

2024 年 3 月実施 加太共同実験
実験結果報告書



東京農工大学宇宙工学研究部 Lightus

【Parthenope】

PM 齋藤 大樹

代表/構造系責任者 角 采音

燃焼系責任者 岡本 秘露美

電装系責任者 田中 優

シミュ責任者 大友 華

目次

1. 団体概要	3
2. プロジェクト概要	4
2.1 実験目的	4
2.2 サクセスクライテリア	4
3. 機体概要	5
4. 構造系	6
4.1 機体各部の詳細	6
4.2 ノーズ部	7
4.3 解放部	7
4.4 推進部	8
4.4 フィン部	9
5. 推進系	10
5.1 推進系概要	10
5.2 燃焼実験報告	16
5.3 過去1年以内に発生したトラブル	18
6. 電装系	19
6.1 電装系概要	19
6.2 ロケット搭載ハードウェア	20
6.3 ロケット搭載ソフトウェア	23
6.4 地上局	26
7. CanSat	27
7.1 ミッション概要	27
7.2 構造系機体設計	27
7.3 電装系機体設計	28
7.4 実験結果	28
8. 打上実験の経過	29
8.1 打上当日の流れ	29
8.2 打上結果	29
9. 結果の考察と反省	31
9.1 構造系	31
9.2 電装系	32
9.3 シミュレーション	34
9.4 当日の反省	36
10. 結言	36
11. 謝辞	36

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．

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、10機体目である Twilight の打上に成功した。しかし、フルサクセスの達成はできず、ミニマム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、下記に示す4つのミッションを設定した。

【本実験におけるミッション】

- ①フェアリング方式での解放機構
- ②Lightus 初の CanSat 搭載，放出
- ③改良した GSE の性能評価
- ④飛行データの収集

2.2 サクセスクライテリア

表 2.1 に本実験のサクセスクライテリアを示す。

表 2.1 サクセスクライテリア

Minimum	<ul style="list-style-type: none"> ・機体の打上 ・データ収集 ・解放機構の正常動作
Full	<ul style="list-style-type: none"> ・パラシュートの開傘 ・ペイロード(CanSat)放出
Extra	<ul style="list-style-type: none"> ・CanSat による写真撮影 ・機体の軟着陸

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

機体名称	Parthenope
機体ランク	ランク A
全長 L [mm]	1756
外径 D [mm]	110
酸化剤非充填時質量 W [g]	6246
酸化剤非充填時重心 X_{CG} [mm]	743
全機圧力中心(機体後端から) X_{CP} [mm]	526
目標到達高度 [m]	330
最大大気速度 [m/s]	72.3
機体色	黄
減速装置の色	赤
使用エンジン	HyperTEK J250

「Parthenope」は，Lightus のハイブリッドロケット第 11 号機として製作した。

本機体の特徴はフェアリング式の解放機構，チューブ一体型のフィンである。フェアリング内には減速装置としてパラシュートと，またペイロードとして CanSat を格納した。主な材料として，ボディチューブ・フィンに GFRP，ノーズコーン・サーボ・電装固定パーツに 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 HyperTEK 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、部品一覧を表 4.1.1 に示す。

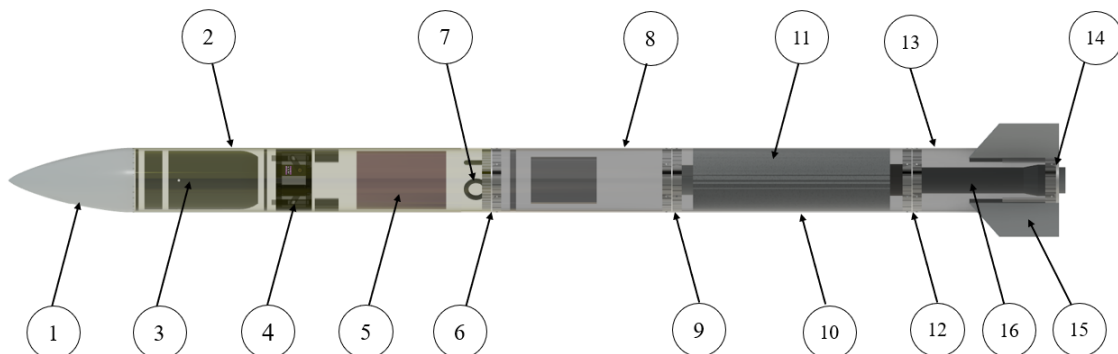


図 4.1.1 組立図

表 4.1.1 部品一覧

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	CanSat	PLA 他	後述
4	解放機構	PLA 他	3D プリンタで造形
5	パラシュート	-	8 項に詳細を記載
6	カプラ A	A2017-T4	解放電装間カプラ
7	アイボルト	SS400	CHIC10 (ミスミ) を使用
8	電装チューブ	GFRP	購入
9	推力受け	A2017-T4 A5052-H34	カプラ B (電装燃焼間カプラ) にスラストプレートを接続
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。

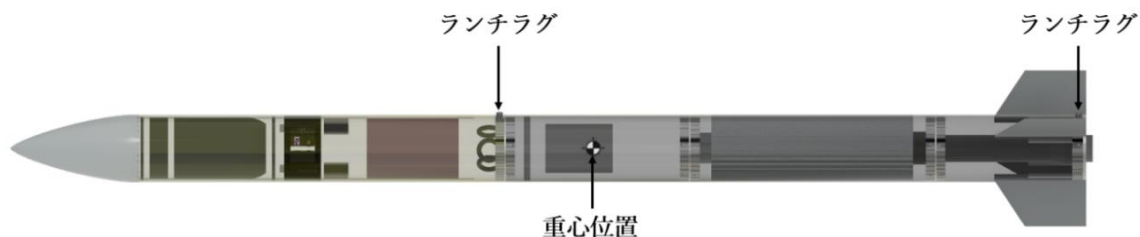


図 4.1.2 ランチラグ取り付け位置

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]	200
ノーズ法線力傾斜 C_{nn} [1/rad]	2.0

ノーズコーンの材質は PLA で, 3D プリンタで製作した. 解放部とは接着剤で接続した.

4.3 解放部

4.3.1 減速装置

減速装置に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	赤
主傘の直径[mm], スピルホール直径[mm]	1000, 100
減速装置抗力係数	1.32
素材	msRIP15

4.3.2 解放機構

本機体ではフェアリング式の解放機構を用いた. 解放部の概略図を図 4.3.1 に, サーボ固定部分の詳細を図 4.3.2 に示す.



図 4.3.1 解放部の概略図

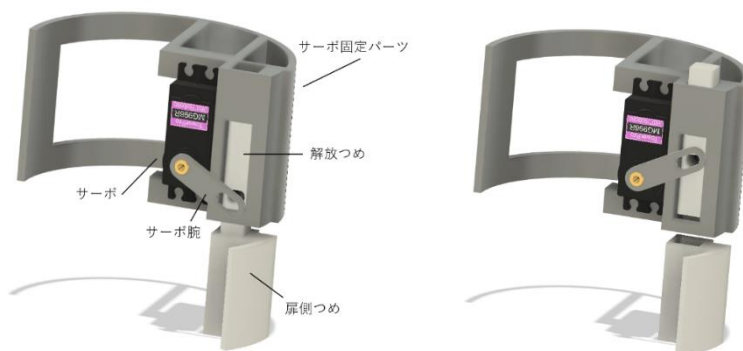


図 4.3.2 サーボ固定機構 (左：クローズ状態, 右：オープン状態)

図 4.3.3 に、フェアリング内の配置を示す。



図 4.3.3 フェアリング内の配置

フェアリングと本体チューブとは蝶番で接続されるが、解放時の衝撃で蝶番の設置部分が割れた場合に投棄物が発生しないよう、別途ショックコードでも接続した。フェアリング内にはノーズコーン側から CanSat, サーボおよび固定パーツ, パラシュートの順に配置した。

4.4 推進部

推力受けの構造を図 4.4.1 に示す。

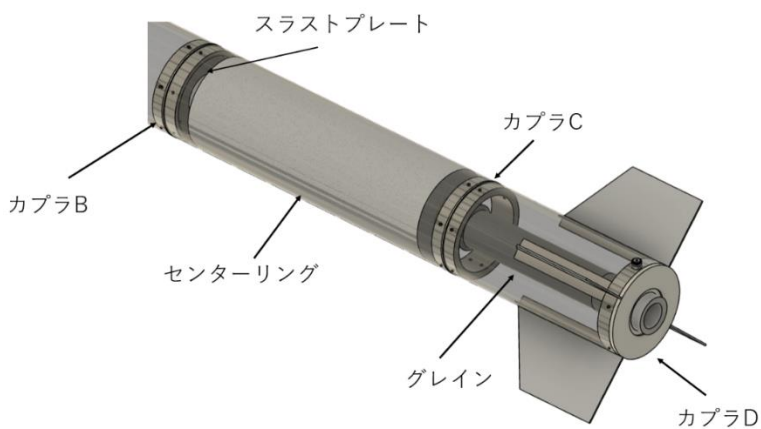


図 4.4.1 推力受けの構造

スラストプレートとカプラ D 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。スラストプレートはカプラ B の燃焼チューブ側に固定した。

4.4 フィン部

フィン部の外観を図 4.4.1 に示す。

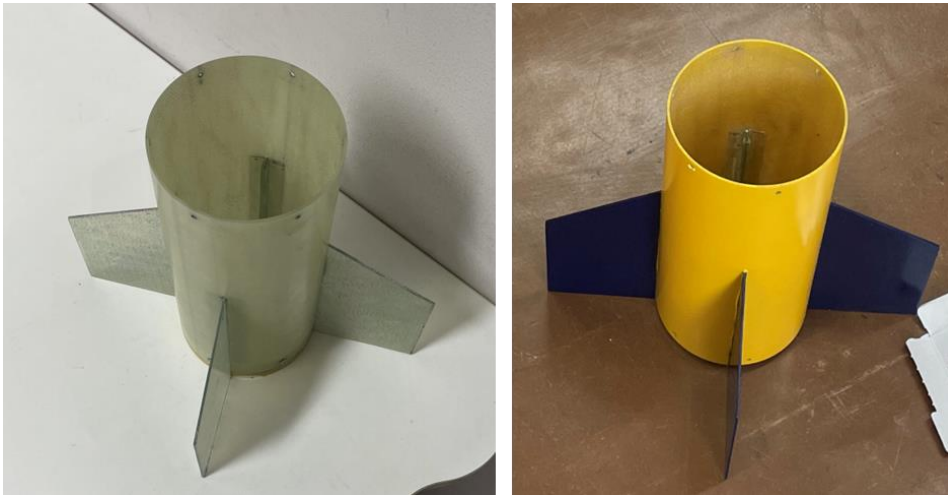


図 4.4.1 フィン外観

前回機体ではフィンに PMMA を用いていたが、強度が足りず落下時に大破すること、加工の精密性の担保が難しいことから、フィンおよび 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

5.1.1 サクセスクライテリア

表 5.1 に推進系のサクセスクライテリアを示す. Extra にある改良した GSE に関しての詳細は 5.1.3 に記載する.

表 5.1 推進系サクセスクライテリア

Minimum	安全な GSE 運用
Full	自作燃焼架台を用いた独自燃焼実験の成功
Extra	改良した GSE での打上成功

5.1.2 GSE 概要

図 5.1 に N₂O P&ID 図を, 表 5.2 に配管の主な部品名と型番を, 図 5.2 に実際の配管の写真を示す.

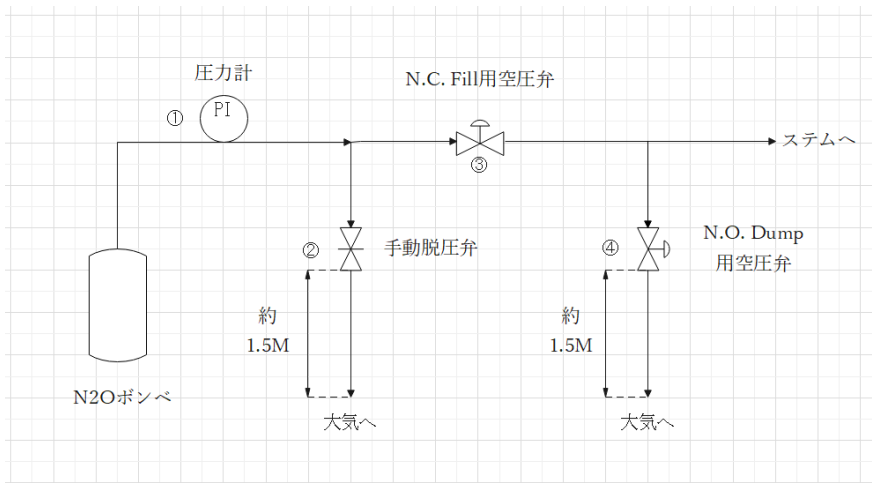


図 5.1 N₂O 配管 P&ID 図

表 5.2 N₂O 配管構成

番号	部品名	型番
1	圧力計	GS50-171-10.0MP
2	ニードルバルブ	SS-400-3-4-TTF
3	ノーマルクローズボールバルブ	SS-HBS4-C
4	ノーマルオープンボールバルブ	SS-42GS4-31O



図 5.2 N₂O 配管

図 5.3 に打ち上げ時の N₂ P&ID 図を示す. 表 5.3 で配管の主な部品名と型番を示す. また, 図 5.4 に実際の写真を示すが, これは燃焼実験用であるため Purge 用電磁弁がある.

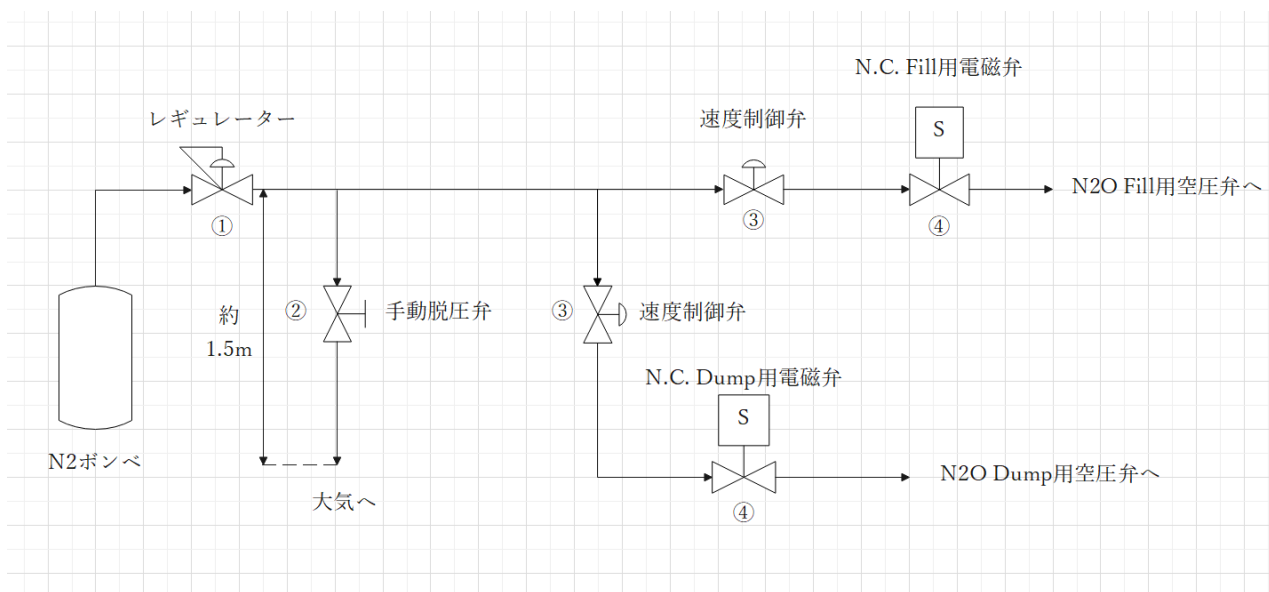


図 5.3 打上用 N₂ 配管 P&ID 図

表 5.3 N₂ 配管構成

番号	部品名	型番
1	レギュレータ	YR-70V
2	脱圧バルブ	BVU20-0606
3	スピードコントローラー	JSMU6
4	ノーマルクローズ電磁弁	181E1DC12V

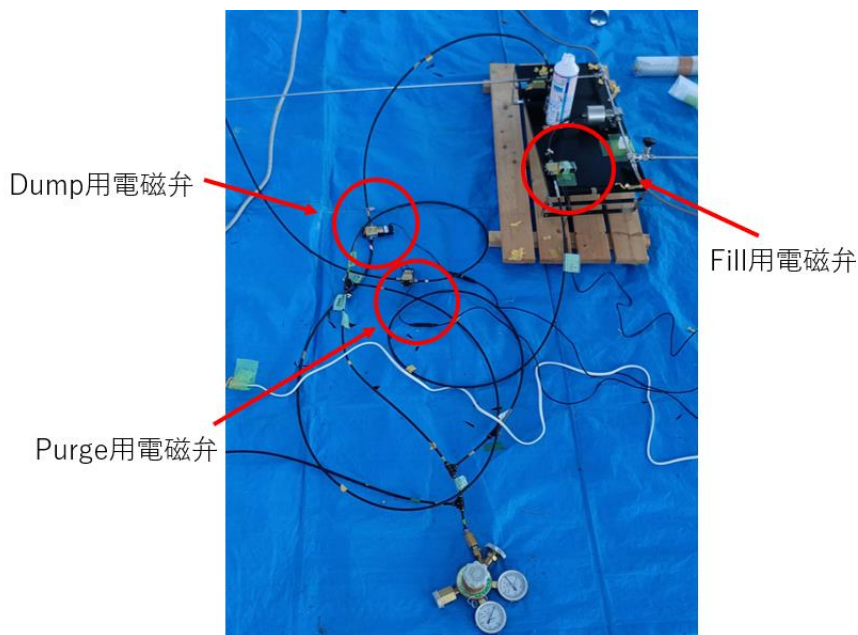


図 5.4 N₂ 燃焼実験用配管

図 5.5 に O₂ P&ID 図を示す. 表 5.4 に配管の主な部品と型番を示す. また, 図 5.6 は実際の配管の写真である.

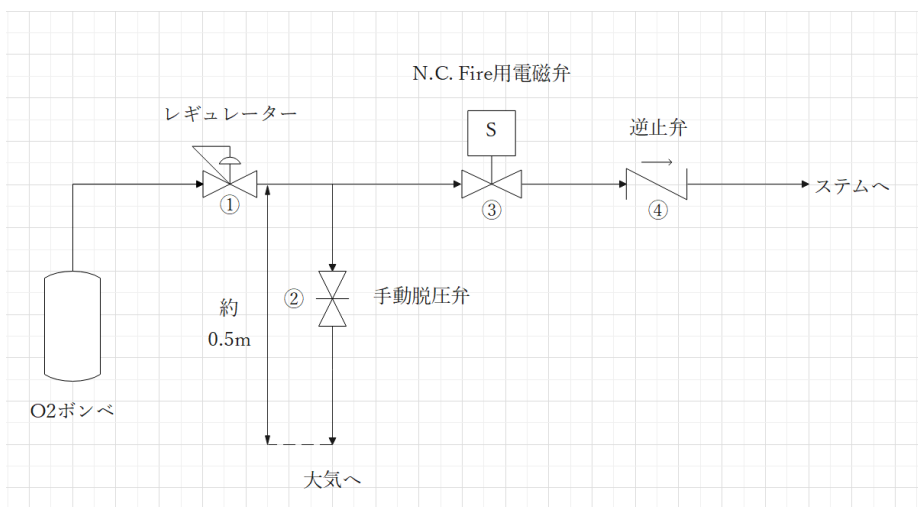


図 5.5 O₂ 配管 P&ID 図

表 5.4 O₂ 配管構成

番号	部品名	型番
1	圧力調整器	YR-70
2	ニードルストップバルブ	US-13PB-R
3	電磁弁	AB41-02-3-J-DC12V
4	逆止弁	SS-4CPA2-RT-50



図 5.6 O₂ 配管

N₂O の脱圧に関して、Dump 操作を行うことにより、脱圧することが可能である。ほか、N₂O、N₂、O₂ それぞれは配管上に手動脱圧弁を有する。

電源喪失および空圧喪失時は、N₂O、N₂、O₂ の手動脱圧バルブを用いることで脱圧することが可能である。また、電源が落ちると、図 5.1 の④のノーマルオープンバルブが作動し、N₂O は大気に放出される。排出用配管の長さについて、N₂O ラインは2m以上の長さを有する。

図 5.7 および図 5.8 にステム配管図およびステム寸法図を示す。

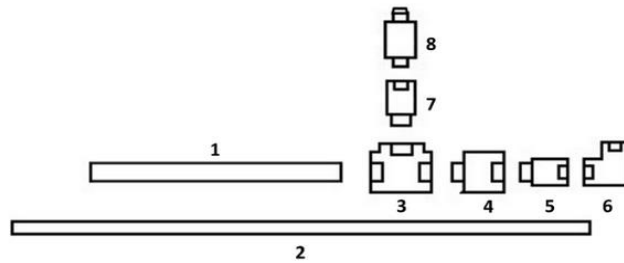


図 5.7 ステム配管図

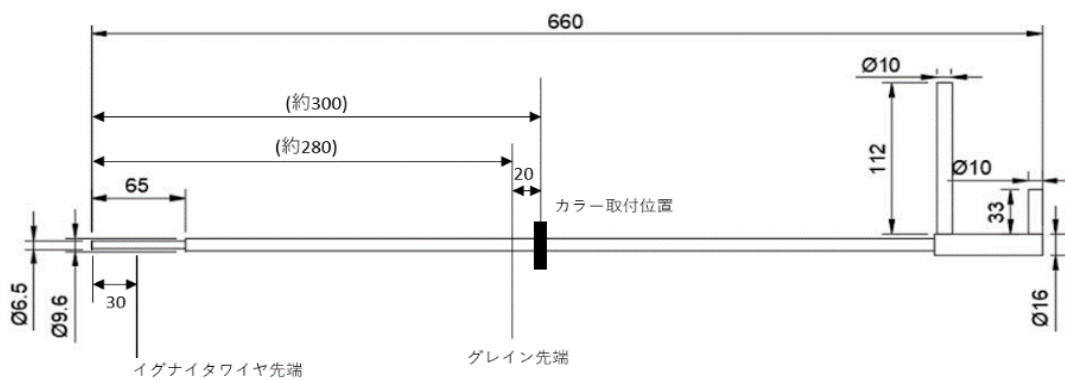


図 5.8 ステム寸法図

イグナイタワイヤ先端を三角形に切り（前回燃焼試験時は M 字型に切った）、マスキングテープを貼り付ける。ステム先端手前に固定するため2、3か所マスキングテープとステムを貼り付ける。先端部は折り返し、グレインの内壁にワイヤが触れるようにする。

表 5.5 にステム部品表を示す。

表 5.5 ステム部品表

No	型番/名称	数	形状	メーカー/ 調達先	材質
1	SKE9.53-550	1	1mm 厚 外径 9.53mm(3/8inch) 長さ 550mm	MISUMI	316 ステンレス鋼
2	SKE6.35-660	1	1mm 厚 外径 6.35mm(1/4inch) 長さ 660mm	MISUMI	316 ステンレス鋼
3	316L-600-3	1	Swagelok®チューブ継手 3/8in*3	Swagelok	316 ステンレス鋼
4	SS-6-TA-7-6RT	1	Swagelok®チューブアダプター 3/8in - Rc3/8in	Swagelok	316 ステンレス鋼
5	SS-400-1-6RTBT	1	R3/8in - Swagelok®チューブ継手 1/4in	Swagelok	316 ステンレス鋼
6	316L-400-9	1	Swagelok®チューブ継手 1/4in - Swagelok®チューブ継手 1/4in	Swagelok	316 ステンレス鋼
7	SS-400-R-6	1	Swagelok®チューブアダプター3/8in - Swagelok®チューブ継手 1/4in	Swagelok	316 ステンレス鋼
8	-	1	Swagelok®チューブアダプター1/4in - AN フレア-37° 1/4in	Swagelok	316 ステンレス鋼
9	イグナイタワイヤ	1	スケア数 0.3, 太さ 2mm 銅線		

5.1.3 GSE 改良

2023 年 6 月において 2 回行った燃焼実験の結果よりトータルインパルスが公称値よりも約 34%の差があることが判明した。燃焼時間の短さと黒い煙の発生が観測されたため考えられる原因は不完全燃焼だと判断し、酸素の総流量を増やすため GSE を改良した。

改良点の 1 つ目として、タイマー回路を導入した。具体的には、可変抵抗を入れることで点火のタイミングを O₂ 充填のタイミングよりも遅らせるシステムを導入した。その回路図を図 5.8, 5.9 に示す。

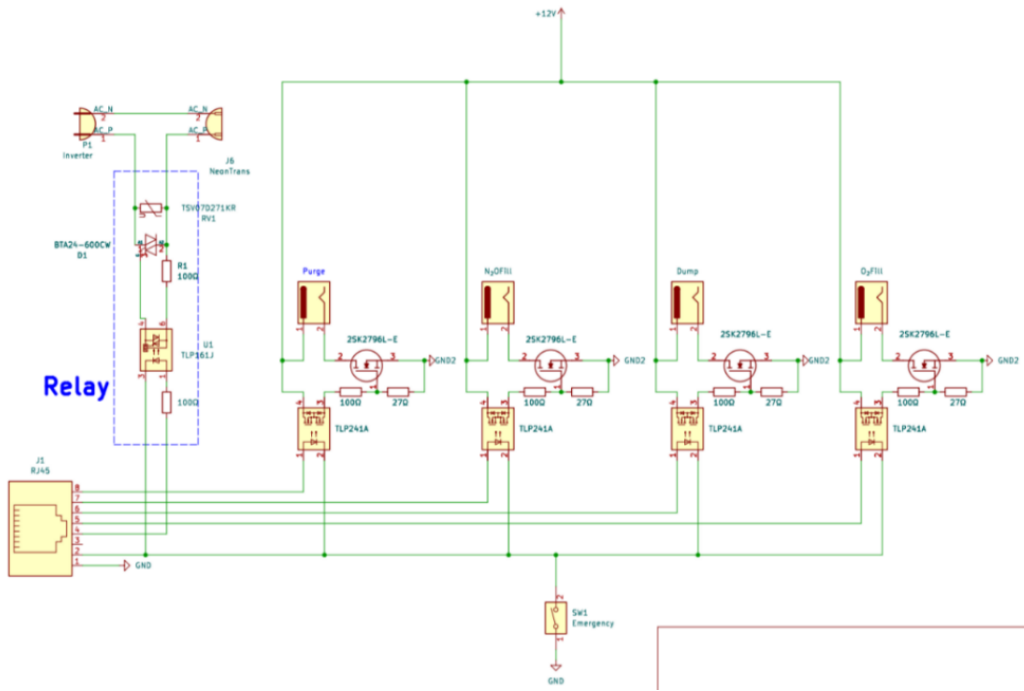
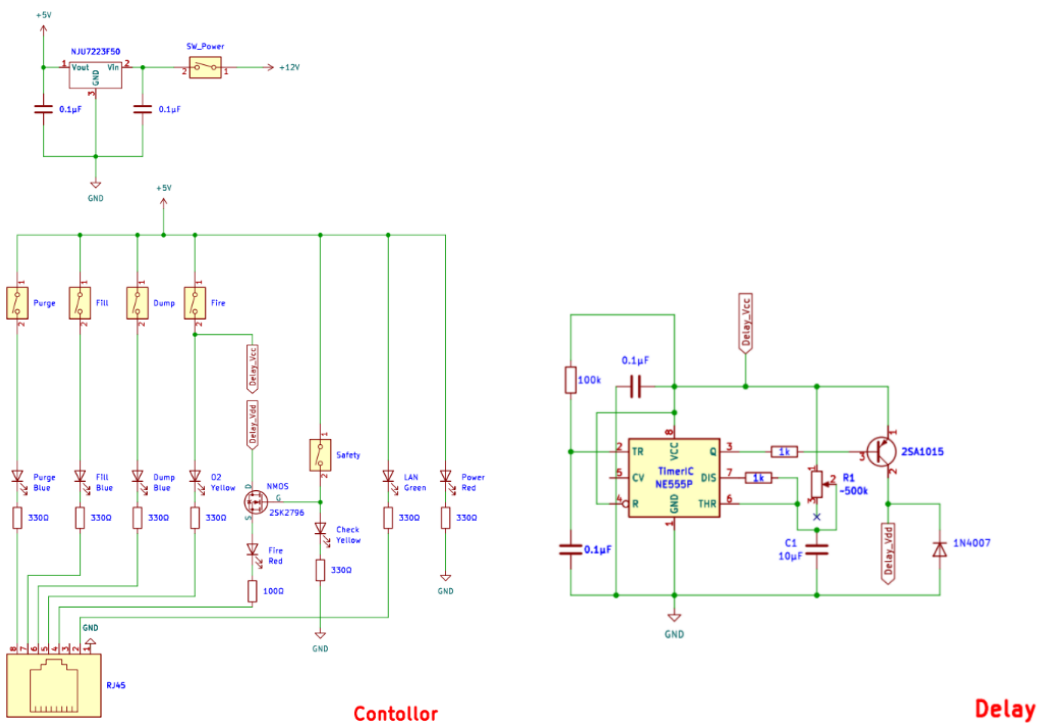


図 5.8 サテライト回路図



Contollor

Delay

図 5.9 コントローラ回路図

改良点の2つ目はステムの長さを変更した。図 5.10 にあるように、酸素はステムの径が異なる金属棒の僅かな隙間から流出する。今回はその先にある亜酸化窒素が通る金属棒の長さを短くすることでより多くの酸化剤と反応できるようにした。

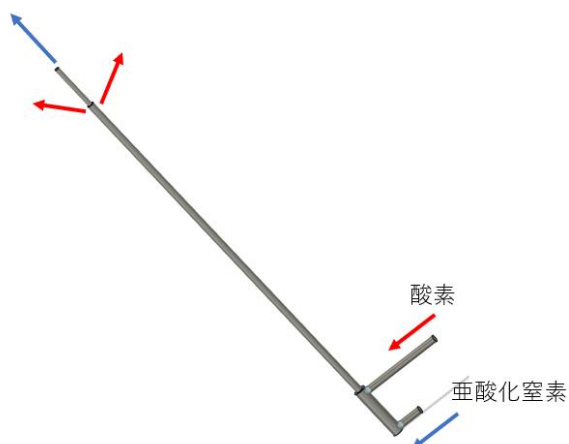


図 5.10 ステム CAD 図

5.2 燃焼実験報告

2024年1月31日に一回目の、2024年2月14日に二回目の燃焼実験を行った。一回目の実験ではイグナイターが点火せず、時間内の復旧が困難と判断し、この日は失敗で実験を終了した。GSE 電装を変更したことが不点火の原因の一つとして考えられたため、変更前の電装を用いて二回目の実験を行った。

5.2.1 実験装置

図 5.11 と図 5.12 に燃焼試験装置の写真を示す。



図 5.11 燃焼試験装置



図 5.12 燃焼試験装置

燃焼架台の主な構造材は Misumi 社のアルミフレーム HFS8-4040 および高い荷重がかかる場所に GFS8-4040 を選定した。ロードセルは Tedeo Huntleigh 社の 00616-300K-G0-04X を用いた。

推力の計測方法は図 5.13 に示すように、地面に水平な方向にグレインを固定し、推力によって架台のグレイン固定部分がロードセルを押すことで計測する。

また、初期荷重として 300g の重りをアイボルトとロープを用いてかけた。

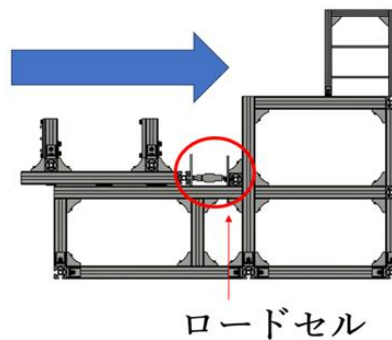


図 5.13 推力による荷重のかかり方

5.2.2 試験結果

2024年2月14日の燃焼試験で得られた推力履歴を図 5.14 に、結果の一覧を表 5.6 に示す。

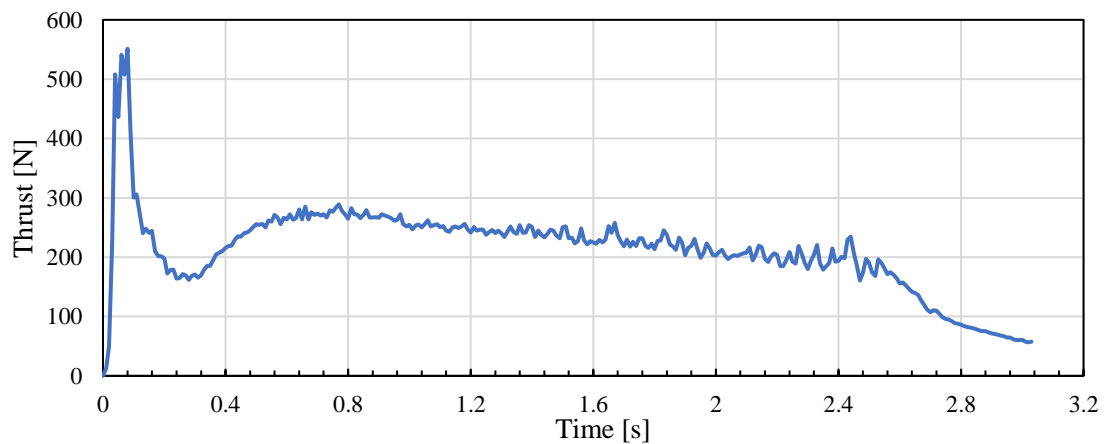


図 5.14 推力履歴

表 5.6 燃焼実験結果

	公称値	実測値	実測値-公称値	誤差[%]
実験日	-	2024/02/14	-	-
気温[°C]	-	18	-	-
作動時間[s]	3.00	3.04	0.04	1.33
最大推力[N]	501	596	95	18.9
トータルインパルス[Ns]	745	645	-100	-13.4
平均推力[N]	248	212	-35	-14.4

改良した GSE の性能評価はできなかったが、実験結果の誤差は公称値の 20 %以内に収めることに成功した。以上の結果から、サクセスクライテリアにおける、Full を達成した。

5.2.3 タイムスケジュール

2024 年 2 月 14 日の燃焼試験でのタイムスケジュールを表 5.7 に示す。

表 5.7 スケジュール

9:00	試験場到着
9:40	GSE 展開開始
9:50	窒素ブラッシュアップ
9:55	酸素ブラッシュアップ
10:05	展開完了
10:50	イグナイター動作試験
12:20	点火シーケンス (1 回目)
15:30	点火シーケンス (2 回目)
16:05	片付け開始
16:30	撤収

5.3 過去 1 年以内に発生したトラブル

過去 1 年に発生したトラブルを下記の表 5.8 に示す。

表 5.8 トラブル一覧

日時	トラブル内容	原因	解決策
2024/1/31	N ₂ O レギュレータとポンベの接続部分でリーク	シールテープの劣化	ポンベを閉栓し、脱圧した後にシールテープを巻きなおした
	イグナイターが点火しない	回路の設計不良	時間内の復旧が困難なため実験中止
	充填中の電源喪失による Dump 解放	コントローラ電池の消耗	電池の交換および電圧チェックの強化

6. 電装系

6.1 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 6.1 に示す。

表 6.1 電装系サクセスクライテリア

Minimum	正常な離床検知・解放機構の動作
Full	フライトデータを回収する 離床検知と解放判定を加速度および気圧の測定値を用いて行う
Extra	テレメトリーをリアルタイムで受信する

また、図 6.1.1 に電装部の全体図を示す。

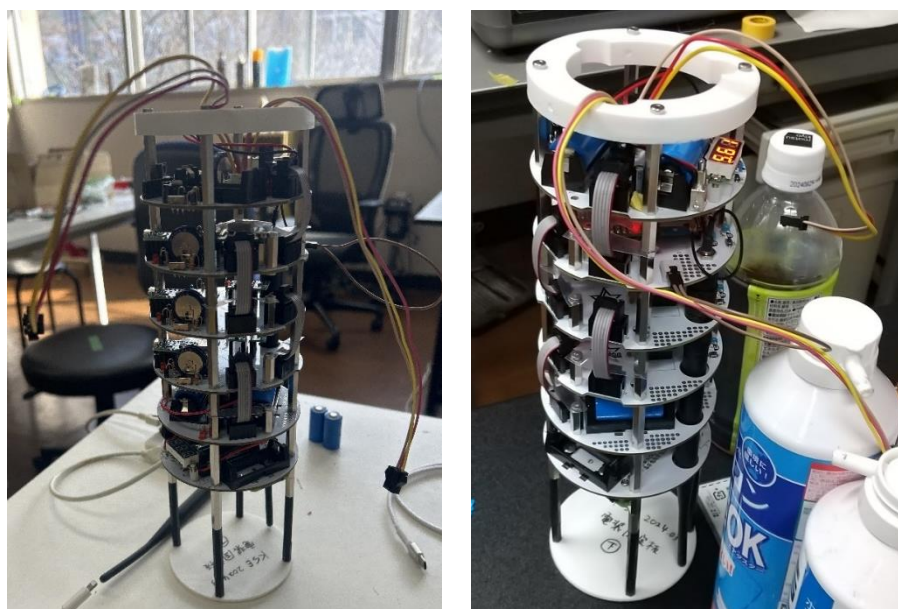


図 6.1.1 電装部外観

本機体の前、NSE19th で打ち上げを行った Lightus-10 “Twilight”では、表 6.1 に示すものと同様の電装系サクセスクライテリアを設定していた。しかし、主に基板間通信に起因するハードウェアトラブルにより Minimum しか達成することができなかった。そこで本機体では、Twilight とほぼ同様のサクセスクライテリアを設定し、不達成となった Full, Extra の達成を目指した。また、ハードウェア・ソフトウェアは Twilight での基本設計をそのままに改良を加えたものを新規製作することとした。

Twilight における電装系設計の反省点として、全体的に相互依存性の高い複雑なシステムとなったことが挙げられる。これにより、開発が難しくなる、トラブルへの対処が難しくなるなどの問題が発生した。そこで本機体では、基本構成はそのままに各基板の相互依存性を下げた。具体的には、新たに制御用のマイコンを増やす、ソフトウェアのモジュール化を行うなどの改良を行った。このほか、Wi-Fi による通信機能の搭載、電圧計の搭載を行った。これにより、マイコンへの地上局との通信に用いる通信機を介さない解放機構の動作指示や、各電源系統の電圧の簡単な確認を可能とした。また、測定系として、

各データを収集するセンサやカメラを搭載した。これらを用いて、フライトデータとして 6 軸加速度、地磁気、気圧、飛行映像のほか、6 軸加速度から算出される機体高度の時間履歴の取得を目指した。

6.2 ロケット搭載ハードウェア

6.2.1 システム構成・全体概要

図 6.2.1 に、電装系のブロック図を示す。

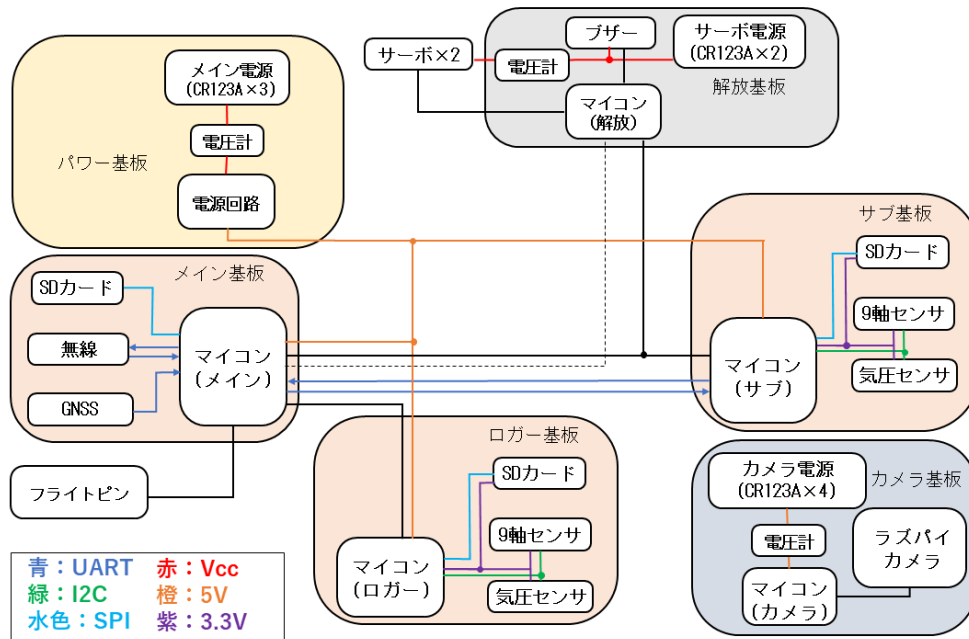


図 6.2.1 電装系ブロック図

本機では電装部には計 6 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 6.2.1 に各基板の名称・役割・機能の概要を示す。

表 6.2.1 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	モード・フェーズ管理 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	センサ測定値の取得・保持 (100Hz) 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・保存の冗長	センサ測定値の取得・保持 (250Hz)
パワー	電源	メイン基板, サブ基板, ロガー基板に電源供給
カメラ	カメラ制御	カメラの制御・電源供給
解放	減速装置放出機構	サーボモータの制御・電源供給 電子ブザーの制御

消費電力の削減のため、サブ基板、ロガー基板、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、通常時は動画の撮影は行われない。カメラ基板には制御系とは独立したフライトピンを搭載し、離床に伴うフライトピンの脱落をトリガーとして動画の撮影を開始することとした。

6.2.2 搭載部品

表 6.2.2 に、主な搭載部品の一覧を示す。

表 6.2.2 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
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	MG996×2	解放機構
カメラ	Raspberry Pi カメラモジュール	カメラ基板
電源	CR123A×3	パワー基板
	CR123A×2	解放基板
	CR123A×4	カメラ基板
9 軸センサ	BMX055	サブ基板 サンプリングレート/100Hz
	BMX055	ロガー基板 サンプリングレート/250Hz
温湿度気圧セン サ	BME280	サブ基板 サンプリングレート/100Hz
	BME280	ロガー基板 サンプリングレート/250Hz
GNSS	GYSFDMAXB	メイン基板 サンプリングレート/1Hz
MicroSD 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
電子ブザー	PKB24SPCH3601-B0	解放基板

6.2.3 電源系

表 6.2.3 に電源系統の一覧を示す.

表 6.2.3 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
サーボ電源	CR123A	2	直列	解放基板 減速装置放出機構
カメラ電源	CR123A	4	2本並列	カメラ基板 カメラ

各電源の CR123A は、基板に M3 のねじ 2 本を用いて固定した CR123A 用電源ケース BHC-CR123A に格納する。また、CR123A の脱落を防ぐため、CR123A を 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、メイン基板、サブ基板、ロガー基板、解放基盤に 1F の電気二重層コンデンサを配置した。コンデンサ充電の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秒数後に自動的に遮断されるようにした。

6.3 ロケット搭載ソフトウェア

6.3.1 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。

6.3.2 状態遷移

表 6.3.1 に、モードおよび各モードにおけるフェーズの一覧および遷移条件を示す。

表 6.3.1 モード，フェーズの一覧および遷移条件

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 コマンド受信
Standby	Standby	発射前準備状態	Safety や Flight 時に コマンド受信
Flight	Launch	離床待機状態	Flight モード移行の 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 降下中	センサのデータによる解放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	離床検知から一定時間経過

6.3.3 離床検知・解放判定アルゴリズム

図 6.3.1 にメインマイコンにおける離床検知のアルゴリズムの論理回路図を示す。



図 6.3.1 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(1)で変換される^[1]

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

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(1)を時間微分することにより、式(2)を得る。

$$\frac{dp}{dt} = \frac{0.0065p_0}{T + 273.15} \left(\frac{0.0065p_0}{T + 273.15} h + 1 \right)^{-6.257} \frac{dh}{dt} \quad (2)$$

式(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から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、 $dp/dt|_{t=0}$ は発射から1秒間における dp/dt の最小値となるため、 $dp/dt|_{t=0}$ を単位時間当たりの気圧増加（減少）値の閾値として用いることで、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 6.3.2 に解放判定のアルゴリズムの論理回路を示す。

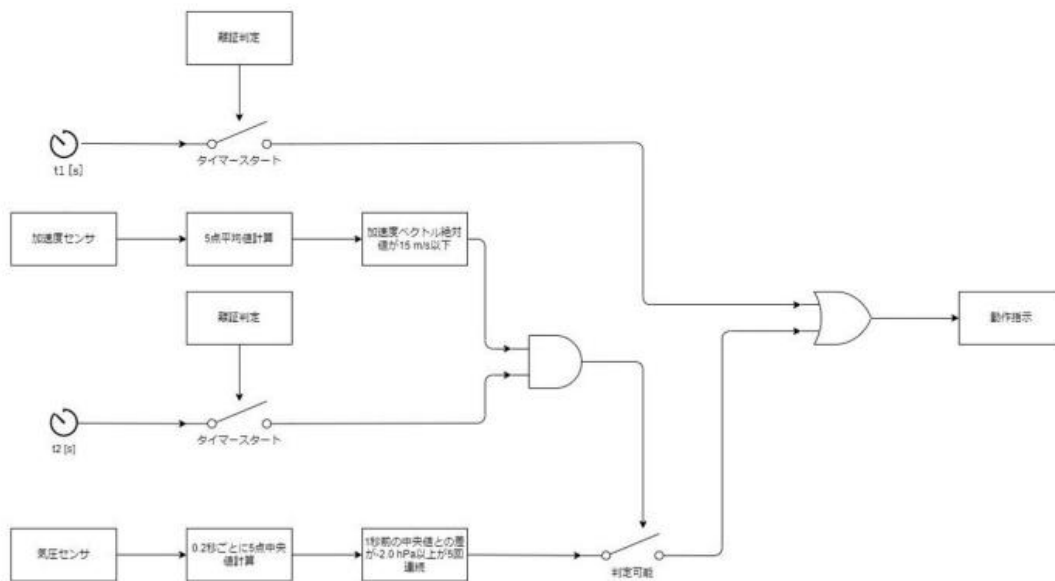


図 6.3.2 解放判定アルゴリズムの論理回路

タイマー時間 $t_1 = 10$ 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 18 m/s^2 以下である、および離床検知から 5 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。

6.3.4 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。送信したい各変数をバイナリに変換したうえで 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。

6.3.5 無線通信

機体—地上局間の通信用のモジュールとして、ES920LR を用いた。表 6.3.2 に、ES920LR の諸元を示す。

表 6.3.2 ES920LR の諸元

項目	仕様内容
型番	ES920LRB
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	12ch(帯域幅 500kHz の場合)
中心周波数	927.4
帯域幅	500kHz

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 つのパケットとして行う。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 1Hz で、それ以外のモードでは地上局からの送信指示を受け取ったときに行うこととした。

Twilight におけるダウンリンク途絶の原因として、パケット長が性能限界近くまで大きいことが考えられた。そのため、本機体では Twilight と比較してデータを圧縮してパケット長を短くした。例として、図 6.3.3 に Flight モードにおいて本機体から送信されるパケットの Twilight における送信パケットとの比較を示す。

NSE19th	P	TIME			Mode	Altitude	Accel	Latitude	Longitude					
byte数	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
加太	P	TIME	Mode	Altitude	Accel	Latitude	Longitude	6byte						
bit数	8bit	12bit	3	9bit	8bit	12bit	12bit							
型	byte	short	byte	int32										

図 6.4.4 Flight モードにおけるダウンリンク用パケットの比較

6.4 地上局

図 6.4.1 に地上局のブロック図を示す。

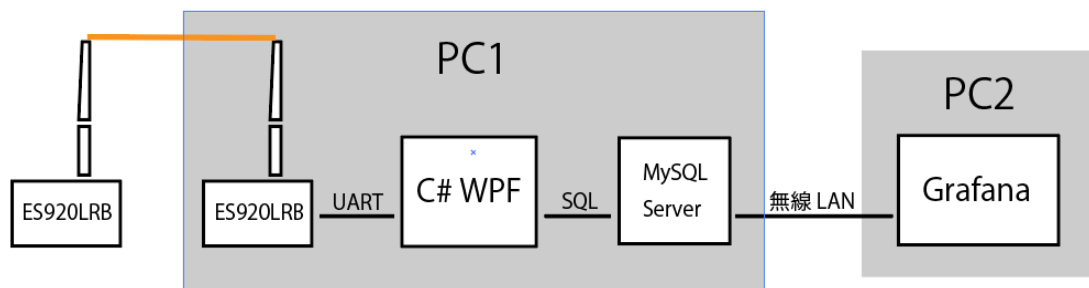
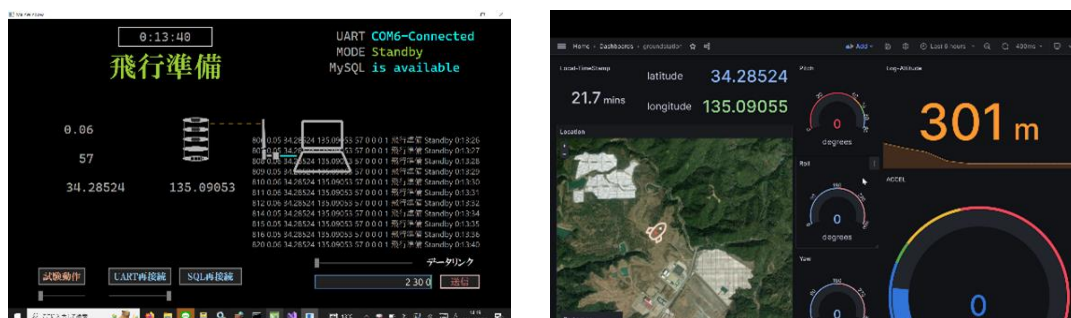


図 6.4.1 地上局全体図

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 PC1 に送信する。PC1 は送信されたデータを PC 画面上で図 6.4.2(a)に示す GUI に表示するとともに、MySQL サーバーにアップロードする。アップロードされたデータは LAN によって PC1 に接続された PC2 上で、図 6.4.2(b)に示す Grafana に表示される。



(a) PC1 の GUI

(b) Grafana の画像

図 6.4.2 地上局ソフトウェアのスクリーンショット

(参考文献)

[1] CASIO, keIsan 生活や実務に役立つ計算サイト 気圧から標高を計算,
<http://keisan.casio.jp/exec/system/1257609530>, (閲覧日 2024 年 4 月 10 日)

7. CanSat

7.1 ミッション概要

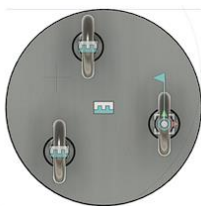
当団体ではこれまで、他共同実験にて CanSat を上空から投下し、定められた目的地まで自走を行うランバック種目にて CanSat の製作を行ってきた。今回の加太共同実験では、当団体初のハイブリッドロケットからの投下・計測および回収を行うことにした。そのため、ロケットからの投下を行い、降下データを計測・取得することを目標として CanSat の製作を行った。サクセスクライテリアを表 7.1.1 に示す。

表 7.1.1 サクセスクライテリア

Minimum	ロケットからの放出
Full	パラシュートの開傘, GPS の正常動作
Extra	カメラでの撮影成功

7.2 構造系機体設計

図 7.2.1 に CanSat の機体の外観, 表 7.2.1 に機体の諸元を示す。



(a) 上面から見た CAD の図

(b) 側面から見た CAD の図

(c) 制作した機体

図 7.2.1 機体の外観

表 7.2.1 機体の諸元

重量 (g)	50
直径 (mm)	500
頂部通気孔直径 (mm)	200

表 7.2.2 にパラシュートの諸元を示す。

表 7.2.2 パラシュートの諸元

重量 (g)	50
直径 (mm)	500
頂部通気孔直径 (mm)	200

7.3 電装系機体設計

図 7.3.1 に CanSat のシステム構成, 図 7.3.2 にアルゴリズム, 表 7.3.1 に主な搭載部品を示す.

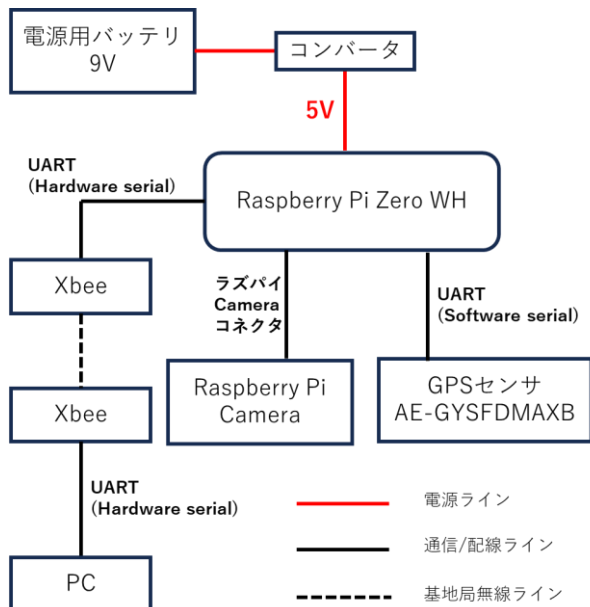


図 7.3.1 システム図

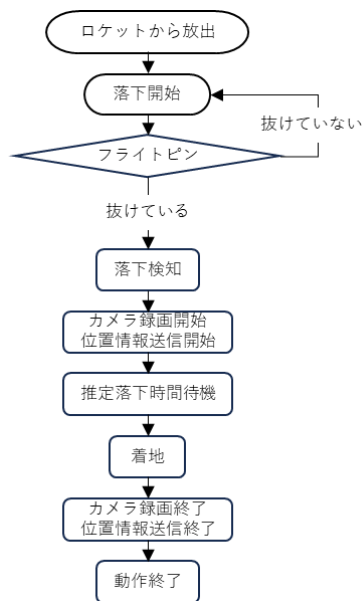


図 7.3.2 アルゴリズムフローチャート

表 7.3.1 搭載部品

搭載計器	型番
マイコン	Raspberry Pi Zero WH
GPS センサ	GYSFDMAXB
無線通信機	Xbee ZB S2C
Raspberry Pi Camera V2	913-2664
DCDC コンバータ	LXDC55

また, 電源は Panasonic アルカリ乾電池 9V 6LR61XJ/1B を使用する. 液漏れ等を防ぐために高温状態, 低電圧状態での使用がないよう班員に周知する.

7.4 実験結果

ロケット打ち上げ後最高点にて CanSat の放出が確認されたが, パラシュートがうまく開かなかったことでフライトピンが抜けずプログラムが実行されなかった. そのため, 位置情報の取得, 落下映像データの保存ともに失敗した. しかし, ロケット落下位置付近に破損することなく着地できていたことから, 機体の構造的な耐久性を示すことができた. これらの結果から, 本実験ではサクセスクライテリアにおけるミニマムのみの達成であった.

8 打上実験の経過

8.1 打上当日の流れ

打上 1 日目は 3 月 27 日の 11:00 のウィンドウを予定していたが、CanSat の電装で不具合があったため現地審査合格が遅れ、最終ウィンドウに間に合わなかった。

2 日目の 3 月 28 日、14 時 27 分、打上に成功した。以下に当日のシーケンス内容を示す。

表 8.1 打上当日の流れ

時刻	シーケンス内容
11:15	射場入り
11:45	GSE 展開開始
12:10	現地審査合格
13:10	GSE 展開終了
14:05	ランチャ立上げ完了
14:15	総員退避完了
14:27	点火シーケンス
15:45	機体回収完了

GSE 展開に関して、2 日目であったことからスムーズに準備を行うことが出来たが、1 日目の展開ではトラブルが頻発し、作業が遅延した。具体的には、電磁弁が動作しないことや、LAN ケーブルの接続不良および、射点に停車したハイエースの鍵紛失とその搜索である。

8.2 打上結果

打上時の様子を図 8.2.1 に示す。



図 8.2.1 打上時の様子

機体は正常にランチャクリアし、約 9 秒後に最高高度に到達、その後フェアリング分離に成功した。パラシュートおよび CanSat の放出にも成功し、ロケット側のパラシュートは開傘したが、CanSat 側は開傘が

できずに弾道落下した。ロケットは $34^{\circ}17'06.1''N$, $135^{\circ}05'25.5''E$ に着地し、CanSat はロケットから数 m の地点に落下した。ロケット・CanSat とともに、保安区域内への着地に成功した。

着地後の機体の様子を図 8.2.2 に示す。



図 8.2.2 着陸後の機体の様子

全体として外観に大きな損傷はなかったものの、ノーズコーンのみが開傘時に分離し約 120m 離れた地点に落下していた。発見時ブザーの動作が確認できた。機体からのダウンリンクに関して、フライト中はほとんどロスせず受信することができた。なお、機体からのダウンリンク履歴として、地上局ソフトウェア (Grafana) の録画映像を [YouTube](#) にアップロードした。

一方で、機体着地とほぼ同時にダウンリンクが途絶えた。データログに関して、センサの値は正常に記録されたが、こちらも機体着地とほぼ同時刻を最後に記録が途絶えている。カメラは起動に失敗したため、データは得られなかった。

CanSat に関して、フライトピンが抜けず電装系が動作しなかったため、センサ・カメラ共にデータログの取得に失敗した。

9 結果の考察と反省

9.1 構造系

本機体では、フェアリング式解放機構と自作 GFRP 製のフィン、自作 GFRP 製 L 字アングルと 2 液性エポキシ接着剤を用いたフィンの固定に挑戦し、設計通りの製作を行うことができた。また、打ち上げ後全コンポーネントの回収に成功した。

フェアリング式解放機構は、前回機体のために作成した横型の解放機構を応用する形で設計した。設計時懸念していたのは、解放部の自重による蝶番部分でのたわみ具合や、ノーズコーン部分がきちんと閉まるのかといった点だったが、無事現地審査を通過できるクオリティに仕上げることができた。

開傘時に破壊したのは、蝶番の接続部分とノーズコーンの接着部分である。前者に関しては、4 章で前述の通りパラコードによる接続を行っていたため、機体からの分離には至らなかった。後者に関しては想定しておらず、使用した接着剤の強度確認が十分でなかったことが反省点である。

自作 GFRP 製のフィンおよび L 字アングルは、飛翔時に分離破壊することなく正常な飛行に寄与した。そのため、設計および審査書における構造評価は妥当であると考えられる。しかし、着地時の衝撃により回収後、図 9.1 に示すようにフィン 1 枚のチューブからの分離とせん断破壊を確認した。



図 9.1 フィンの破損状況

ロケットは開傘後、大きな円を描きながら降下し着地しており、原因はこの点にあると考えられる。機体の設計においてフィン固定部は着地の衝撃を考慮しておらず、致し方ない分離であると考え。また、フィンは直角部分より破壊が進行しており、想定外の応力集中が発生したと考える。今後このような破壊を防ぐために、電装部で取得したデータより落下時の姿勢および速度、角速度を分析し、破壊時に受けた衝撃を概算する予定である。今後の機体設計では、応力集中の発生を防ぐフィン形状への変更を検討する。また、フィン固定部は、概算した衝撃値を考慮し、固定に接着剤とガラスクロスを併用、フィンと L 字アングルの接触面積および形状の見直し、接着剤の変更、素材を GFRP から CFRP に変更など幅広く検討する。

9.2 電装系

今回の実験では、機体に搭載した SD カードから、6 軸加速度、地磁気、気圧測定値の回収に成功した。以下、取得した測定値について考察する。図 9.2.1 に、取得した気圧測定値から求めた高度と加速度ノルムの時間履歴を示す。なお、加速度の初期値は 0 でないのは重力加速度の影響によるものであり、時刻の原点は離床時刻ではなく記録開始時刻である。

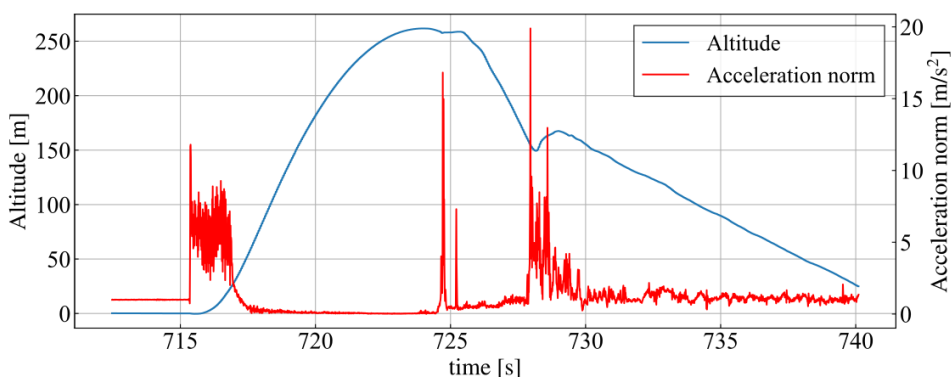


図 9.2.1 加速度と気圧から算出した高度の時間履歴

約 715 秒から約 2 秒にわたって、エンジンの燃焼開始によるものと思われる加速度の振動が見られる。この直後から高度が上昇して、約 725 秒に最高高度 270 m に到達している。このとき、頂点到達とほぼ同時に解放機構の動作によるものと思われる加速度の変動が生じている。離床判定時刻からのタイマーによる解放判定は意図的に頂点到達から遅延させているため、頂点到達とほぼ同時に加速度の変動が生じているという特徴から、解放判定は気圧測定値を用いて行われたものと考えられる。そして、その約 2 秒後に再び加速度の振動が見られる。これは、ほぼ同時に高度の一時的な上昇を伴っていることから、パラシュートの展開によるものであると推測される。その後、気圧はほぼ一定の速さで低下し、740 秒付近で気圧および加速度の取得が終了した。データ記録の停止は本来陸着後の Recovery モード遷移に伴って行われる。そのため、想定通りの記録停止処理が行われたのであれば記録停止時点で高度はほとんど一定となっていることが予想されるが、図から記録停止時点でも高度の減少が続いていることがわかる。このことから、740 秒付近で陸着し、その衝撃でデータの記録が止まったものと思われる。

以上の考察からわかるように、気圧から算出した高度の特徴と加速度の時間履歴から推測される各イベントの時刻が一致することから、妥当な気圧および加速度データを取得することができたと言える。

次に、取得した加速度測定値を用いて高度の時間履歴を算出し、気圧から算出した高度と比較する。図 9.2.2 に、加速度から算出した高度と、気圧から求めた高度の時間履歴を示す。

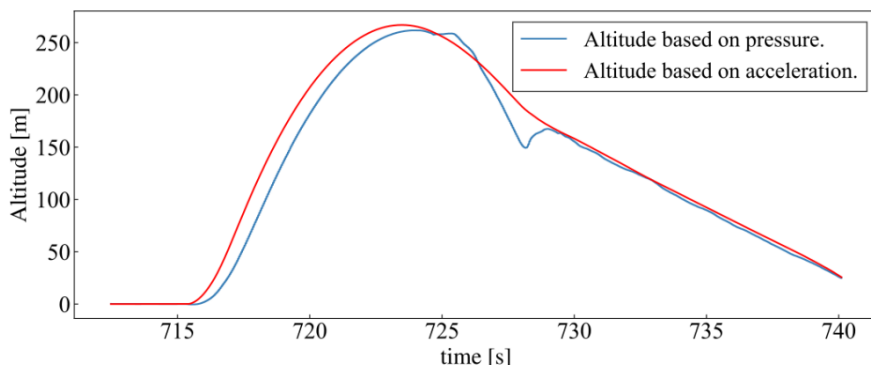


図 9.2.2 加速度から算出した高度と気圧から算出した高度の比較

図 9.2 から、加速度から算出した高度と気圧から求めた高度の履歴がよく一致していることが分かる。なお、解放機構が動作するより前の時刻について、気圧から求めた高度の変化が加速から求めたものに対して遅延している。これは、気圧センサが機体の内部に搭載されていたことから、気圧センサが測定した気圧の変化が機体外の気圧の変化に対して遅延していることが原因として考えられる。

以上の図 9.2.1 および 9.2.2 についての考察から、加速度、気圧の取得およびそれらを用いた機体高度の算出に成功したと言える。

以下、今回の実験で発生した電装系トラブルについて述べる。

- 3.3V 出力マイコンから 5V の PWM 信号を出力していた。

解放機構に使用しているサーボモータはマイコンから PWM を用いて制御しているが、動作試験中に突如としてサーボモータの制御が行えなくなるという問題が発生した。本実験では、制御が行えなくなったピンを別のピンで代用することで対処した。実験後、サーボモータに繋がるピンの PWM 信号をオシロスコープにより確認したところ、PWM 信号は正常な波形で出力されていることが確認された。しかし、正常に動作しているピン（ピン A）と問題となったピン（ピン B）とを比較したところ、出力されている電圧が異なっていた。具体的には、ピン A は 5V の PWM 信号を、ピン B は 2.5V の PWM 信号を出力していた。このことから、不具合の原因は、ピン B に対してマイコン動作電圧を超える PWM 信号を出力させていたことであると考えられる。使用しているサーボモータの電源電圧が 4.8~6.6V であることから、PWM の電圧は 4.8V 以上である必要がある。一方で、ESP32 は 3.3V 出力のマイコンであるため、サーボモータの制御に必要な PWM 電圧はマイコンの動作電圧を上回る事となる。サーボモータの制御のため、ピン B に対して許容電圧以上の PWM を使用していた結果、ピン B が破損したと思われる。これを踏まえた対策として、現在 MOSFET 等を用いて 5V の PWM 信号を制御する回路を設計中である。
- フライトピンの脱落と同時に解放が行われるバグが発生した。

打ち上げ前の試験において、フライトピンによる離床判定が行われた際、加速度および気圧による解放判定をロックするタイマーが動作せずにフライトピンの脱落と同時に解放が行われるバグが発生した。原因は、フライトピンによる離床判定に伴うフェーズ移行をサブマイコンが受信した際のタイマー起動処理が実装されていなかったことであった。処理を実装した後、試験を再度実施してバグが再発しないことを確認した。

- 解放基板がスリープモードに移行しなかった。
消費電力削減のため、解放基板は電源投入時に自動でスリープモードとなるように設定し、また、メイン電源系は機体をランチャに挿入するまで電源投入を遅らせる予定であった。しかし、メイン電源系が遮断されているときは解放基板がスリープモードへ移行しないというトラブルが発生した。実験時はスリープ制御用のピンに対してプルダウン抵抗を入れるなどの対処を行ったが、改善が見られなかったため、メイン電源系をサーボ電源系と同時に電源投入するよう運用手順を変更することで対処した。実験後の調査から、瞬断対策回路の GND 側が浮いていたことにより、スリープ制御用のピンが浮いていたことが原因であると思われる。今後は、外部電源の投入および内部電源への切り替えをできるようにする、瞬断対策回路と電源の GND を共通化する、などの対策を行う予定である。
- 動画の撮影が開始されなかった
NSE19th の反省から、カメラ関連の回路は機体の制御系回路から独立しているため、Raspberry Pi に対する撮影開始の指示を制御系回路から行うことができない。そこで、制御系とは別にカメラシステム専用のフライトピンを搭載し、離床によるフライトピン脱落をトリガーとして動画の撮影を開始する予定であった。しかし、今回の打ち上げではカメラシステム用フライトピンが脱落したにも関わらず動画の撮影が行われなかった。詳しい原因は現在調査中であるが、ソフトウェアのバグが原因である可能性が高い。制御系に直接かかわらない要素についても試験を入念に行うことが必要である。

9.3 シミュレーション

今回の実験では、Barrowman flow を用いて算出した抗力係数、法線力傾斜、空圧中心位置、実際に制作した機体を実測して得られた重心や全長などの実測値、CAD によって得られたモーメントを入力、ForRocket を用いて飛行シミュレーションを行った。飛行シミュレーションによって得られた落下分散を、Google my map を用いて射点付近の衛星写真上に表示し、提出する落下分散図とした。

打ち上げ時の条件は表 9.3.1 の通りである。

表 9.3.1 打上条件

風向	風速	打上方位	打上迎角
南	2.2 m/s	北西	89 deg

打ち上げ時の機体落下地点を黄緑のマーカー、シミュレーションで予測した落下地点を紫のマーカーで下の図 9.3.1 に示す。実際の機体落下地点の座標は(34.28508, 135.09045)、シミュレーションで予測した落下地点の座標は(34.28487, 135.09056)であった。

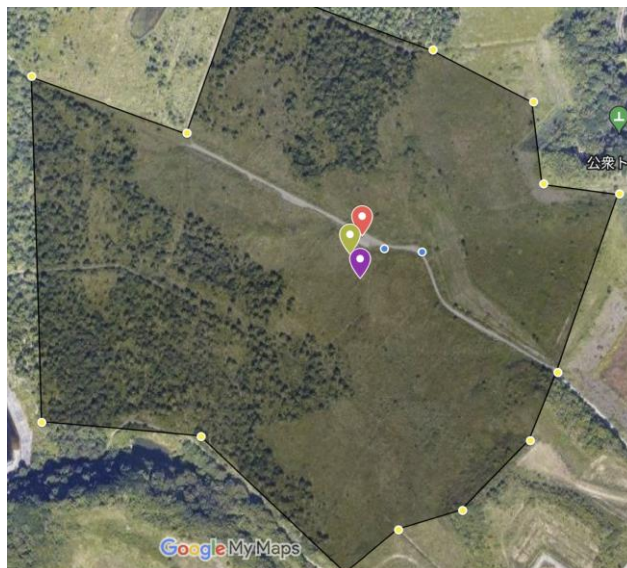


図 9.3.1 機体落下地点

シミュレーションと実験で落下座標がずれている理由を考察するために、高度の比較を行ったところ、図 9.3.2 のようになった。

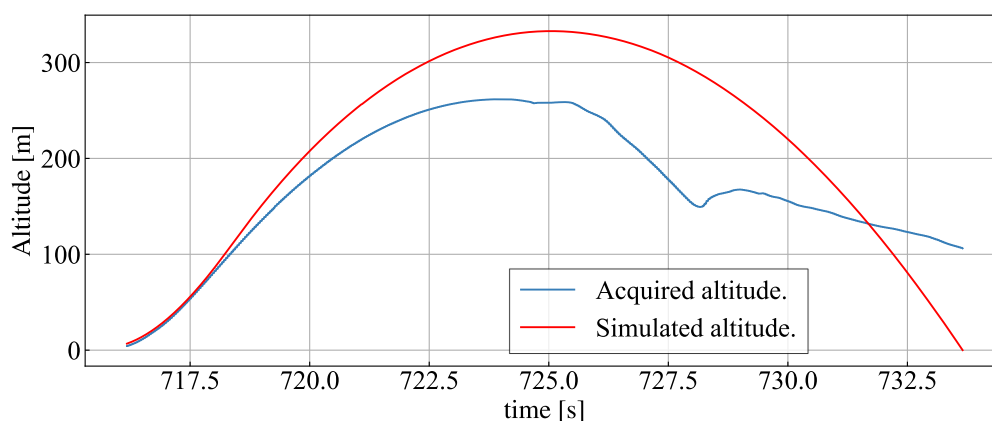


図 9.3.2 高度の時間履歴

グラフより、シミュレーションによって予測した到達高度よりも、実際の到達高度の方が低いことが分かる。

このように、シミュレーションと実験で誤差が生じてしまった原因として、以下のことが考えられる。

- ・燃料が燃え切らなかったことによる推力の違い
- ・地形上空と地上において風速がかなり異なり、ベキ乗則に則った計算が当てはまらなかったこと
- ・フェアリング機構作動後、機体の形状が大きく変化していることを考慮できていないこと

今後、弊団体では、自作シミュレーションの開発を行いたいと考えている。その際に今回得られたシミュレーションと実際のフライトの誤差を踏まえ、より高精度なシミュレーション方法を模索していきたいと考えている。

9.4 当日の反省

以下に、当日の運用における反省点と原因・改善を記載する。

・射点に停車していたハイエースの鍵を紛失した。

ハイエースは鍵を抜いた状態ではニュートラルにすることもできないため、鍵を紛失した場合、車両の移動が不可能となる。射点に車両が残っていると他の団体も打上できなくなるため、多大な迷惑をおかけすることになりかねない。幸い今回は他団体のシーケンス開始前に発見することができた。

対策として、射場においては、鍵を個人がポケットなどに入れて持ち歩かないことが肝要である。このインシデント以降、(射点においては) 鍵を必ずボンネットの上に置くこと、ドアロックを締めないことを団体内で周知した。これは今後の共同実験参加においても継承していきたい。

10. 結言

今実験の打上成功によって団体は 2 回連続の打上成功になった。特に、独自燃焼実験の成功、データ収集の成功、フェアリング式解放および開傘の成功、積層による機体の一部の製作および CanSat の搭載・放出は団体にとっても大きな成果である。一方で、電装部分のトラブルが多いことと GSE の不具合が多発した。今回の成功と課題をもとに、さらなるステップアップに努めていく。

11. 謝辞

今回の実験にあたり、多くの方々のご協力を賜りました。共同実験を立ち上げてくださった加太市の方々や運営の方々、審査員の皆様、実験中監督してくださった先生方、責任教官の西田先生、その他実験成功に向けてサポート、運営に携わっていただいた方々にこの場を借りてお礼申し上げます。