

2024 年 8 月
第 20 回能代宇宙イベント
実験結果報告書



東京農工大学宇宙工学研究部 Lightus

目次

1	団体概要	4
2	プロジェクト概要	5
2.1	実験目的	5
2.2	サクセスクライテリア	5
3	機体概要	5
4	構造系	7
4.1	機体各部の詳細	7
4.2	ノーズ部	8
4.3	解放部	8
4.5	推進部	10
4.6	フィン部	10
5	推進系	11
5.1	推進系概要	11
5.2	GSE に関して今後改善が必要な点	11
5.3	燃焼試験結果	12
5.4	打上当日のスケジュール	14
5.5	打上当日に起きた問題点	15
5.6	今後の方針	15
6	電装系	16
6.1	ご協力企業	16
6.2	電装系概要	16
6.3	ロケット搭載ハードウェア	18
6.4	ロケット搭載ソフトウェア	21
6.5	地上局	25
7	打上実験の経過	26

第 20 回能代宇宙イベント

7.1	打上当日の流れ.....	26
7.2	打上結果.....	26
8	結果と考察.....	27
8.1	構造系.....	27
8.2	電装系.....	29
8.3	シミュレーション.....	30
8.4	当日の反省.....	31
9	結言.....	31
10	謝辞.....	31

1 団体概要



図 1 団体ロゴ

宇宙工学研究部 Lightus は、「机上だけでは学べない宇宙工学を実践的に学び身に付けること」を目的として宇宙工学に関連する活動を行う，東京農工大学工学部機械システム工学科公認のものづくりサークルである．現在はハイブリッドロケットと CanSat の製作を中心に活動している．現在部員数 25 名ほどで活動しており，今回の打ち上げにはハイブリッドロケット担当の 13 名が参加した．

2 プロジェクト概要

2.1 実験目的

ハイブリッドロケット打上の製作・実験を通して、ハイブリッドロケット、ひいてはものづくりに関する理解を深め、各技術の継承・開発を行うことを目的とする。

2023 年度第 19 回能代宇宙イベントにおいて、11 機体目である **Parthenope** の打上に成功した。しかしエクストラサクセスの達成はできず、フルサクセスにとどまる結果となった。その反省を生かし改良を重ねたうえで、技術継承を行うことを目的として下記に示す 5 つのミッションを設定した。

2.2 サクセスクライテリア

表 2 に本実験におけるサクセスクライテリアを示す。

表 2 サクセスクライテリア

サクセスレベル	内容	達成度
Minimum	機体の打ち上げ	100%
	技術継承	70%
Full	パラシュートの開傘	0%
	飛行データのリアルタイム受信	10%
Extra	カメラでの撮影	0%

3 機体概要

図 3.1 に機体外観、表 3.1 に機体諸元を示す。



図 3.1 機体外観

表 3.1 機体諸元

表 1.1.1 機体諸元 機体名称	Olympus
機体ランク	ランク A
全長 L [mm]	1659
外径 D [mm]	110
酸化剤非充填時質量 W [g]	5816
酸化剤非充填時重心 X_{CG} [mm]	675
全機圧力中心(機体後端から) X_{CP} [mm]	400
目標到達高度 [m]	352
最大大気速度 [m/s]	71.4
機体色	赤
減速装置の色	ピンク
使用エンジン	Hyper TEK J250

「Olympus」は、Lightus のハイブリッドロケット第 12 号機として製作した。

本機体の特徴は、技術の継承を目的として、過去の機体の特徴を踏襲したことである。解放機構は横解放を採用し、減速装置としてパラシュートを格納した。またチューブ一体型のフィンを取りつけた。主な材料としてはボディチューブとフィンに GFRP、ノーズコーン・解放機構に PLA、カプラに A2017、センターリングにスタイロフォームを用いた。エンジンは Hyper TEK J250 を使用した。

4 構造系

4.1 機体各部の詳細

機体の組立図を図 4.1.1 に部品一覧表を表 4.1.1 に示す。

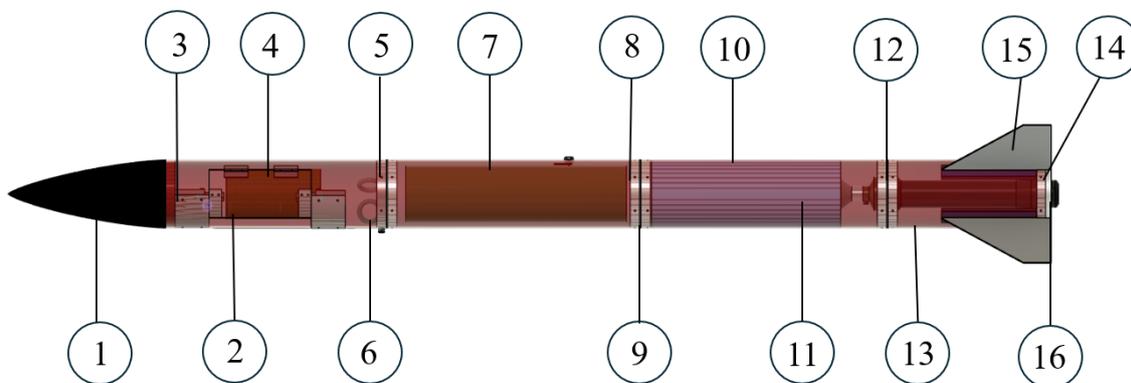


表 4.1.1 部品一覧

表 1.2.1 部品詳細

No	部品名	材質	説明
1	ノーズコーン	PLA	3D プリンタで造形
2	解放チューブ	GFRP	購入
3	解放機構	PLA 他	3D プリンタで造形, 7 項に 詳細を記載
4	パラシュート	-	-
5	カプラ A	A2017	解放-電装間カプラ
6	アイボルト	SS400	CHIC10 (ミスミ) を使用
7	電装チューブ	GFRP	購入
8	カプラ B	A2017-T4	電装-燃焼間カプラ
9	推力受け	A5052-H34	2 項に詳細を記載
10	燃焼チューブ	GFRP	購入
11	センターリング	スタイロフォーム	エンジンの径方向の固定
12	カプラ C	A2017-T4	燃焼-フィン間カプラ
13	フィンチューブ	GFRP	購入
14	カプラ D	A2017-T4	グレインの脱落を防止
15	フィン	GFRP	自作
16	エンジン	-	HyperTEK J250

またランチラグの取り付け位置を図 4.1.2 に示す.

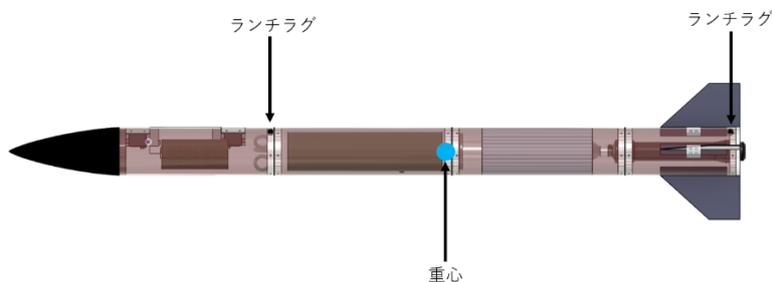


図 4.1.2 ランチラグ取り付け位置

4.2 ノーズ部

ノーズコーンの諸元を表 4.2.1 に示す.

表 4.2.1 ノーズコーン諸元

ノーズ形状	ハック
ノーズ長さ L_n [mm]	250
ノーズ法線力傾斜 C_{nn} [1/rad]	2

ノーズコーンの材質は PLA で, 3D プリンタで製作した.

4.3 解放部

4.3.1 減速装置

減速装置は自作のパラシュートを用いた. パラシュートの諸元を表 4.3.1 に示す.

表 4.3.1 パラシュート諸元

減速機構	パラシュート
減速装置の色	ピンク
主傘の直径 [mm], スピルホール直径 [mm]	1100, 183
減速時抗力係数	0.651
素材	コーデュラ (R) リップストップ (218)

本機体では横解放の解放機構を用いた。解放部の概略図を図 4.3.1 に、サーボ固定部の詳細を図 4.3.2 に示す。

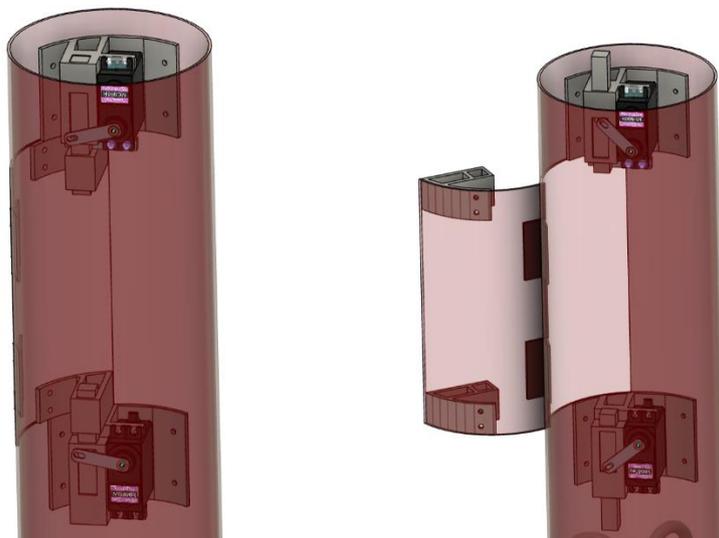


図 4.3.1 解放部概略図(左：クローズ時, 右：オープン時)

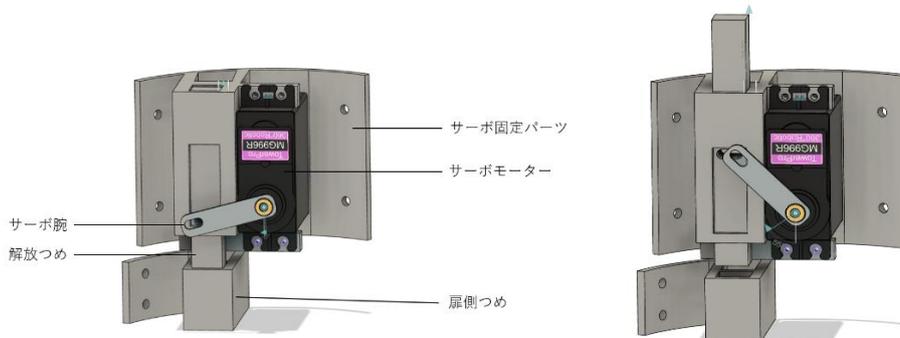


図 4.3.2 サーボ固定部詳細図(左：クローズ時, 右：オープン時)

4.4 電装部

電装部には、解放部と同様な横扉を付けた。これは過去の現地組立で、電装基板のスイッチの押し忘れなどが生じて一から組み立てなおしとなり、大きく時間を浪費したことからの反省からつくられた。

4.5 推進部

推力受けの構造を図 4.5.1 に示す。

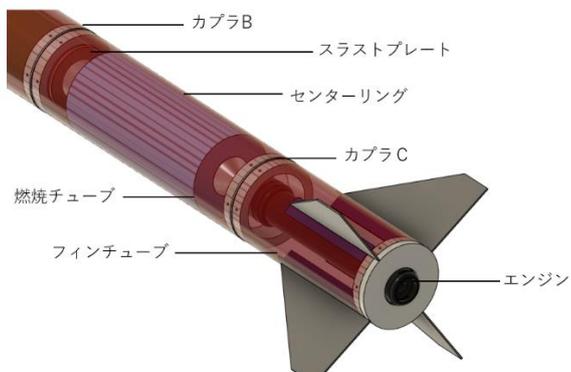


図 4.5.1 推力受けの構造

スラストプレートとカプラ B でエンジンの機軸方向を固定し，センターリングで径方向を固定した。

4.6 フィン部

フィン部の外観を図 4.6.1 に，フィンの固定部を図 4.6.2 に示す。

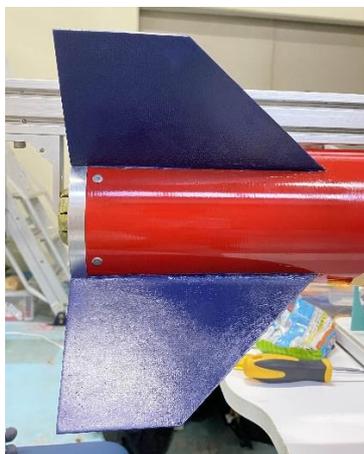


図 4.6.1 フィン外観



図 4.6.2 フィン固定部

前回の機体と同様にフィン及び L 字アングルの材料には自作の GFRP を用いた。板から切り出したフィンを，ボディに作成した切欠きから差し込み，内側から L 字アングルで固定しフィンチューブと一体化した。固定には 2 液性エポキシ接着剤を用いた。

5 推進系

5.1 推進系概要

今回のイベントでは、推進系は大きなトラブルなく無事に打上に成功した。今回使用したエンジンは HyperTEK J250 であるため、エンジンの詳細については省略する。

5.2 GSE に関して今後改善が必要な点

今回の打ち上げ実験を通じて、GSE のさらなる改良が必要であると分かった。

表 5.2.1

	現状	改良点
1	N2O ラインの脱圧配管の向きが異なっている。	向きを同じにして退避しやすいようにする。
2	電装基盤の改良(接触が悪い, 雨対策ができていない)	新しく基盤を作り直し, 雨対策を考案する。
3	雨対策ができていない。	O2 の電磁弁にもすのこを付ける。 サテライトボックス, コントローラーボックスを防水仕様にする。
4	安全教育が不十分である。(ボンベを開栓するときに, 革手袋・安全ゴーグルを両方着用すべき, など何点か指摘をいただいた。)	燃焼試験時にもできていなかったため, 燃焼試験時から安全対策を徹底する。 安全教育テキストを熟読する。

5.3 燃焼試験結果

2024 年 5 月 2 日に燃焼試験を行った。以下に燃焼試験中の写真を示す。



図 5.3.1 GSE 展開後の様子



図 5.3.2 GSE 組立中の様子

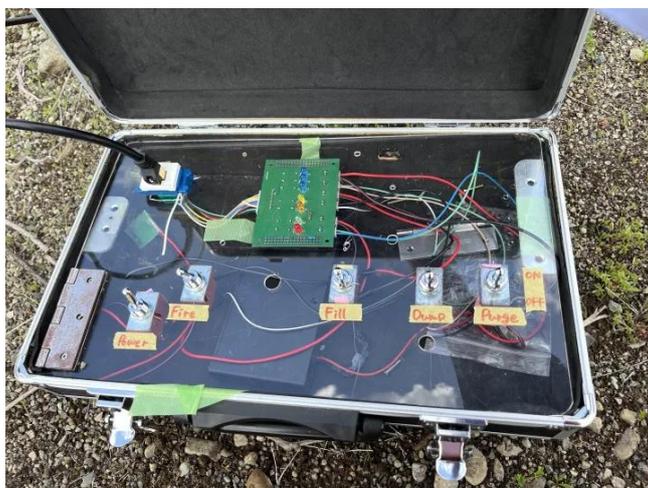


図 5.3.3 スイッチコントローラー

第 20 回能代宇宙イベント

燃焼試験で得られた推力履歴を以下に示す。

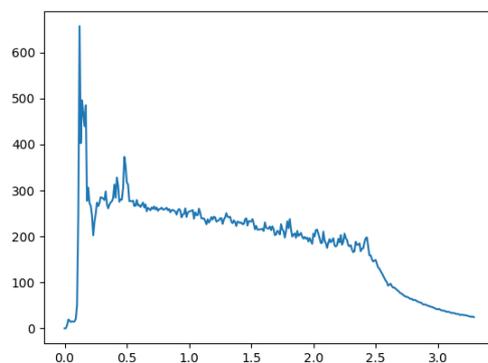


図 5.3.4 燃焼試験の推力履歴

また，表 5.4.1 に燃焼試験時のスケジュールを示す。

表 5.4.1 スケジュール

9:00	試験場到着
9:15	GSE 展開開始
11:20	窒素開栓
11:40	酸素開栓
12:05	亜酸化窒素開栓
12:15	展開完了
12:50	ステム挿入
14:20	点火シーケンス(1 回目)
15:25	点火シーケンス(2 回目)
15:50	片付け開始
16:20	完全撤収

5.4 打上当日のスケジュール

以下の表 5.4.2 に打上当日のスケジュールを示す。

表 5.4.2 スケジュール

7:50	展開開始
8:00	展開終了
8:10	電磁弁動作確認
8:20	イグナイタ動作試験
8:50	ブラッシュアップ
9:00	ボンベ接続
9:20	N2O 開栓(5.4MPa)
9:32	N2 開栓(14.9MPa)
9:36	O2 開栓(14.9MPa)
10:00	空圧弁動作確認, N2 リークチェック
10:05	O2 リークチェック
10:10	N2O リークチェック
13:30	ランチャー立ち上げ
14:08	総員退避完了
14:25	打上許可
14:30	打上

燃焼試験時のスケジュールと比べると、概ね同程度の時間で GSE 展開，ボンベ開栓を進めることができた。また，打上当日は電装系・構造系にトラブルがあったため，ランチャー立ち上げに時間がかかってしまった。

5.5 打上当日に起きた問題点

表 5.5.1

	項目	原因	対処
1	充填時間が速かった.	N ₂ O ボンベの気相部分を冷やしてしまった.	液相部分のみを冷やす.
2	ステムの先を覆って いなかった.	大気解放を行ったときにそのままにしてしまったため.	マスキングテープを外した人は、作業が終わった後に付けたか確認する.

5.6 今後の方針

今回の打上で見つかった問題点, 改善点をもとに, GSE を改良する. また, 近年 HyperTEK 製品が入手しづらくなっている. そのため, 団体内で自作エンジンプロジェクトを進め, 来年自作エンジンを用いて打ち上げができるように開発する.

6 電装系

6.1 ご協力企業



今回の電装系の製作にあたり、株式会社 JLCPCB 様よりプリント基板のご支援をしていただきました。この場で、お礼申し上げます。誠にありがとうございました。

株式会社 JLCPCB では、プリント基板の製作を受け付けております。新規登録者に \$60 クーポンを配布しているの、ぜひご利用ください。

<https://jlcpcb.com/jp/JPV>

配送業者を DHL にすることで、納期が約 1 週間と短いので急ぎの製作にはとても便利です。ぜひ利用してみてください。

6.2 電装系概要

本実験における電装系のサクセスクライテリアを表 6.2.1 に示す。

表 6.2.1 電装系のサクセスクライテリア

	内容	評価基準
Minimum	正常な離床検知・解放機構の動作 フライトデータの回収	目視による解放機構動作の確認 機体回収後に取得データを確認
Full	テレメトリーをリアルタイムで 受信する	地上局においてロケットの 陸着まで受信が途切れない
Extra	飛行映像の取得	機体回収後に映像を確認

また，図 6.2.1 に電装部の外観を示す．



図 6.2.1 電装部外観

本機体では，昨年度春の加太共同打上実験で打ち上げを行った Lightus-11”Parthenope”では達成できなかった飛行映像の取得を含めサクセスクライテリアを設定した．ハードウェア・ソフトウェアともに Parthenope での基本設計をそのままに改良を加え新規製作した．

Parthenope では，瞬停回路にトラブルがありマイコンをスリープ状態にすることができなかった．そこで瞬停回路の改良を行った．このほか，無線機の帯域幅・拡散率を変更することにより，距離 2km の離れた 2 点間において，30Byte のデータを 10Hz で安定的に送受信することを可能とした．また，測定系として，6 軸加速度，地磁気，気圧，飛行映像の取得を目指した．

6.3 ロケット搭載ハードウェア

6.3.1 システム構成・全体概要

図 6.3.1 に電装系のブロック図を示す。

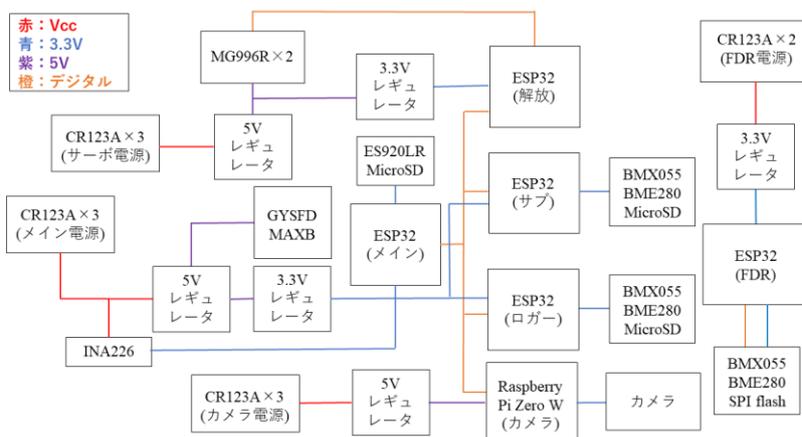


図 6.3.1 電装系ブロック図

本機では電装部に計 8 枚の基板および 1 台の Raspberry Pi カメラモジュールを搭載した。表 6.3.1 に各基板の名称・役割・機能の概要を示す。

表 6.3.1 各基板の名称・役割・機能の概要

基板名	役割	機能
メイン	制御	<ul style="list-style-type: none"> モード・フェーズの管理 通信モジュールの制御 GPS の制御 他基板に対する動作指示
サブ	データ取得・保存・処理	<ul style="list-style-type: none"> センサ測定値の取得・保存 (100 Hz) 取得したデータの数学的処理 解放機構への指示
ロガー	データ取得・保存	<ul style="list-style-type: none"> センサ測定値の取得・保存 (1000 Hz)
パワー	電源	<ul style="list-style-type: none"> メイン, サブ, ロガー基板への電源供給
解放	減速装置放出機構	<ul style="list-style-type: none"> サーボモータの制御 電子ブザーの制御
解放電源	電源	<ul style="list-style-type: none"> 解放基板, サervoモータへの電源供給
カメラ	カメラ制御	<ul style="list-style-type: none"> カメラへの電源供給
FDR	データ取得・保存の冗長	<ul style="list-style-type: none"> センサ測定値の取得・保存 (1000 Hz)

第 20 回能代宇宙イベント

消費電力削減のため、サブ、ロガー、解放基板は電源投入と同時に自動でスリープモードに投入される。スリープの解除は、メイン基板からのデジタル出力をトリガーとして行われる。また、カメラ基板については、サブ基板よりカメラモジュールの電源供給系を制御し、サブよりデジタル信号をトリガーとして自動的に動画の撮影が開始される。

FDR とは、データ取得・保存の冗長となる基板である。ランチャー立ち上げ後に電源投入し、所定の時間データを記録する仕組みとなっている。同様の機能を有するロガー基板との違いは、データの保存方式と電源系統にある。ロガー基板では、サブ基板と同様に micro SD を搭載しデータの保存を行い、電源系統はメイン・サブ基板と共有する設計となっている。一方で、FDR では、データの保存には基板に実装されたフラッシュメモリを使用し、電源系統が独立された設計となっている。FDR の優れている点は主に 2 つあり、以下にこれを示す。

1. 着地衝撃によりデータの欠落が生じないこと
⇒基板に実装されたフラッシュメモリを使用することで、micro SD が接触不良を起こす等によりデータが欠落することを防ぐことが可能となっている。
2. 万が一の場合においてもデータの取得・保存が可能
⇒電源系統を独立させることで、万が一主電源に異常をきたした場合においても、データの取得・保存が可能となっている。

6.3.2 搭載部品

表 6.3.2 に主な搭載部品の一覧を示す。

表 6.3.2 主な搭載部品一覧

分類	型番	備考
マイコン	ESP32-WROOM-32E	メイン基板
	ESP32-WROOM-32E	サブ基板
	ESP32-WROOM-32E	ロガー基板
	ESP32-WROOM-32E	解放基板
	ESP32-WROOM-32E	FDR
シングルボード コンピュータ	Raspberry Pi Zero 2 W	カメラ基板
通信機器	ES920LRB	メイン基板
サーボモータ	MG996R×2	解放機構
電源	CR123A×3	パワー基板
	CR123A×3	解放電源
	CR123A×3	カメラ基板
	CR123A×2	FDR
9 軸加速度センサ	BMX055	サブ基板 (100 Hz)
	BMX055	ロガー基板 (1000 Hz)
	BMX055	FDR (1000 Hz)
温度気圧センサ	BME280	サブ基板 (100 Hz)
	BME280	ロガー基板 (1000 Hz)
	BME280	FDR (1000 Hz)
電流電圧監視センサ	INA226	サブ基板 (100 Hz)
GNSS	GYSFDMAXB	メイン基板 (1 Hz)
Micro SD カード	KIOXIA EXCERIA 32GB	メイン基板
	KIOXIA EXCERIA 32GB	サブ基板
	KIOXIA EXCERIA 32GB	ロガー基板
SPI フラッシュメモリ	XTSD 512MB	FDR
電子ブザー	PKB24SPCH3601-B0	解放基板

6.3.3 電源系

表 6.3.3 に電源系統の一覧を示す.

表 6.3.3 電源系統の一覧

系統	電池の種類	個数	接続方法	用途
メイン電源	CR123A	3	直列	メイン基板 サブ基板 ロガー基板
解放電源	CR123A	3	直列	解放基板 減速装置放出機構
カメラ電源	CR123A	3	直列	カメラ基板 カメラ
FDR	CR123A	2	直列	FDR

各電源の CR123A は、基板に実装した CR123A 用電池ケース BHC-CR123A に格納した。また、CR123A の脱落を防ぐため、BHC-CR123A と基板に対して結束バンド 2 本を用いて拘束した。

瞬断対策として、電源遮断時にも数秒のオーダーで各基板の動作を維持できるようにするため、メイン、サブ、ロガー、解放基板、FDR に 1F の電気二重層コンデンサを配置した。コンデンサの充電不足によるマイコンの動作不良を防ぐため、コンデンサによる電源供給は RC 回路を用いたタイマー回路によって指定数秒に自動的に遮断されるようにした。

6.4 ロケット搭載ソフトウェア

6.4.1 開発環境

ロケット搭載ソフトウェアについて、言語は Arduino, 開発環境は Arduino IDE および Visual Studio Code を用いた。ESP32-WROOM 用ソフトウェアの開発は、ESP32 用 Arduino ボードマネージャー (<https://github.com/espressif/arduino-esp32>) を用いた。

6.4.2 状態遷移

表 6.4.1 に、モード及び各モードにおけるフェーズの一覧及び遷移条件を示す。

表 6.4.1 モード、フェーズの一覧及び遷移条件

モード	フェーズ	状態	遷移条件
Safety	Safety	発射前準備状態	電源投入または Standby や Flight 時に遷移コマンド受信
Standby	Standby	発射前準備状態	Safety や Flight 時に遷移コマンド受信
Flight	Launch	離床待機状態	Flight モード移行の遷移コマンド受信
	Ascend	燃焼中および慣性飛行中	離床検知
	Descent	パラシュートによる減速降下中	センサのデータによる減速装置放出条件の達成または離床検知から一定時間経過
Recovery	Recovery	陸着後	センサのデータによる陸着検知または離床検知から一定時間経過

6.4.3 離床検知・解放判定アルゴリズム

図 6.4.1 にメインマイコンにおける離床検知アルゴリズムの論理回路図を示す。

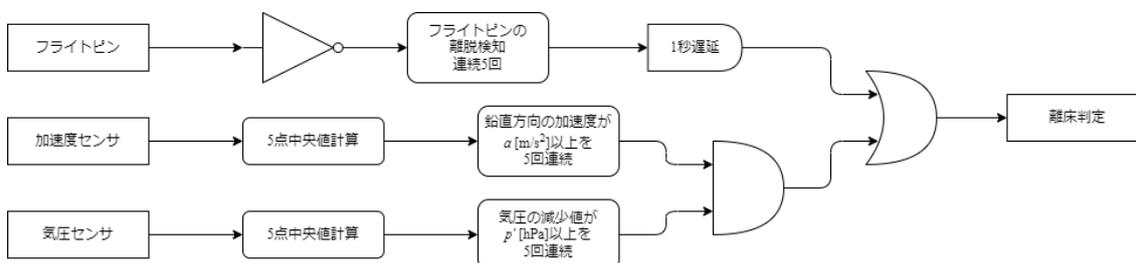


図 6.4.1 離床検知アルゴリズムの論理回路図

メインマイコンにおける離床検知は、サブ基板が取得した加速度および気圧の測定値またはフライトピンを用いて行われる。なお、フライトピンは冗長系であり、ランチャ挿入前にセンサとの通信が不可能になるなどのトラブルが発覚した場合にのみ用いる

こととした.

以下, 離床検知について, 時間当たりの気圧減少の閾値の決定方法について述べる. 気圧と高度は式(6.4.1)で変換される^[1].

$$h = \left(\frac{T + 273.15}{0.0065} \right) \left(\left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{1}{5.257}} - 1 \right) \quad (6.4.1)$$

ここで, 高度 h [hPa], 気圧 p [hPa], 海面気圧 p_0 [hPa], 気温 T [°C] である. 式(6.4.1)を時間微分することにより, 式(6.4.2)を得る.

$$\frac{dp}{dt} = \frac{0.0065p_0}{T + 273.15} \left(\frac{0.0065p_0}{T + 273.15} h + 1 \right)^{-6.257} \frac{dh}{dt} \quad (6.4.2)$$

式(6.4.2)に対して, h に射点の海拔高度, T に射点温度, dh/dt にランチクリア速度を代入することにより, ランチクリア時の単位時間当たりの気圧増加値 $dp/dt|_{t=0}$ を推定することができる. 判定が行われる発射 1 秒間においてエンジンは燃焼中であり, 鉛直上向きの速度は増大することから, $dp/dt|_{t=0}$ は発射 1 秒間における dp/dt 最小値となるため, $dp/dt|_{t=0}$ を単位時間当たりの気圧増加 (減少) 値の閾値と用いることで, 気圧測定値による離床判定が可能である. ランチクリア速度が想定よりも小さくなる可能性を考慮し, 本実験では $dp/dt|_{t=0}$ の 70% を閾値として用いた.

図 6.4.2 に解放判定のアルゴリズムの論理回路を示す.

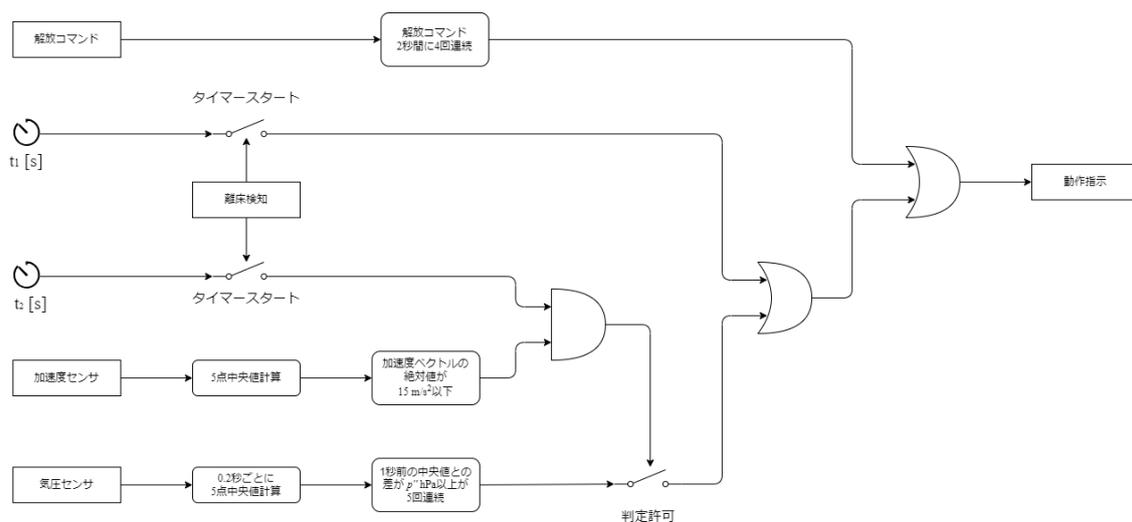


図 6.4.2 解放判定アルゴリズムの論理回路

タイマー時間 $t_1 = 10.6 \text{ s}$ とした。気圧センサによる判定に対して、加速度ベクトルの絶対値が 15 m/s^2 以下である、及び離床検知から 4 (t_2) 秒以上経過しているという条件を加えることで、燃焼中の減速装置の放出を防いだ。

6.4.4 基板間通信

各基板搭載のマイコン間の通信として、UART を用いた。データは各基板間でバイナリ配列として送受信した。送信した各変数をバイナリに変換した上で 1 つのバイナリ配列として結合し、終端確認のため COBS へのエンコード、チェックサムとして先頭への COBS 配列長の付与を行ったものを 1 パケットとした。一連のバイナリ配列の操作には自作の Arduino ライブラリを用いた。

6.4.5 無線通信

機体-地上局間の通信用モジュールとして、ES920LRB を用いた。表 6.4.2 に、ES920LRB の諸元を示す。

表 6.4.2 ES920LRB の諸元

項目	仕様内容
型名	ES290LRB
準拠法	ARIB STD-T108
周波数	920.6~928.0 MHz
変調方式	LoRa 変調(スペクトラム拡散)
チャンネル数	15ch (帯域幅 125 kHz の場合)
中心周波数	923.3 MHz
帯域幅	125 kHz
チャンネル番号(ARIB 準拠)	37

地上局へのデータの送信は、センサ測定値や位置情報などのフライトデータを基板間通信と同様の方法でエンコードしたバイナリ配列を 1 パケットして行う。エンコード方式はモードごとに個別に定めており、例えば Flight モードにおいては、1 パケット内に 3 軸の加速度の絶対値、気圧高度、GNSS 位置情報、モード・フェーズ情報、姿勢角が含まれている。また、地上局へのデータ送信は、Flight モードでは 10 Hz で、Standby モードでは 1 Hz で行うこととした。従来までは、見通し距離 1 km において 1 Hz で送受信することが限界であった。そこで、本実験においては、無線機の帯域幅及び拡散率を見直すことにより、見通し距離 2 km で 30 Byte のデータを安定して 10 Hz で送受信することを可能にした。

6.5 地上局

機体から送信されたデータは ES920LRB を用いて受信し，UART によって PC に送信される．地上局ソフトウェアの GUI を図 6.5.1 に示す．



図 6.5.1 地上局ソフトウェアの GUI

(参考文献)

[1] CASIO, ke!san 生活や実務に役立つ計算サイト，気圧から標高を計算，<https://keisan.casio.jp/exec/system/1257609530>，(閲覧日 2024 年 11 月 1 日)．

7 打上実験の経過

7.1 打上当日の流れ

打上当日のスケジュールと実際の動きについて表 7.1 に示す。

表 7.1 当日のスケジュールと実際の動き

時刻	スケジュール	実際の動き
7:50	GSE 展開・全組開始	GSE 展開開始
9:00	ボンベ接続・全組	全組開始
9:30	現地審査合格	トラブル
10:00	ランチャー立ち上げ開始	トラブル
11:00	打上	トラブル
12:30	—	現地審査合格
13:30	—	ランチャー立ち上げ開始
14:30	—	打上

大幅に打上が遅れた原因としては、トラブルにより現地審査合格までに時間を要したことである。トラブルは電装系と構造系に分けられ、電装系は後述の 9.2 章に、構造系は後述の 9.1.5 章にそれぞれ考察と反省を示している。

7.2 打上結果

減速装置放出機構が動作せず、弾道落下した。電装部の破損により、到達高度は不明。落下地点を以下の図 7.2 に示す。



図 7.2 落下地点

8 結果と考察

8.1 構造系

本機体は解放機構が作動せず，弾道落下し，機体の大半が破損する結果となった．地面に電装部までが突き刺さり，燃焼部から地表に残った．発見時の様子を図 8.1.1 に示す．



図 8.1.1 機体発見時の様子

8.1.2 ノーズコーン

ノーズコーンについて，落下時に頂点から垂直に圧力が加わったことで層状に破壊された．図 8.2.1 に破壊されたノーズコーンを，図 8.2.2 に元のノーズコーンを示す．飛翔中の強度は試験によって十分であったが，今後より大きな衝撃のかかる打ち上げの際には PLA ではなく GFRP を用いて積層することを検討する．



図 8.2.1 破壊されたノーズコーン



図 8.2.2 元のノーズコーン

8.1.3 解放機構

解放機構について、電装部の問題により機構が作動しなかったため、構造的に正常に作動するかはわからなかった。しかし事前の解放試験では正常に作動しており、過去機体よりも組立のしやすい構造であったため、今後横解放をする際には今回と同様な機構にする予定である。

8.1.4 電装部

電装部について、横扉があることで組立が大きく簡易になり、現地での大幅な時間短縮につながった。しかし、回収された機体は、横扉が外れて切りかけ部分が大きく破壊されていた。切りかけ部において飛翔中の強度は試験し十分であったが、着陸時の衝撃は考慮しておらず電装基板まで大破することになってしまった。今後は着陸後に回収の必要な電装基板の入っているチューブには切りかけを用いず、別の組立の容易な構造を検討したい。

8.1.5 エンジン固定部

エンジン固定部について、現地でエンジンの径方向のずれが大きく、その改善のために大幅に打ち上げを遅延させた。径方向のずれの原因としては、センターリングとして用いたスタイロフォームの摩耗によりしっかりとエンジンを固定できていなかったことが考えられる。現地では、センターリングを新たに作り直し、スラストプレートのエンジンタンクと当たる部分に薄いゴムシートを張りずれないようにした。またエンジンにビニールテープを巻きエンドカプラのエンジンが出る穴で固定されるようにした。今後はセンターリングとして摩耗により大きく形状の変わらない PLA 等を用いることや、エンドカプラのエンジンを出す穴の径をエンジンと等しくすることを検討したい。

8.1.6 フィン

フィン部について、自作の GFRP 製フィン及び L 字アングルは飛翔中に破棄することなく強度は十分であった。しかし、着陸前に木の枝に引っ掛かり 1 枚のフィンが分離した。フィン自体は破壊することなく、エポキシ樹脂が剥がれ、根元から分離していた。今後はフィンの固定に接着剤とガラスクロスを併用していくことを検討したい。

8.2 電装系

今回の実験では、電装系の異常により、減速装置放出機構の動作しなかった。この原因について究明するため飛行データの回収を試みたが、弾道落下の影響によりメインの記録用 SD カードは破損していた。今回、初の試みである独立した Flight Data Recorder (以降は FDR とする) についてはデータの保存および回収には成功したものの、記録されていたデータは、記録開始後の 6 分間であり、打上前に記録を終了していた。これは FDR のプログラムにおいて、記録時間が 60 分ではなく 6 分になっていたことが原因であった。一方で、FDR は弾道落下の衝撃にも耐え、データの保存に成功していたことから、性能評価には成功したと言える。

問題である減速装置放出機構が動作しなかった原因について、飛行データ以外の面から検討を行った。打上当日、機体審査の遅れにより、長時間電源を消費していた。審査書の段階で、4 時間以上の性能は保証されていたが、当日は、その 4 時間を超えた運用がなされていた。実際のところ、現地審査までの間ほとんどの時間において電装部の電源は切られていたが、減速装置放出機構の開け閉め等により電源を消費していたと考えられる。また、打上直後、機体からのダウンリンクが途切れるという事象が発生していた。無線機の性能については、審査書の段階で見通し距離 2 km において、当日と同様のデータ量にて 10 Hz でのデータ送受信を行い連続 10 回以上の受信に成功しており、無線機の性能により、ダウンリンクが途切れたとは考えにくい。

以上のことから、今回の減速装置放出機構の動作不良について、次の 2 つの原因があると結論付けた。

- 電力不足
審査書にて保証されていた動作時間を超えて運用されたことにより、基準電圧を下回り、電力が不足したと考えられる。減速装置放出機構の電源系と制御系の電源系が異なるため、いずれかあるいは両系統において、電力が不足したかを特定するには至らなかった。
- ランチクリアによるケーブルの接触不良、破損または脱落
ランチクリアの直後に、ダウンリンクが途絶したことから、ランチクリアの衝撃により、基板間のケーブルが接触不良、破損または脱落し、電源系又は通信系が失われたと考えられる。ケーブルは特別固定をせず、ケーブル自体のロック機構のみ依存しており、これがランチクリアの衝撃に耐えられるかの検討が不足していた。

今回の問題より、次の電装系設計より以下の対策を講じることに決定した。

- 基板間通信方式の変更
現在、基板間通信には UART を使用しているが、ノイズに弱く、今回のように、ケーブルの接触不良等により通信が途絶えることを防ぐため、一般的にノイズに強いとされる CAN 通信の導入を目指すこととした。これには、時間を要するが今年度の春の機体への導入を目指し、研究開発を行っている。
- 基板間の接続方法の変更
現在、基板間には市販のケーブルを使用しているが、これは基板の実装部品が大きく基板間において、30 mm の間隔を設ける必要があったため、ケーブルを使用していた。しかし、表面実装部品を採用するなど、基板の小型化を図り基板間を 15 mm 以下にすることで、ピンヘッダーでの接続を可能とし、ケーブルのように破損することを防ぐことを目的とする。これについても、今年度の春の機体への導入を予定している。
- 電源系統の刷新
電力不足の観点から、使用する電池の変更し、長時間の運用に耐えるものにする。また、外部給電を採用し、打上直前まで電源系の電力を維持し、打上直前まで電力消費を極力抑えることを目的とし、現在、研究開発を行っている。

8.3 シミュレーション

今回の実験においてはフライトログが取得できなかったため、ハイスピードカメラの映像と落下ポイントの 2 つのデータから考察を行う。

ハイスピードカメラの映像から、エンジンの点火からランチクリアまで 0.423 秒であることが分かり、燃焼試験の推力履歴の形状と照らし合わせるとランチクリア速度が 23.6 m/s であることが分かった。これは、シミュレーション結果の 19.5 m/s よりも大きな値となった。

また、落下地点までのダウンレンジを比較すると実験結果の 319.5 m は、シミュレーション結果の 186 m の約 1.7 倍となっていた。これは前述のランチクリア速度の上振れに加え、上空の風速が 5.0 m/s という観測結果よりも大きな値であり、その風見効果によってシミュレーションよりも水平方向にロケットの軸が傾いた状態で飛行したことが原因であると考えられる。本実験の結果を踏まえ、風モデルの探究や、自団体製作の飛行シミュレーションの開発を進めていきたい。

8.4 当日の反省

当初、打ち上げ予定は 11 時だったが、トラブルが重なり、14 時 30 分の打上となった。この間、30 分おきに現地審査の時間を延ばして対応し、運営に多大な迷惑をかけることになった。実際、修正にかかる時間が予想できなかった時点で、余裕をもって現地審査の時間を変更すべきだった。また、予想外の問題であったため、トラブルシュートが用意できていなかった。今後はあらゆる可能性を考慮し、トラブルシュートを作成するとともに、予想外の問題が起きた場合も、運営に適度に相談しながら余裕をもって現地審査並びに打ち上げ予定時刻を予測したい。

9 結言

今回の打上実験参加にあたり、今まで機体製作の中心を担っていた現 3,4 年生から引き継ぐ形で 1,2 年生が製作の中心となって製作を進めていった。最終的に機体の打上には成功したが、フルサクセスであったパラシュートの開傘や飛行データのリアルタイム受信が未達成となってしまい、力不足を痛感する結果となった。しかし、実際にイベント参加することで様々な学びや気づきを得ることができ、団体として大きく成長できたイベントだったと感じている。今回の反省を生かし、今回未達成となったミッションを成功させることを前提としながら、新しい技術も用いて次機体を製作していきたい。

10 謝辞

弊団体が今回の打上実験に参加するにあたり、期間中に惜しめないサポートをいただいた能代市の方々、監督して下さった先生方、度重なる審査をして下さった審査員の方々、実験の企画運営をして下さった運営の方々をはじめ、多くの方々のご協力を賜りました。この場をお借りして、厚く御礼申し上げます。