搭載計器（主担当者：岩井）

1.1. 概要

本セクションは、ロケットの分離制御、バルブシステムの動作制御を行うと共に各種データの計測を担っている。H-58 搭載計器はシステム統合と高性能化をコンセプトに計測データの増加やデータバスの採用などを行い、当団体開発の従来の搭載計器と大きく異なるシステム構成である。

主として使用するマイコンボードには Arduino と Nucleo32 を搭載することで、MCU の周辺回路設計を省略している。また、ソフトウェアには Arduino エコシステムを中心として Arduino と STM32duino を採用することで学習コストを下げ、学生団体において課題となる教育を容易にしている。基板のハードウェア設計を共通化してモジュールとして、設計開発のコストを削減している。

原則として搭載計器の機能システムごとにモジュールを分割し基板を分けている。各モジュールは CAN-BUS によって疎に結合されており、通信インターフェイスを共通化することで、効率的にサブシステム間のデータ連携を行うことが可能である。これにより、モジュールの改良や入れ替えが容易となり整備性が向上した。データバスを採用したことでもモジュールはデータを一方的に送信すれば良く、受信するモジュールは必要なデータをデータバスから受け取る。従来の計器で使用していた 1 対 1 のシリアル通信と比較して、拡張性が大きく向上したことで、ミッションなどで新たなモジュールを追加しても既存のモジュールに変更を加える必要がなくなり、複雑なミッションなどに対応できるシステムとなった。

1.1.1. サブシステム概要

ロケットの運用に必要な機能システムをサブシステムとして分割して設計開発を行った。制御系はバルブ制御系と分離制御系である。バルブ制御系は主として点火までの制御を行う。分離制御系は分離制御に加えて、分離タイミングの導出に必要なフライトモード管理、計装系やセンサ系などの健全性管理などの全体的な飛翔管理を行う。センサ系と計装系は一部センサを共有するが、センサ系は軌道に関わる機体の運動や位置を計測する。一方、計装系は搭載計器システム内の電圧や温度など機体そのものの状態を計測する。

表 1 サブシステム一覧

サブシステム名	機能
電源系	リニアレギュレーターを用いてバス電圧12Vを生成する。内外給電切り替えを自動で行う。
通信系	LoRaを2系統搭載し、双方向無線通信を行う。
センサ系	9軸、気圧、外気温、GNSS情報の取得を行い、ダウンリンク及び、メモリへの保存を行う。
計装系	各所電圧及び、温度を計測する。
バルブ制御系	バルブシステムの制御をするとともに、アクチュエーターの状態監視を行う。
分離制御系	飛翔の状態をライトモードで監視し、頂点検知によって減速装置放出機構へ分離信号を送信する。また、バックアップとしてタイマーを備える。

1.1.2 ミッション概要

H-58 搭載計器ではミッション系として+/-200g の計測範囲をもつ加速度センサ ADXL375 を中心としたサブシステムを搭載する。広い計測範囲とデータ出力レート 1kHz での計測及び、ログ保存により振動とオープニングショックの計測を行う。

また、センサ系で搭載する 9 軸センサ BNO055 のデータを合わせて利用することで、ADXL375 のデータから重力加速度を除去することや座標変換を容易に行うことが可能であり、より詳細な加速度データを得ること、加速度データの整合性を評価することに繋がる。

振動解析

従来、機体の運動を計測する用途で搭載していた加速度センサはデータ出力レートが 100Hz であり、詳細な振動を解析することは困難であった。ADXL375 で 1kHz の計測を行うことで、標本化定理より最大 500Hz の振動を解析することが可能となり、燃焼器が発する振動が分離機構へ及ぼす影響を解明することが期待できる。

オープニングショック計測

パラシュート開傘により発生するオープニングショックは 100g を超える衝撃である。従来使用していた加速度センサは計測範囲が+/-16g であるため、オープニングショック発生により加速度データが降り切れてしまい、飛翔中の加速度を全て把握することが不可能

であった。ADXL375 は $+/ -200\text{g}$ の計測範囲を有することが特徴であり、オープニングショックの計測が可能である。これにより、本打ち上げ実験で使用する自作パラシュートの性能評価に役立てる。

1.1.3 サクセスクライテリア

以下に機能システム及び、ミッション系のサクセスクライテリアを示す。

ミニマムサクセス

- **データ回収**

計器に搭載された FeRAM またはマイクロ SD カードからミッションデータ以外のすべてのデータを回収できた場合は達成とする。なお、ライトモード開始コマンドの受信に失敗しバルブ開信号または離床検知から計測が開始された場合は、計測開始時からのデータを回収すれば達成とする。

- **タイマーによる強制分離**

頂点検知に必要なパラメータが検知を発火する閾値まで至らず、強制分離時間で分離信号が送信された場合は達成とする。

- **燃焼後 GNSS 情報の復帰**

燃焼中の強い加速度がかかる状況では GNSS 情報の精度が著しく低下することがわかっているが、頂点到達までに特定状態が Fixed に復帰した場合は達成とする。

フルサクセス

- **頂点検知による分離**

分離保護時間経過後から強制分離時間の間の分離信号送信許可中に頂点検知が行われ、分離信号が送信された場合は達成とする。

- **ライトモード開始コマンドの受信により点火前から計測を行う**

離床検知時点からの計測開始では燃焼器点火後であるため、完全な燃焼解析を行うことが困難であった。点火シーケンス中に地上局から手動で送信する FLIGHT_MODE_ON コマンドの受信に成功し点火前から計測が開始された場合は達成とする。

- **ミッションデータの計測と回収**

モータ作動中及び、分離から 6 秒間の $+/ -200\text{g}$ 加速度データを 1kHz のレートで計測し回収できた場合は達成とする。

エクストラサクセス

- **10Hz の GNSS 情報ダウンリンクにより GNSS を用いた位置測定の有用性を示す**

H-58 搭載計器では GNSS 情報ダウンリンクを従来の 2Hz から 10Hz に増加させ

た。これにより、機体検索に使用する着地地点の測定だけではなく、飛翔中にリアルタイムで位置情報を利用することで、落下制御など動的な制御に応用できることを期待できる。加速度データや高度データを利用して精度を検証し十分な精度であると判断した場合は達成とする。

- オープニングショック計測

ミッションデータの整合性確認を行い、データをもとにオープニングショックを算出できた場合は達成とする。

1.2. 作動原理

1.2.1. 搭載計器構造

H-58 搭載計器は標準カプラを基礎として基板をスペーサーで締結して積み上げる構造である。配線は1つの方向にまとめられている。スペーサーを利用して無線通信用のダイポールアンテナを3か所に固定している。また、アンビリカルケーブルを機体側で固定するためのアンビリカルコネクタを備えている。図1に搭載計器全周の写真を示す。

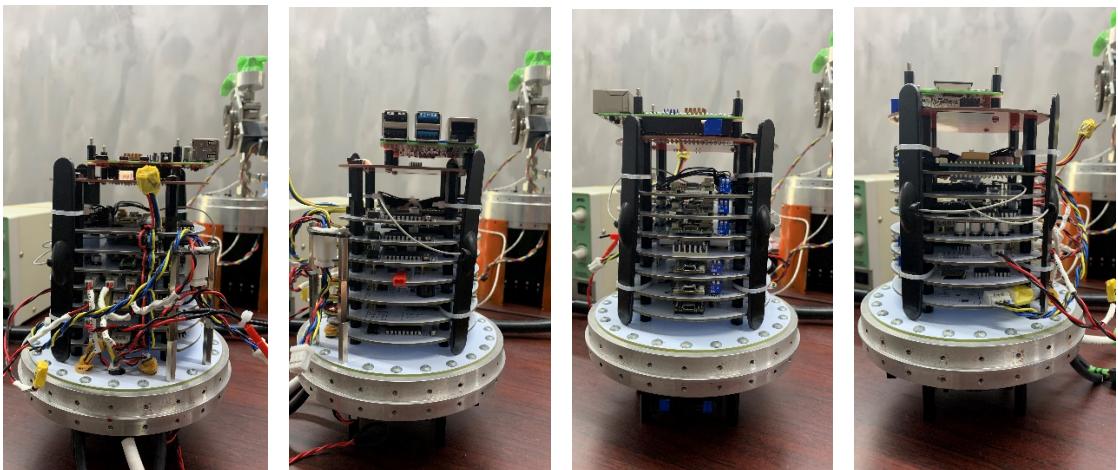


図1 搭載計器全周の写真

1.2.1.1. 基板設計の共通化

サブシステムごとの基板設計を共通化し整備性、設計しやすさの向上を目的とした。以下に、その仕様を表2と図2に示す。

表2 基板仕様

基板外形 [mm]	$\phi 110$
取り付け穴位置 [mm]	60x60
CAN-BUS用コネクタ	DF11-8DP-2DS (24)



図 2 基板外形

特徴は基板外形の一部が切り取られたような形状をしている点である。これにより、基板とコネクタの干渉をなくし、抜き差ししやすい設計となっている。また、CAN-BUS 用コネクタの位置を揃えることにより配線の短縮を実現している。下記図 3 に、その基板外観を示す。

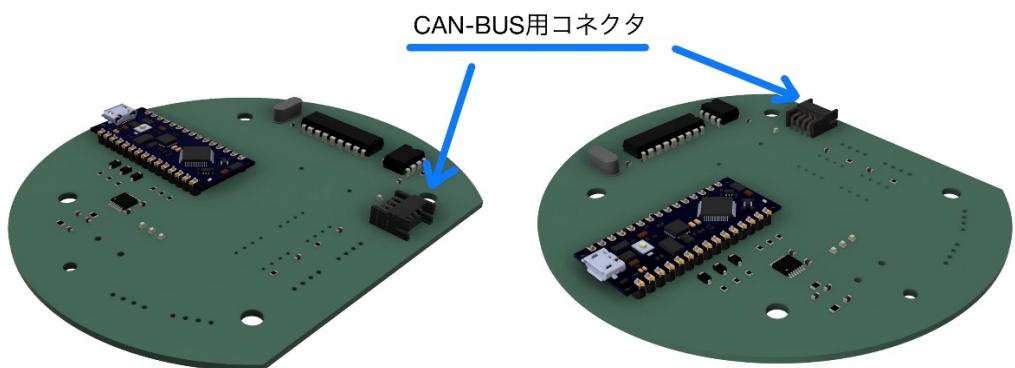


図 3 基板外観

また、マイコンボードに Arduino を搭載するためその取り付け位置も共通化を行った。これにより、共通して使用する部品の設計を流用。上記に示したように開発期間の削減を実現した。以下に、マイコンボードを取り付けた様子を図 4 に示す。

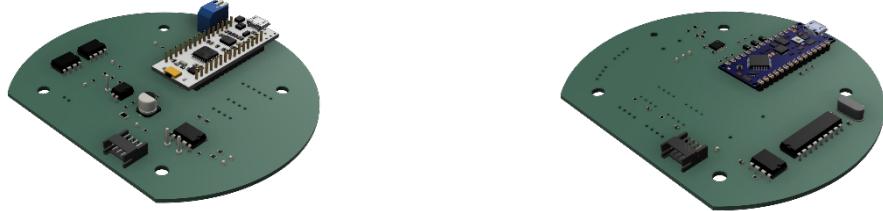


図4 マイコンボードを取り付けた様子

USB ポートを基板の外径に沿うように配置することで組み立てた後でもデバックやプログラムの書き込みを行うことが可能となっている。

1.2.1.2. アンビリカルコネクタ

アンビリカルケーブルを離脱させる際、周辺に力がかかる。計器や機体を損傷させることなく確実に離脱させるために、機体側と地上側で固定する必要がある。アンビリカルコネクタは機体側に搭載され、スムーズにアンビリカルケーブルを離脱させる機構である。M3 スペーサーと DF1B 中継コネクタ、ABS 製パネルから構成され、中継コネクタをパネル取り付けとする。パネルは標準カプラにスペーサーで固定される。図6 にアンビリカルコネクタの構造を示す。

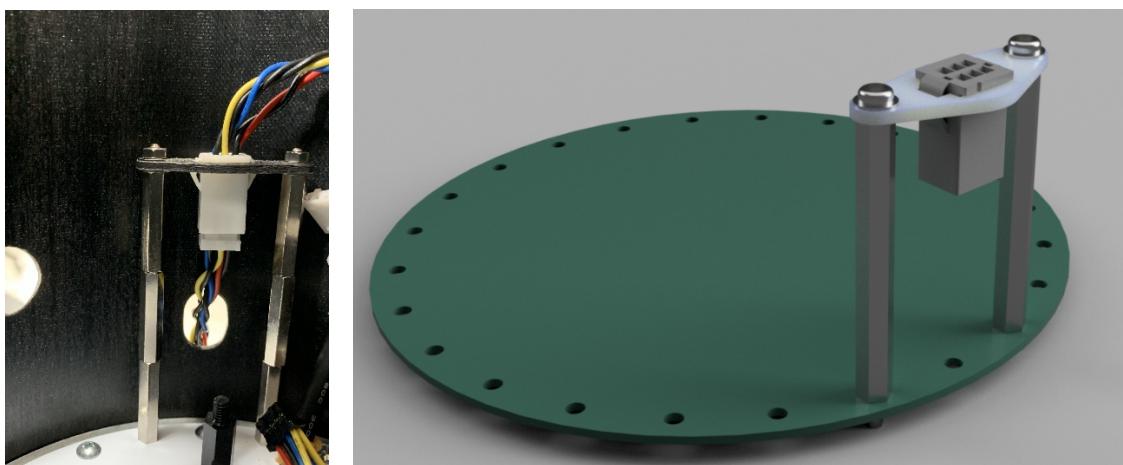


図6 アンビリカルコネクタの構造

1.2.2. サブシステム構成

電源系

電源系は主に電源切替部と変圧部から構成される。電源切替部は内部電源と外部電源を自動的に選択することで、機体搭載の電池の消耗を防ぐ。変圧部ではリニアレギュレータ

を使用して各系が要求する DC12V を生成し、パワーバスを介して供給する。図 7 に電源系のブロック図を示す。

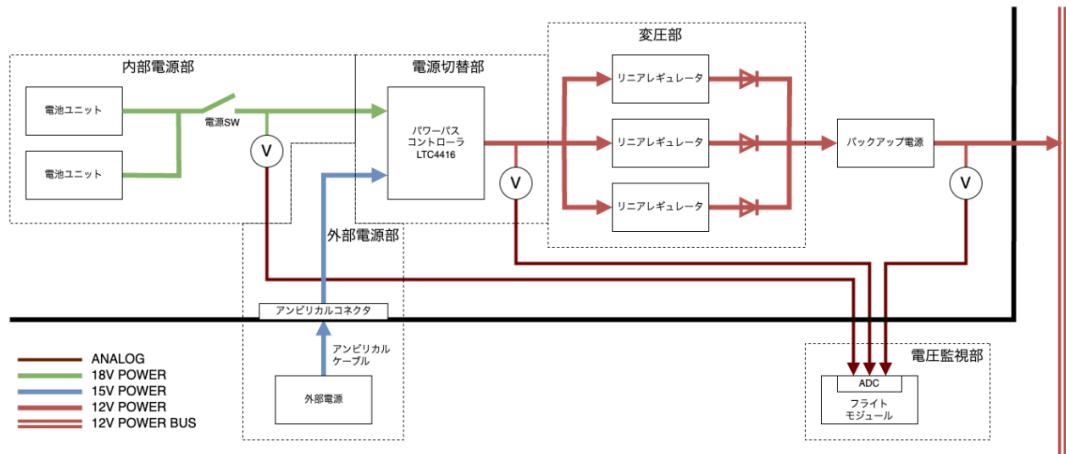


図 7 電源系ブロック図

内部電源部

機体搭載の電源であり、飛翔中には内部電源部から給電される。公称電圧 3V、公称容量 1400mAh のリチウム電池である CR123A を 5 直列にしたものと並列で搭載した。また、飛翔中の振動や衝撃による電池離脱対策として、電池に絶縁テープを巻くことで電池ホルダーへの密着を強めるとともに、電池ユニットをタイラップで補強している。当団体で行ったロングラン試験においては、ライトと同じ負荷を接続して 135 分の稼働を確認している。

また、電源スイッチを内部電源部に搭載する。運用の際には、ロンチャ立ち上げ後に電源スイッチを閉にすることで、内部電源からの給電を開始する。なお、スイッチには飛翔中の振動に耐えるためにコネクタを用いる。

外部電源部

外部電源は離床までの間、地上から電源系に安定的に電力を供給することで、内部電源部の消耗を抑えることを目的とする。地上には電源装置として安定化電源を設置して DC18V を供給する。地上と機体は図 8 に示すアンビリカルケーブルを用いて接続し、離床時に引き抜けることで外部電源部が離脱する。

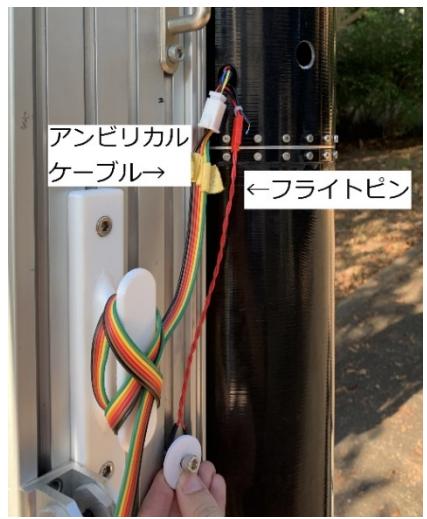


図 8 アンビリカルケーブル

源切替部

電源切替部は内部電源と外部電源を自動的に切り替え、安定して電力を変圧部に供給することを目的とする。制御 IC には LTC4416 を使用しており、外部電源接続時には MOSFET により内部電源を遮断する。外部電源離脱時には内部電源を接続する。外部電源接続を判断する電圧の閾値は接続時 17.94V、離脱時 15.80V になるように調整している。なお、電源切替時に 1ms の間、1V 程度の電圧降下が発生することが確認されているが、短時間停電には至らず計器の安定した動作には影響しない。

変圧部

変圧部は電源切替部で選択された内外電源いずれかの電圧をバス電圧 12V に変換する。変圧にはリニアレギュレータ NJM7812 を 3 並列で使用する。

バックアップ電源

バックアップ電源には短時間停電の対策として導電性高分子アルミ固体電解コンデンサを搭載している。

電圧監視部

内部電源電圧、変圧前電圧、バス電圧を監視する。電圧は分圧回路によって 5V 未満に降圧され、ライトモジュールのアナログデジタルコンバータによって計測されログ保存及び、ダウンリンクされる。内部電源電圧を監視することによって電池の残量を傾向として把握することができる。また、変圧前電圧は外部電源接続時には外部電源電圧の 18V になり、外部電源切断時には内部電源電圧の 15V になるため、電源の切り替え状況を把握することができる。

通信系

通信系は 920MHz 帯特定小電力無線を利用した通信規格である LoRa を 2 系統用いてダウンリンク及び、アップリンクの双方向無線通信を行う。加えて、GNSS から位置情報を取得してダウンリンクで地上局に送信することで機体検索や解析に使用する。また、CAN-BUS を介してセンサ系や計装系で計測されたデータ、バルブ制御系や分離制御系からの制御情報を取得してダウンリンクで送信する。図 9 に通信系のブロック図を示す。

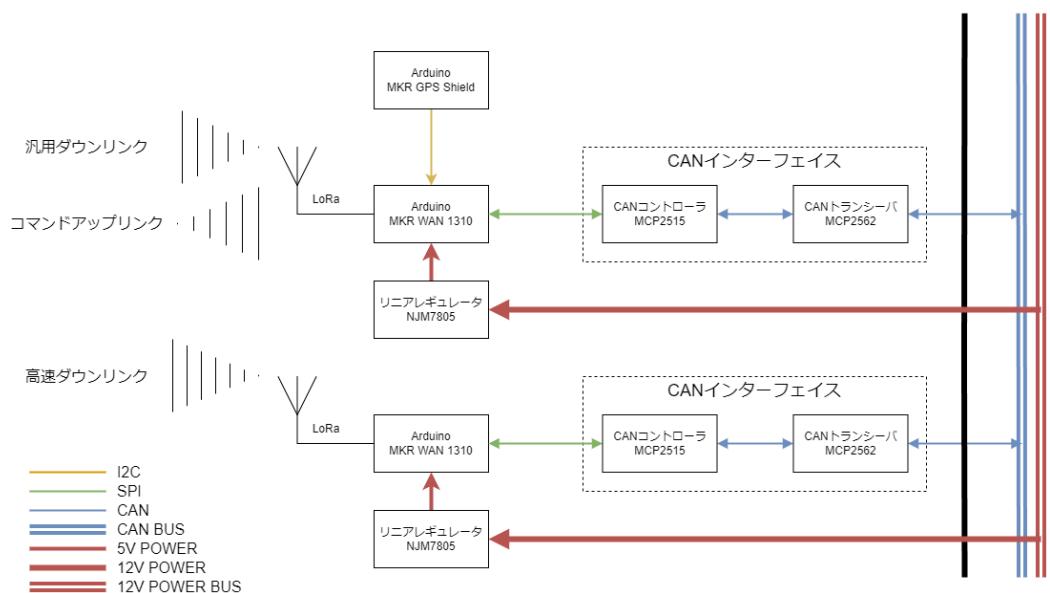


図 9 通信系ブロック図

コマンドアップリンク

地上局からのコマンドを処理し、実行するサブシステムに伝達する機能を持つ。表 3 に定義したコマンドを示す。

表 3 コマンド一覧

コマンド名	実行内容
FLIGHT_MODE_ON	ライトモードをSLEEPからSTANDBYに遷移させ、計測を開始すると共にダウンリンクモードを低速モードから通常モードに変更する。通常、点火5秒前に手動で送信する。
FLIGHT_MODE_RESET	ライトモード終了後のSHUTDOWNモードからSLEEPモードに遷移させ、もう一度ライトモードを開始できる状態にする。主にデバッグや試験で用いる。
SET_REFERENCE_PRESSURE	高度算出に用いる参考気圧を設定する。
SET_TIMER	強制的にライトモードを進めるバックアップタイマーの時間を設定する。

SET_REFERENCE_PRESSURE や SET_TIMER により、打ち上げ直前にシミュレーションの結果や気象状況を反映させることが可能である。

アップリンクパケットには CRC 誤り検出と受信証票が含まれ、破損したデータや古いバージョンの地上局から送信されたデータは実行しない。

高速ダウンリンク

ダウンリンクするデータの内、加速度や高度など比較的高頻度で送信する必要のあるデータは高速ダウンリンク用の通信系統で送信される。ダウンリンク頻度は 20Hz であり、パケットサイズは 64Bytes である。表 4 に高速ダウンリンクデータを示す。

表 4 高速ダウンリンクデータ一覧

データ内容	データ型	データ量
マイコン経過時間	uint32	4Bytes
高度	float	4Bytes
上昇率	float	4Bytes
外気温度	float	4Bytes
チューブ内温度	float	4Bytes
充填温度	float	4Bytes
ロール角	float	4Bytes
ピッチ角	float	4Bytes
ヨ一角	float	4Bytes
X軸運動加速度	float	4Bytes
Y軸運動加速度	float	4Bytes
Z軸運動加速度	float	4Bytes

汎用ダウンリンク

制御情報などのデータを低頻度で送信する。汎用ダウンリンクではデータにより送信頻度が異なるため、送信するパケットをバッファに貯めておき、一定の頻度で送信するスケジューリング機能を備えている。送信頻度は通常モードで9Hz、低速モードで0.9Hzである。コマンドアップリンクと同系統を使用することから、コマンドを受け付けるフライトモード開始前は低速モードで動作する。表5に高速ダウンリンクデータを示す。

表5 汎用ダウンリンクデータ一覧

パケット名	データ内容	データ型	データ量	送信頻度(通常)	送信頻度(低速)
バルブ制御情報	MCU経過時間(ms)	uint32	4Bytes	5Hz	0.5Hz
	バルブ動作モード	bool	1Byte		
	回転角(deg)	float	4Bytes		
	設定角(deg)	float	4Bytes		
	回転速度(dps)	float	4Bytes		
	MCU温度(degC)	float	4Bytes		
	モータ温度(degC)	float	4Bytes		
	電流(A)	float	4Bytes		
	電圧(V)	float	4Bytes		
電源系情報	内部電圧(V)	float	4Bytes	5Hz	0.5Hz
	変圧前電圧(V)	float	4Bytes		
	バス電圧(V)	float	4Bytes		
GNSS情報	特定状態(no / fixed)	bool	1Byte	9Hz	0.9Hz
	特定種別(no / 3D / 自律航法)	uint8	1Byte		
	衛星数(個)	uint8	1Byte		
	緯度(deg)	float	4Bytes		
	経度(deg)	float	4Bytes		
	高度(m)	float	4Bytes		
	速度(m/s)	float	4Bytes		
分離制御系情報	フライトモード	uint8	1Byte	9Hz	0.9Hz
	カメラ状態(off / on)	bool	1Byte		
	分離状態(off / on)	bool	1Byte		
	ロギング状態(off / on)	bool	1Byte		
	飛翔時間(ms)	uint16	2Bytes		
	メモリ使用率(percent)	uint8	1Byte		
センサ情報	参照気圧(kPa)	float	4Bytes	9Hz	0.9Hz
	キャリブレーション状態(no / calibrated)	bool	1Byte		
	メモリ使用量(percent)	uint8	1Byte		
性能情報	対象MCU経過時間(ms)	uint32	4Bytes	9Hz	0.9Hz
	対象MCUタスク実行頻度(Hz)	float	4Bytes		

センサ系

センサ系ではデータの計測と算出を行い、搭載するFeRAMとマイクロSDカードへ保存するとともに通信系からダウンリンクで送信する。図10にセンサ系のブロック図を示す。

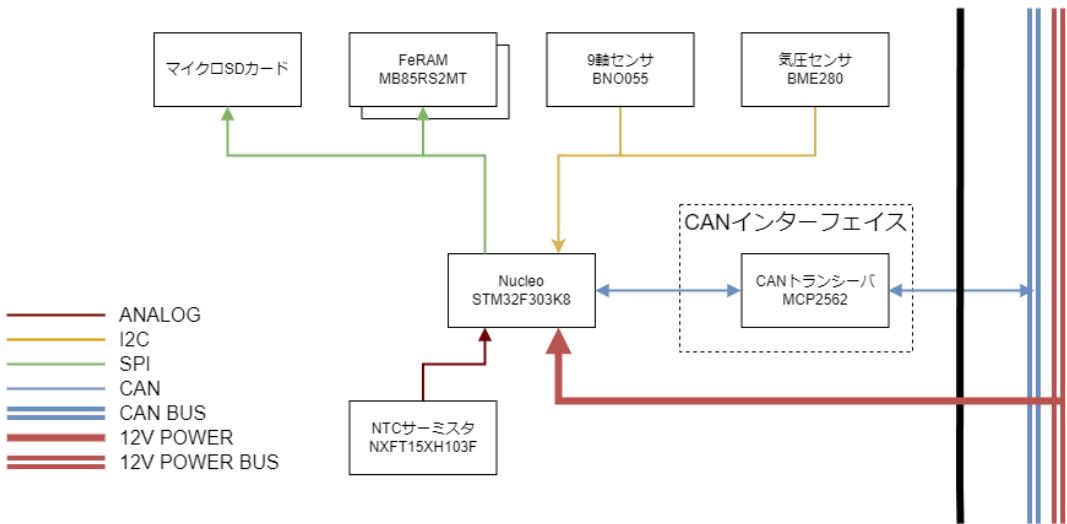


図 10 センサ系ブロック図

データ計測

センサは 9 軸センサ、気圧センサ、NTC サーミスタを用いる。表 6 に計測データ一覧を示す。

表 6 計測データ一覧

データ	センサ	計測範囲	分解能	サンプリングレート
X軸加速度 (m/s ²)	BNO055	+/- 156.8 m/s ²	0.10 m/s ²	100 Hz
Y軸加速度 (m/s ²)	BNO055	+/- 156.8 m/s ²	0.10 m/s ²	100 Hz
Z軸加速度 (m/s ²)	BNO055	+/- 156.8 m/s ²	0.10 m/s ²	100 Hz
X軸角速度 (dps)	BNO055	2000 dps	0.06 dps	100 Hz
Y軸角速度 (dps)	BNO055	2000 dps	0.06 dps	100 Hz
Z軸角速度 (dps)	BNO055	2000 dps	0.06 dps	100 Hz
X軸地磁気 (uT)	BNO055	+/- 1300 uT	0.3 uT	20 Hz
Y軸地磁気 (uT)	BNO055	+/- 1300 uT	0.3 uT	20 Hz
Z軸地磁気 (uT)	BNO055	+/- 2500 uT	0.3 uT	20 Hz
気圧 (kPa)	BME280	30/110 kPa	0.18 Pa	100 Hz
気温 (degC)	BME280	0/65 degC	0.01 degC	20 Hz
外気温 (degC)	NTCサーミスタ	-40/125 degC	0.04 degC	20 Hz

BME280 で計測する気温は計器が搭載されるチューブ内の気温となるため、外気温とは乖離がある。そのため、電源系などの発熱を記録するための用途にする。高度算出に用いる外気温は応答性に優れた NTC サーミスタをチューブ外に取り付けることで計測する。

データ算出

計測したデータをもとに高度などのデータを算出する。クオータニオンや重力加速度などの一部データは9軸センサBNO055内で算出される。表7に算出データ一覧を示す。

表7 算出データ一覧

データ	算出レート
クオータニオン	100Hz
姿勢角(deg)	100Hz
重力加速度(m/s ²)	100Hz
運動加速度(m/s ²)	100Hz
高度(m)	50Hz
上昇率(m/s)	50Hz
上昇指数	50Hz

なお、高度算出には以下の式(1)を用いた。

$$h(P, T) = \frac{\left(\left(\frac{P_{ref}}{P}\right)^{0.1902} - 1\right) \times (T + 273.15)}{0.0065}$$

h 高度 (m) (1)

P_{ref} 参照気圧 (kPa)

P 気圧 (kPa)

T 外気温 (degC)

また、上昇率は高度変化を微分することで算出している。上昇指数は高度変化から式(2)を用いて2通りの強度の指數移動平均を求め、式(3)を用いて弱強度の平均値から強強度の平均値を引いたものであり、頂点検知に使用する値である。

$$H(a, h) = aH_{prev}(h - H_{prev})$$

H 高度変化の平均値 (m) (2)

H_{prev} 前回の平均値 (m)

a 平滑化定数

h 高度 (m)

$$I(h) = H(0.75, h) - H(0.25, h)$$

I 上昇指数
h 高度 (m) (3)

FeRAM

計測及び、算出した全てのデータを FeRAM に 100Hz のレートで保存する。パケット構造には Message Packet を用いている。パケットサイズは 162Bytes であり、搭載した FeRAM の合計容量は 4Mb であるため、30.86sec のデータ保存が可能である。

マイクロ SD カード

計測及び、算出した全てのデータをマイクロ SD カードに 100Hz のレートで保存する。パケット構造には csv を用いており解析が容易である。また、ライトモード開始毎に上書きされる FeRAM に対して、マイクロ SD カードは新たなログファイルが生成される。なお、マイクロ SD カードは振動や衝撃に対して脆弱であるため、バックアップ的な用途として搭載している。

計装系

温度計測

チューブ内温度及び、バルブシステムのベントポートの温度を計測する。チューブ内温度はセンサ系の BNE280 気圧気温センサを使用し電源系などの発熱を監視する。ベントポートの温度は酸化剤充填確認の際に K 型熱電対を用いる熱電対デジタルコンバーターで監視し、取得したデータは CAN-BUS を用いて通信系に渡す。これにより、充填確認を担う人の負担を減らすことが目的である。

表 8 温度計測データ一覧

センサ	データ型	データ量
BNE280	float	4Bytes
MAX31855	float	4Bytes

電圧計測

内部電源電圧、変圧前電圧、バス電圧の監視を行う。取得した電圧は CAN-BUS を通して通信系へ渡す。これにより、遠隔で電池残量の推測や電源切替状況を監視することができ

る。

バルブ制御系

バルブの制御を担当し、有線で接続された GSE からの信号を検知しアクチュエータを任意の角度へ駆動させる。アクチュエータに使用しているサーボモーターは従来の PWM 制御方式から RS485 通信を搭載したサーボモーターを採用している。これにより、作動ノイズに強く、簡単なコマンドを使用しメモリのデータを読み書きするだけで制御が可能となる。さらに、サーボモーターの角度や温度、動作速度を取得し CAN-BUS から通信系へと渡され、地上から監視を行う機能を実装している。以下表 9 に、取得するデータを示す。

表 9 サーボモーターから取得するデータ

データ内容	データ型	データ量
現在位置	int16	2Bytes
目標位置	int16	2Bytes
現在速度	uint16	2Bytes
現在の電流値	uint16	2Bytes
現在のMCU温度	int16	2Bytes
現在のモーター温度	int16	2Bytes
現在の入力電圧値	uint16	2Bytes

作動方式は GSE からの信号に従うように設計し、「バルブ開」の信号をマイコンモジュール(Arduino NANO Every)が受け取ると初めにアクチュエータ[1]が供給側バルブを「閉じる」方向に駆動し、次にアクチュエータ[2]が主流路側バルブを「開く」方向に駆動させる。この動作を Launch Mode とし、ロケットが飛翔する直前に Launch Mode へと遷移する。一方で GSE から「バルブ閉」の信号を受け取ると、アクチュエータ[1]が供給側バルブを「開く」方向に駆動し、次にアクチュエータ[2]が主流路側バルブを「閉じる」方向に駆動させる。この動作を Waiting Mode とした。

バルブ制御系に電源を入れると動作モードは Waiting Mode へと遷移するため、酸化剤充填時に供給側バルブは「開く」状態を維持している。加えて、GSE から緊急停止信号を受け取った場合にも同様に Waiting Mode へと遷移し機体内に充填された酸化剤は空压弁を用いて放出する。バルブ開閉の詳細を表 10 にバルブ制御系のブロック図を図 11 にまとめた。

表 10 バルブ動作詳細

動作モード	供給側バルブの状態	主流路側バルブの状態
-------	-----------	------------

Launch Mode	開栓 [OPEN]	閉栓 [CLOSE]
Waiting Mode	閉栓 [CLOSE]	開栓 [OPEN]

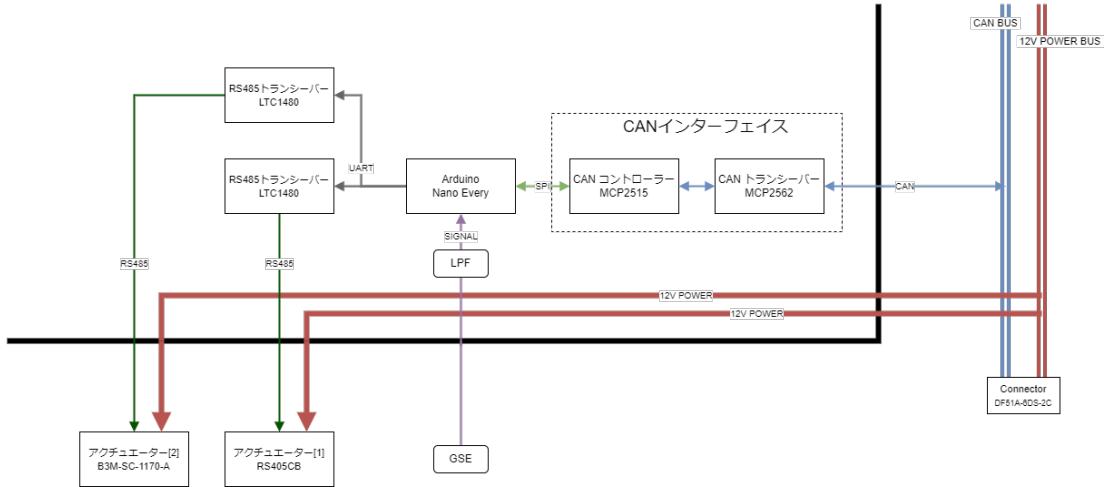


図 11 バルブ制御系ブロック図

分離制御系

減速装置放出を行う無火薬式分離機構「不知火」の制御及び、フライトモード管理を行う。フライトモードは状態検知により遷移し頂点検出により分離信号を送信して減速装置放出を行う。図 12 に分離制御系のブロック図を示す。また、図 13 に分離制御のロジック図を示す。

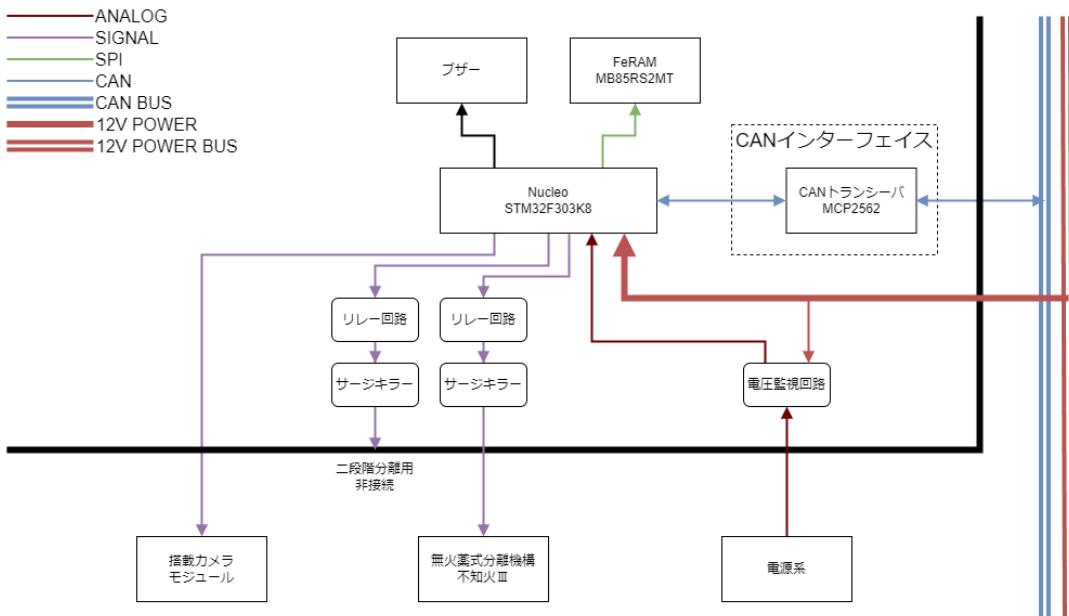


図 12 分離制御系ブロック図

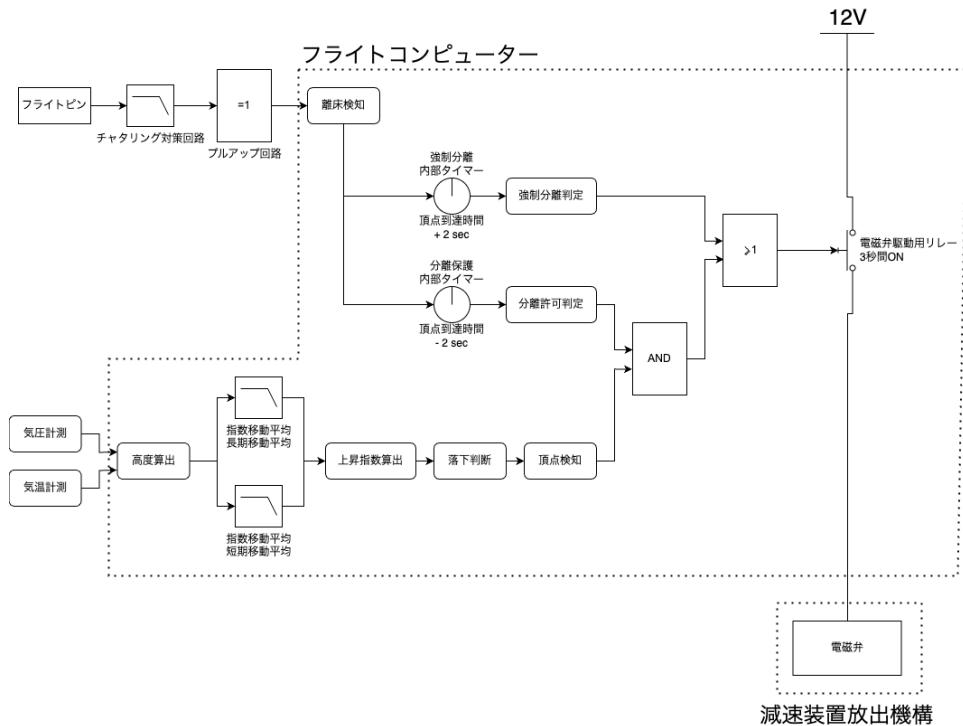


図 13 分離制御ロジック図

フライトモード

機体の状態を表すフライトモードを定義して利用する。フライトモードは既定の遷移条件を満たすと次のフライトモードに遷移し分離信号送信など必要な動作を行う。表 11 にフライトモード一覧を示す。

表 11 フライトモード一覧

モード	遷移条件	動作
SLEEP	電源投入	汎用ダウンリンクを低速モードにしてコマンドを受け付ける
STANDBY	FLIGHT_MODE_ON コマンド受信 バルブ開信号 (コマンド受信失敗時)	計測, ログ保存及び, カメラ録画開始 汎用ダウンリンクを通常モードに変更
THRUST	離床検知	飛翔時間タイマー開始
CLIMB	想定モータ作動時間経過	頂点検知許可
	分離保護時間経過	分離保護解除 分離信号送信許可
DESCENT	頂点検知 (フライトピン開放)	PARACHUTEモードへ即座に遷移
PARACHUTE	DESCENTから遷移 強制分離時間経過	分離信号送信
	弾道落下時想定着地時間経過	カメラ録画終了
LAND	減速落下時想定着地時間経過	
SHUTDOWN	シャットダウン時間経過	計測及び, ログ保存終了
PROTECTION	マイコン起動時にフライトピン開放	フライトモードを進めない (着地後の再起動によるログ上書き防止)

離床検知

離床検知にはライトピンを用いる。離脱部はコネクタであり、7Nの引抜力で離脱する。MCUからコネクタ離脱による回路切断を検知する。なお、チャタリング対策としてソフトウェアにおいて3回の連続検知を実装している。タスクの実行頻度は100Hzであるため、30msの間継続して回路切断を検知した場合に離床検知とする。これにより、30msの遅延が発生することを考慮して飛翔時間タイマーを調整している。図14にライトピンの回路図を示す。

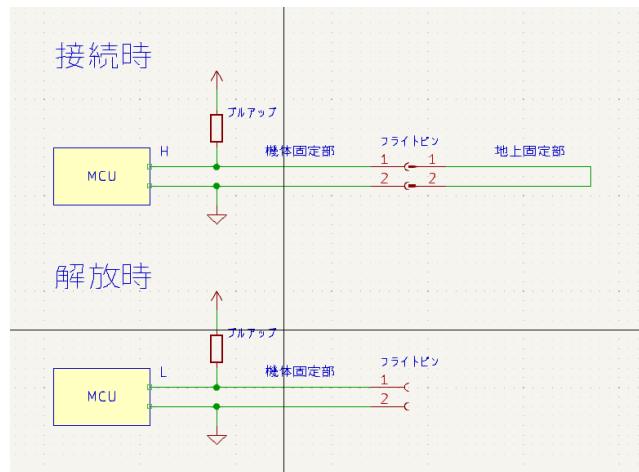


図14 ライトピン回路図

頂点検知

頂点検知はセンサ系で算出された上昇指数をもとに行う。

タイマー

状態検知が失敗した場合や一部の遷移条件にタイマーを備える。タイマーの設定値はシミュレーションをもとに決定を行い、MCUに書き込むとともに、打ち上げ時には電源投入、通信確立後にコマンドアップリンクにより遠隔で設定値を更新する。表12にタイマーの一覧を示す。

表12 タイマー一覧

タイマー	
想定モータ作動時間	THRUSTモードを終了する
分離保護時間	分離保護を解除する
強制分離時間	検知状況に関わらずに分離信号を送信する
弾道落下想定着地時間	一部のデータを保護する
減速落下想定着地時間	LANDモードに遷移する
シャットダウン時間	計測を終了する

分離信号

分離信号は分離機構に搭載される電磁弁の定格電圧である DC12V を 3 秒間出力することで送信する。

電圧監視

電源系から出力される参照電圧をアナログデジタルコンバーターの入力上限である DC5 未満に分圧回路で降圧した後、電圧を読み取り補正值で降圧前の電圧を求める。

1.2.3. ミッション構成

ミッション系

ミッション系は加速度センサ ADXL375 とミッションデータを保存するメモリ及び、ミッションデータのダウンリンクを行うための LoRa モジュールが 1 系統搭載されている。図 15 にミッション系のブロック図を示す。

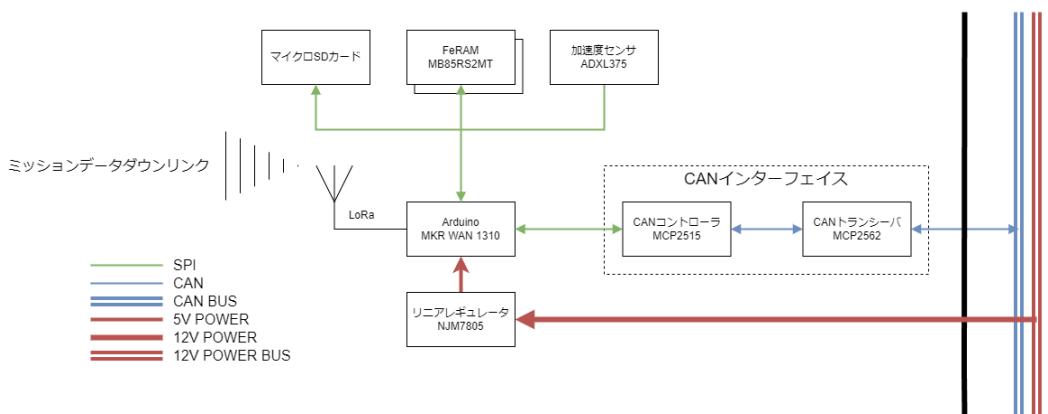


図 15 ミッション系ブロック図

加速度計測

1kHz の出力レートではデータ量が膨大である。1 パケットのサイズは 24Bytes であり、搭載する FeRAM の合計容量は 4Mb であるため、保存可能な時間は 20.83 秒である。これでは飛翔中全ての加速度を保存することはできない。そこで、ライトモード開始からモータ作動終了及び、分離から 6 秒間のみ計測を行う。また、各軸のデータ型は float 型ではなく int16 型として圧縮している。

送信スケジューリング

ダウンリンクの通信速度では全てのデータを送信することが不可能なため、計測したデータを間引いて送信する。また、ダウンリンク送信処理による 1kHz 計測タスクのブロッ

キングを防ぐため、計測中は送信を行わずに飛翔中の計測をしていない間に 50Hz でダウリンクを送信するスケジューリング機能を備えている。

1.3. 運用

搭載計器の運用は整備運用と打ち上げ運用に分けられる。整備運用においては、計器構造の解体組立の他、動作確認や打ち上げ運用前日には電池交換を行う。打ち上げ運用においては、機体への搭載、射点での電源投入、通信確立及び、着地後の回収、解析を行う。また、本搭載計器システムは同時に開発した地上局システムと連携して運用を行う。

1.3.1. 計器構造の解体組立

搭載計器は基板を重ねた構造であるため、モジュールの物理的な整備を行う場合は解体を行う。解体組立は組み立て手順書を参照する。基板同士を結合するスペーサーは劣化がある場合、飛翔中の衝撃により破損する可能性があるため、締め付けトルクには注意する。

また、コネクタには既定の抜挿回数があるため不用意な抜挿は行わず、損傷や劣化が認められる場合には接触不良を防ぐためにコネクタを交換し場合によっては基板の再製造を行う必要がある。

1.3.2. 動作確認

運用段階においては定期的にエンドツーエンド試験を行い、計器システムが健全な状態であるかを確認する。動作試験中にプログラムの不具合が見つかることや改善点を思いつくこともあるため、渡航中には原則として 1 日 1 回は動作試験を行うことが望ましい。

1.3.3. 電池交換

本搭載計器の内部電源は電池から供給されるため、打ち上げ運用に備えて電池の使用計画を立て、適切なタイミングで電池交換を行う。図 16 のように電池ユニットはタイラップで補強する。

電池が取り付けられている間は電圧を逐次計測し記録をつける。電圧がそのまま電池残量を表していないことを意識する必要があるが、当団体で行ったロングラン試験などの結果から、電圧から電池残量を傾向として把握することは可能である。

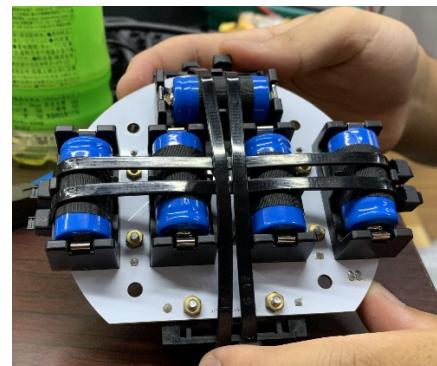


図 16 電池ユニット

1.3.4. 機体への搭載

組み立てられた搭載計器はカプラに締結された状態である。機体へ搭載する場合は、搭載計器を覆う計器チューブを取り付ける。この際、コネクタやアンビリカルケーブルの接続を確認する。ライトピンは電源投入後に誤って引き抜くと強制分離が行われてしまう為、扱いには注意を払う。アンビリカルケーブルやライトピンは構造上、機体から出ているため物に引っ掛かりやすい。計器を機体に搭載した後はマスキングテープなどで固定し誤って抜けないようにする。

1.3.5. 電源投入

ロンチャにアンビリカルケーブルとライトピンの地上側を固定する。固定には図 17 に示す 3D プリントで製造した ABS 製の固定具を使用する。



図 17 固定具

電源投入は内部電源の接続を初めに行う。チューブに開けられた電源窓にコネクタを挿入する。電源が投入されると、搭載されたブザーが単音を発する。長音を発した場合は制御対象のデバイスが接続されていないため、トラブルシューティング手順書を参照して対処する。

搭載計器が正常に動作を開始した場合はダウンリンクが開始される。通信確立を行った後、図 18 の地上局から内部電源電圧を確認する。内部電源電圧が正常な範囲内であることが確認された場合は外部電源の接続を行い、地上からの給電に切り替え地上局から正常に切り替えられたことを確認する。

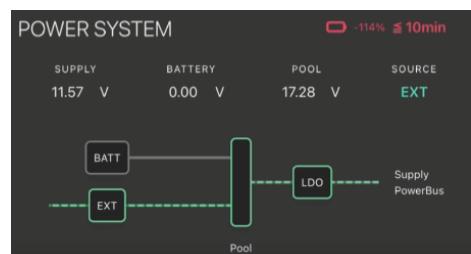


図 18 地上局電源系
(内部電源を接続せずに外部電源を接続している。)

1.3.6. 通信確立

搭載計器通信系は電源が投入され MCU が稼働を開始すると即座にダウンリンクの送信を開始する。地上側は図 19 に示す地上局画面の監視を行い、全てのデータがダウンリンクされていること、値に異常がないこと、十分な信号強度 (RSSI) と信号雑音比 (SNR) であることを確認する。

また GNSS が位置を特定するまでに電源投入から 30 秒程の時間を要する。地上局画面の監視を続け、位置情報が Fixed になることを確認する。

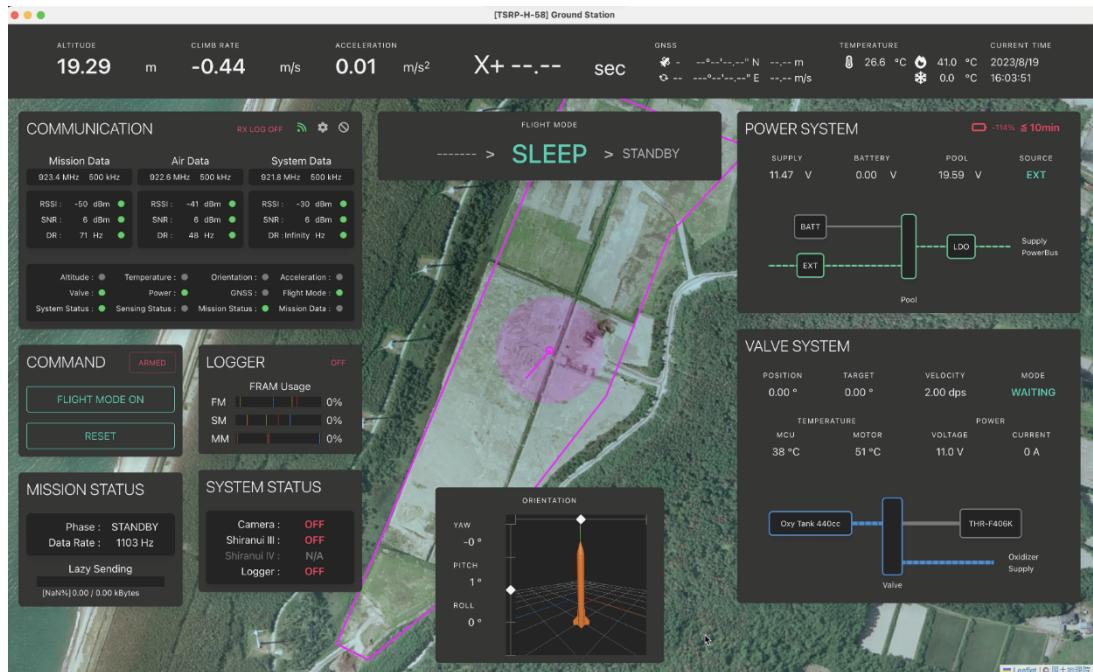


図 19 地上局画面

1.3.7. 回収

着地後の回収は内部電源の切断が最優先である。回収隊に同行する担当者はチューブ側面の電源窓からコネクタを引き抜く。データ回収を行う前に基板の状況を確認する。海水などに浸かっていた場合は真水に着け、塩分を抜いたのちに十分に乾燥させる。基板をよく観察しショートによる腐食や衝撃による破損がないことを確認する。FeRAM を搭載するモジュールはデータダンプモードを実装しており、直接 PC にデータを出力することができるが、基板に損傷が見られる場合は電源を入れず、FeRAM を取り外してブレッドボード

ード上でデータダンプを行う。

1.4. 結果

H-58 は本打ち上げ実験において打上中止となった。したがって、H-58 搭載計器は整備運用と打ち上げ運用の一部を行ったものの、回収を含めた飛翔などの動作を検証することは出来なかった。サクセスクリティアは全て未達成である。

しかしながら、H-58 搭載計器は当団体としては異色のシステムであり、このシステムを 1 から設計開発したことで得た経験や知見は、開発を担当した計測制御班にとって多大で大変貴重なものである。今後はシステムの最適化を進め小型軽量化を行う。また、開発したシステムや付随する技術を教育的かつ学術的なものとなるよう努める。

設計開発や運用の一部において改善点を多く発見することができた。以下に主な改善点を挙げる。

電源系の発熱問題

H-58 搭載計器はモジュールに分割することで MCU が増えたこと、カメラモジュールへの給電を行ったことで消費電力が従来と比較して多く、12V バスへの供給は最大 1.5A になる。内部電源電圧の 15V や外部電源電圧の 18V からの降圧にはリニアレギュレータを使用していることから、電圧の差は全て熱となる。チューブ内は空気の対流が少なく放熱が難しいこと、基板が高密度に搭載されていることも要因として、発熱の大きさ及び、排熱の困難さが問題となつた。

改善策として、省電力化はもちろんのこと、変圧方式を変換効率の優れたスイッチング方式へ変更する方法がある。また、根本的に扱う電圧が高いため、バス電圧を 5V に変更すること、それに伴い内部外部電源電圧を下げるなどを検討している。

また、電池容量が過剰であったことも問題である。打ち上げ運用時に内部電源が使用されるのは 30 秒から 3 分程度であり、着地地点が一度分かれればその後は電源を長持ちさせる必要はない。

バルブの構造的問題

当初バルブ制御系が想定していたアクチュエータ周りは問題なく動作することを確認した。RS485 通信による制御を取り入れたサーボモーターは従来の PWM 制御に比べ容易に位置、速度の制御を行えることが分かった。加えて、サーボモーターのデータを取得することができるため機体外部からの監視を容易にすることが可能となる。

しかしながら、打上げ日前日にサーボモーターへ負荷がかかり供給路側バルブを駆動させることができない事象が発生した。解決には時間を要したが原因としてカップリングの取り付け及びブラケットの固定に機構的な遊びが多く原動節と従動節との回転軸が偏心していることであった。そのため、アクチュエータ周りの機構を見直し設計することが直近の課題となる。

1.5. 謝辞

今回の搭載計器開発においては、ヒロセ電機株式会社様より DF51 シリーズ、DF11 シリーズ、DF1B シリーズのコネクタ、富士通セミコンダクターメモリソリューションズ株式会社様よりシリアルメモリ FeRAM をご支援頂きました。従来の搭載計器から機能向上、運用性の向上を実現することができました。この場を借りて厚く御礼申し上げます。