# ARLISS 大会報告・技術詳細報告書

提出日：2019 年　　10 月　10 日
文責：佐藤伸成

- チーム情報

| | |
|---|---|
| CanSat チーム名 | Dolomedes |
| CanSat チーム<br>代表者情報 | 佐藤伸成<br>17022061@mmm.muroran-it.ac.jp,090-6265-6618 |
| UNISEC 団体名 | 学生宇宙研究開発機構 SARD |
| UNISEC 団体<br>学生代表 | 佐藤伸成 |
| 責任教員 | 湊亮二郎<br>r-minato@mmm.muroran-it.ac.jp,0143-46-5378 |
| CanSat クラス | Open Class |

- メンバー

| 役割 | 名前（学年） |
|---|---|
| PM（電装班） | 佐藤伸成（B3） |
| 機体班 | 伊藤大騎（B2） |
| 電装班 | 金井達哉（B3） |
| 電装班・機体班 | 堂井大騎（B3） |
| 回収班 | 横山基世（B3） |
| 回収班 | 安川慧（B3） |

- CanSat の製作目的・大会参加理由

CanSat 製作を 3 年間行い，製作のノウハウや獲得や技術が向上したため，実力を試すために参加した.

# 目次


第 1 章　ミッションについて ..... 4
1. ミッションの意義と目的 ..... 4
2. ミッションシーケンス ..... 4
第 2 章　サクセスクライテリア ..... 9
第 3 章　要求項目の設定（各チームごとに項目を追加してください） ..... 10
1. システム要求（安全確保のために満たすべき要求） ..... 10
2. ミッション要求（ミッションを実現するためのシステム要求） ..... 10
第 4 章　システム仕様 ..... 11
1. CanSat 設計図（CAD 図面や回路レイアウト図や写真など、公開可能であれば図面をここに示し、データも添付をお願いします。) ..... 11
2. CanSat 外観/質量/サイズ ..... 12
3. CanSat 内観・機構/電力 ..... 12
4. 使用部品 ..... 17
- 電子系 ..... **エラー! ブックマークが定義されていません。**
- 動力系 ..... **エラー! ブックマークが定義されていません。**
- 構造系 ..... **エラー! ブックマークが定義されていません。**

5. 製作時に使用した機材・サービス ..... 18
6. プログラム・アルゴリズム ..... 19
7. 会計 ..... 19
第 5 章　試験項目設定（項目別試験、結合試験、EndtoEnd 試験） ..... 19
第 6 章　実施試験内容 ..... 21
1. 質量試験 ..... **エラー! ブックマークが定義されていません。**
- 目的 ..... **エラー! ブックマークが定義されていません。**
- 試験/解析内容 ..... **エラー! ブックマークが定義されていません。**
- 結果 ..... **エラー! ブックマークが定義されていません。**

第 7 章　工程管理、ガントチャート（スプレッドシートを推奨） ..... 42
1. チーム内・審査会等 ..... 42
2. 各担当（ハード・ソフト・全体などの進行状況・予定を記入） ..... 42
第 8 章　大会結果 ..... 43
1. 能代宇宙イベント ..... 43
- 目的 ..... 43
- 結果 ..... 43
- 取得データ ..... 43
- 故障原因解析・解決手段等 ..... 45

2. ARLISS（上記能代と同様に記載してください） ..... 46

- 目的 ..... 46
- 結果 ..... 47
- 取得データ ..... 47
- 故障原因解析・解決手段等 ..... 49

第 9 章　まとめ ..... 50

1. 工夫・努力した点 ..... 50
2. 良かった点・課題点 ..... 50
3. チームのマネジメント等、プロジェクト全体でのよかった点、反省点 ..... 51

# 第1章 ミッションについて

## 1. ミッションの意義と目的

**自チームの行うこと**

ゴール地点から一定距離内(ゴールより 1～3km 以内)までラム圧型パラフォイルを用いてゴール地点へ飛行制御を行う.着地後，キャンバー角を持つ二輪タイヤ型の CanSat を用いた GPS と画像認識による自律制御でゴールに到着する.

**ミッションの設定理由**

本団体の中間的な目標は 4 輪の CanSat を製作し，宇宙探査ミッションを行うことである．4 輪の機体は制御的な観点から静安定が確保しやすく，実際の宇宙開発にも用いられている．それらに用いる技術や機体設計の基盤を作るために，2 輪の CanSat で今回のミッションを行う.

パラフォイルを用いる理由は，パラフォイルは操縦性に優れて降下速度の調整も容易であるという特徴を有するため，実際に火星など大気を持つ惑星に着陸する際に利用できる．このことから，空中制御を行うことで，パラフォイルの制御技術の確立と有効性の確認を行う.

また，キャンバー角を用いる理由は，走破性を高めるためである．具体的に言うと，旋回時に遠心力によりタイヤが地面に対してグリップが効くようになるため，過度な旋回による行き過ぎを防ぎ，入力した旋回を適切に行い，走行精度を高めることができる.

## 2. ミッションシーケンス

図 1.2.1 にミッションシーケンス概要図を示す.

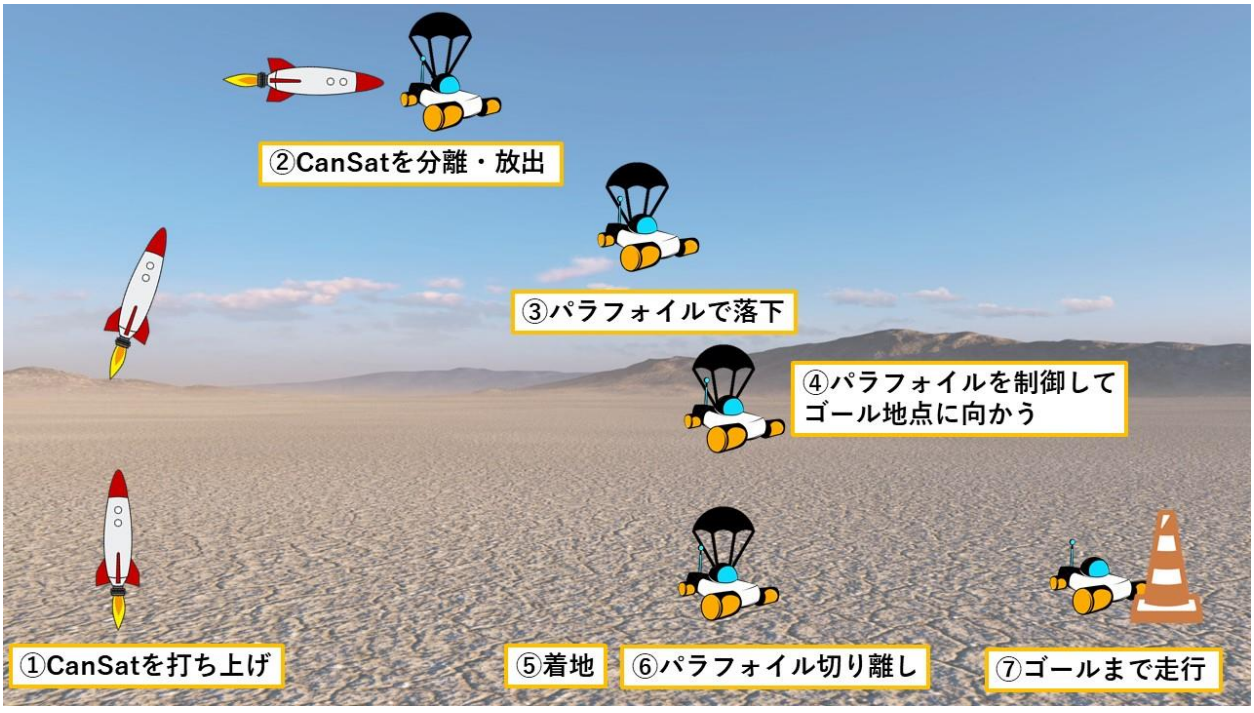


図 1.2.1 ミッションシーケンス概要図

シーケンスの詳細を図 1.2.2 に示す.

1. CanSat をキャリアに収納する
2. ロケットを打ち上げる
3. キャリアから CanSat が放出される
4. パラフォイルを開傘させ,制御を行い着地させる
5. 着地判定したら,キャリアを縛る紐を電熱線で切り離す
6. 着地地点の GPS 座標(緯度/経度)を取得する
7. ゴール方向へ,地磁気センサーによる向き修正をしながら走行する
8. ゴール付近に達したら,カメラを用いて画像処理によりゴールを探索し,0m まで近づいてゴール判定する. この際, ゴール判定にはタッチセンサーも用いる.

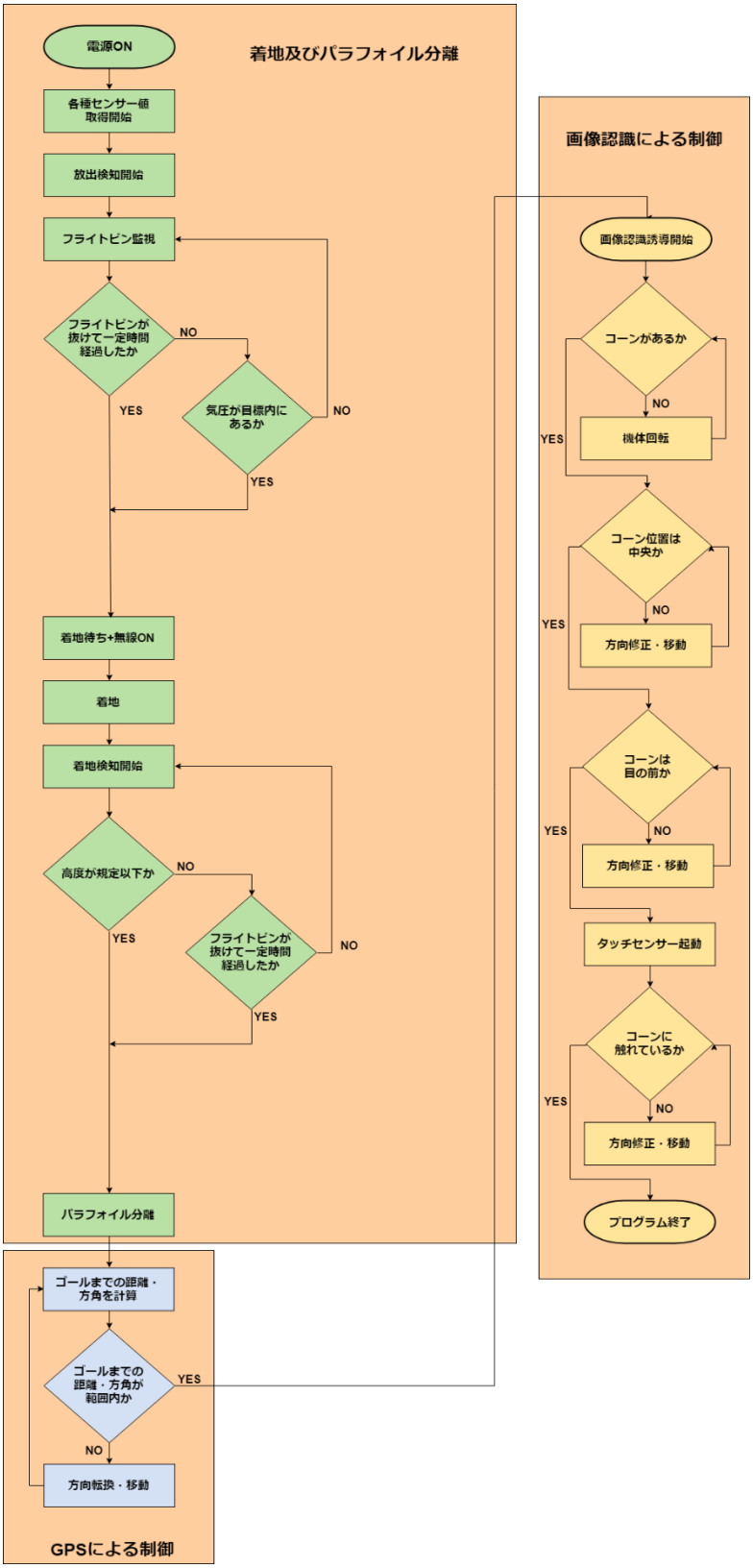


図 1.2.2 ミッションシーケンス詳細図

状態は大きく分けて 3 つに分けられる.

1. 着地及びパラフォイル分離
2. GPS による制御
3. 画像認識による制御

以下に各状態の詳細を示す.

1. 着地及びパラフォイル分離

電源を ON にしたとき，プログラムが起動し，放出検知状態が作動する．この状態では無線通信機が OFF になっている．これは無線通信機が FCC 認証を受けていないためロケット筐体内で電源を落とす必要があるためである．放出検知状態では，1 次判定でフライトピンが抜けているか否か，2 次判定で気圧センサーが高度 1 km以上を検知したのちに高度 1 km以下になったこと(v7 通信機電源 ON/OFF 試験にて後述)を確認したとき，無線通信機の電源が ON になる．同時に地面への着地の待機及び検知が始まる．1 次判定として，気圧センサーが規定値以下になっていることの確認，2 次判定としてフライトピンが抜けたことを確認したのちにタイマーで着地検知を行う．着地が検知できた時，次の GPS による制御に移る.

2. GPS による制御

ゴール座標と自機座標を計算してゴール向きを算出する．算出した向きと自機の向きを比較してゴール向きに移動するように制御、一定距離内で次の段階へ進む.

3. 画像認識による制御

CanSat がゴール地点から一定距離内に入ったことが GPS のデータから確認できた時，画像認識による制御が開始する．CanSat に搭載したカメラが起動し，赤コーンを検知し始める．検知は取得した画像から赤色検知によって行う．そして，検知された方向に CanSat を走行させる．また，今回はタッチセンサーを導入し，センサーがコーンに触れた時ゴール判定を下す.

また，今回はパラフォイルの制御を行うため，パラフォイル制御のシーケンスとアルゴリズムを図 1.2.3 に示す.

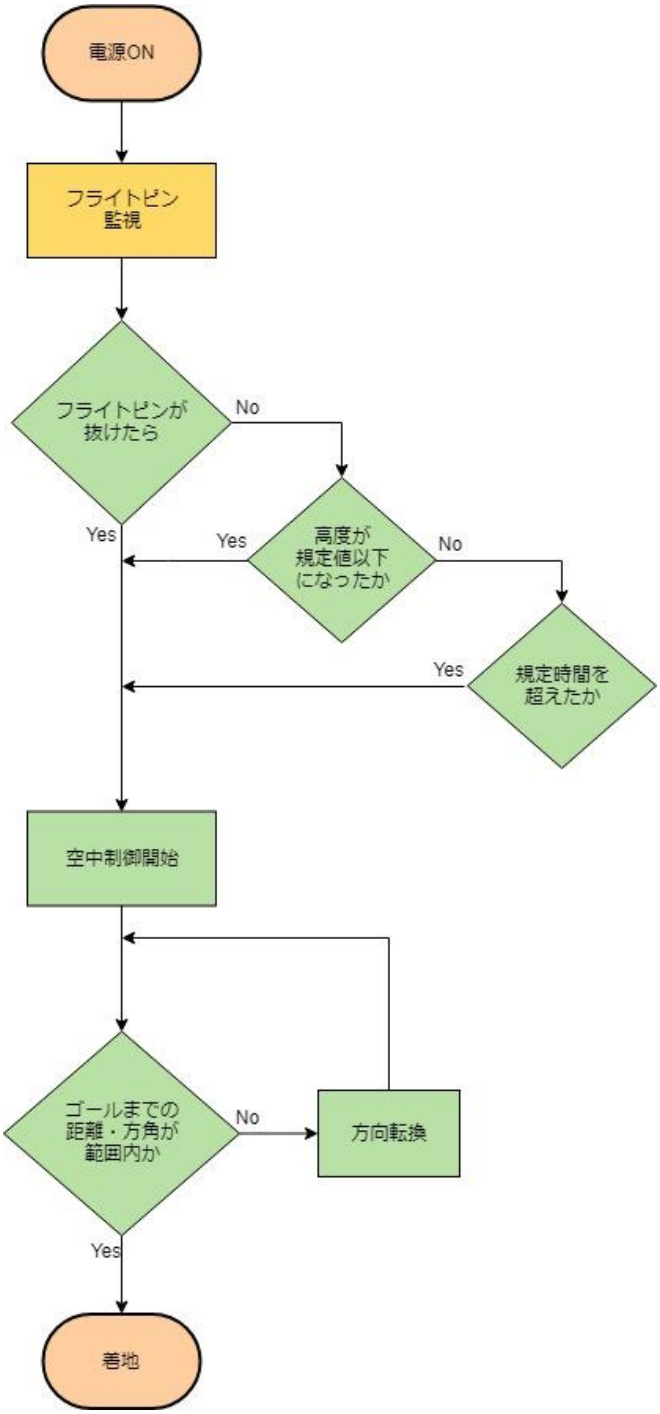


図 1.2.3 パラフォイル制御シーケンス

空中制御部の状態は二つ存在する.

1. 待機状態
2. 制御状態

以下に各状態の詳細を示す.

1. 待機状態

プログラムを起動すると，待機状態が開始する．待機状態時，CanSat とともに空中制御部もロケット内で待機していることを想定し，ロケットから放出されているか否かの放出判定を行う．放出判定は第 1 次判定のフライトピンの離脱が確認された場合，空中制御部が放出されたと判定する．また，フライトピンが抜けなかった場合，第 2 次・3 次判定を行う．温湿度複合センサーを用いて計算した高度が 3500m以下になった場合とプログラムが起動してから一定期間経過した場合とで判断する．

2. 制御状態

制御状態では CanSat をゴール地点に向けて飛行することを想定する．GPS を用いて CanSat の自己位置を推定し，予め入力されたゴール地点の GPS 座標に向かって飛行制御する．また，地磁気センサーで地磁気を取得し，ゴール地点と自機の偏差を常時計算する．偏差を 0 度に近づけるためにサーボモーターでパラフォイルの紐を引き，飛行角度を調整する．これを高度 15m まで繰り返し 15m 以下の時，サーボモーターでの制御を止め，落下速度や機体の向きを安定させるためにパラフォイルの引きを 0 にする．

# 第2章 サクセスクライテリア

| | |
|---|---|
| ミニマムサクセス | **機体が損傷せずに着地**<br>確認方法：目視、加速度センサー・気圧センサーのログ<br>また、「損傷せず」とはミッションに必要なコンポーネント（例：シャフト、モーター、回路基板）が走行を問題なく行える状態にあると定義する.<br>**パラフォイルを巻き込まず、CanSat と分離**<br>確認方法：電熱線で機体とカバーが分離したことを目視で確認<br>**分離後、走行を開始することができる**<br>確認方法：GPS データのログ、目視 |
| ミドルサクセス | **制御(GPS→カメラ)通りに機体をゴール地点まで誘導できる**<br>確認方法：ログと GPS データからグラフを作成し，入力と出力結果が一致することを確認する.<br>**スタックした場合にスタックを検知して抜け出すことができる**<br>確認方法：目視、GPS データ（GPS データに動きが一定時間なければ、ランダムな動きをする様にプログラムしている）<br>**パラフォイルの制御が出来、飛行経路の変更ができる**<br>確認方法：確認方法：制御ログからモーターが気圧・機体姿勢などの諸パラメータに対して作動したかを確認する、GPS データの確認 |
| フルサクセス | **ゴール地点から 0m の位置に到着する**<br>確認方法：ゴール検知用タッチセンサー、カメラによる判定、GPS データログ、目視 |
| アドバンスドサクセス | **パラフォイル制御でゴール地点へ接近（ゴール地点から 1km 以内）**<br>確認方法：制御ログ・GPS データの確認、目視 |

# 第3章 要求項目の設定（各チームごとに項目を追加してください）

## 1. システム要求（安全確保のために満たすべき要求）

| 要求番号 | 自己審査項目（ARLISS 打ち上げ安全基準） |
|---|---|
| R1 | 質量と容積がレギュレーションを満たすことが確認できる |
| R2 | ロケットの打ち上げ時の準静的荷重 10G に耐えることが確認できる |
| R3 | ロケット打ち上げ時の振動(30～2000Hz)の加振後に正常に作動することが確認できる |
| R4 | ロケットからの放出（40G）及び機体の着地の衝撃に耐えることができる |
| R5 | ロスト対策として位置情報をダウンリンクできる |
| R6 | 長距離間（1～2 km）での通信ができる |
| R7 | 通信装置の周波数変更ができる |
| R8 | 減速機構により機体が 7[m/s]まで減速されている |
| R9 | 機体の放出時に自由落下するものがない |

## 2. ミッション要求（ミッションを実現するためのシステム要求）

| 要求番号 | 自己審査項目（ミッション実現要求項目） |
|---|---|
| S1 | 減速機構の制御ができ飛行経路の変更ができる |
| S2 | 減速機構の開傘時に通信装置の電源が入ることを確認できる<br>（実際に使用するものは 10mW である） |
| S3 | 減速機構と機体の分離ができる |
| S4 | 機体が走行できる（直線,旋回,凹凸面の走行ができるか確認） |
| S5 | 機体の自律走行ができる |
| S6 | 目標地点へ GPS 及び画像認識を用いて誘導できる |
| S7 | ゴール検知をタッチセンサーで行うことができる |

| | |
|---|---|
| S8 | 制御履歴レポートがまとまっている |
| S9 | End to End 試験を行い，ミッションシーケンスを完全に達成できる |
| S10 | ミッションを通してバッテリーが切れることがない |
| S11 | パラフォイルが開傘時に回転することなく展開できる |
| S12 | パラフォイルが自律制御により定常滑空できる |
| S13 | サーボモータがゴール地点へ向けて動くことができる |

# 第4章 システム仕様

## 1. CanSat 設計図

以下に機体の CAD データを添付する．Fusion360 で製作したため，f3d 形式でのダウンロードを推奨する．

https://a360.co/2nJEvJf　© 2019 室蘭工業大学 SARD

また，回路図は以下．

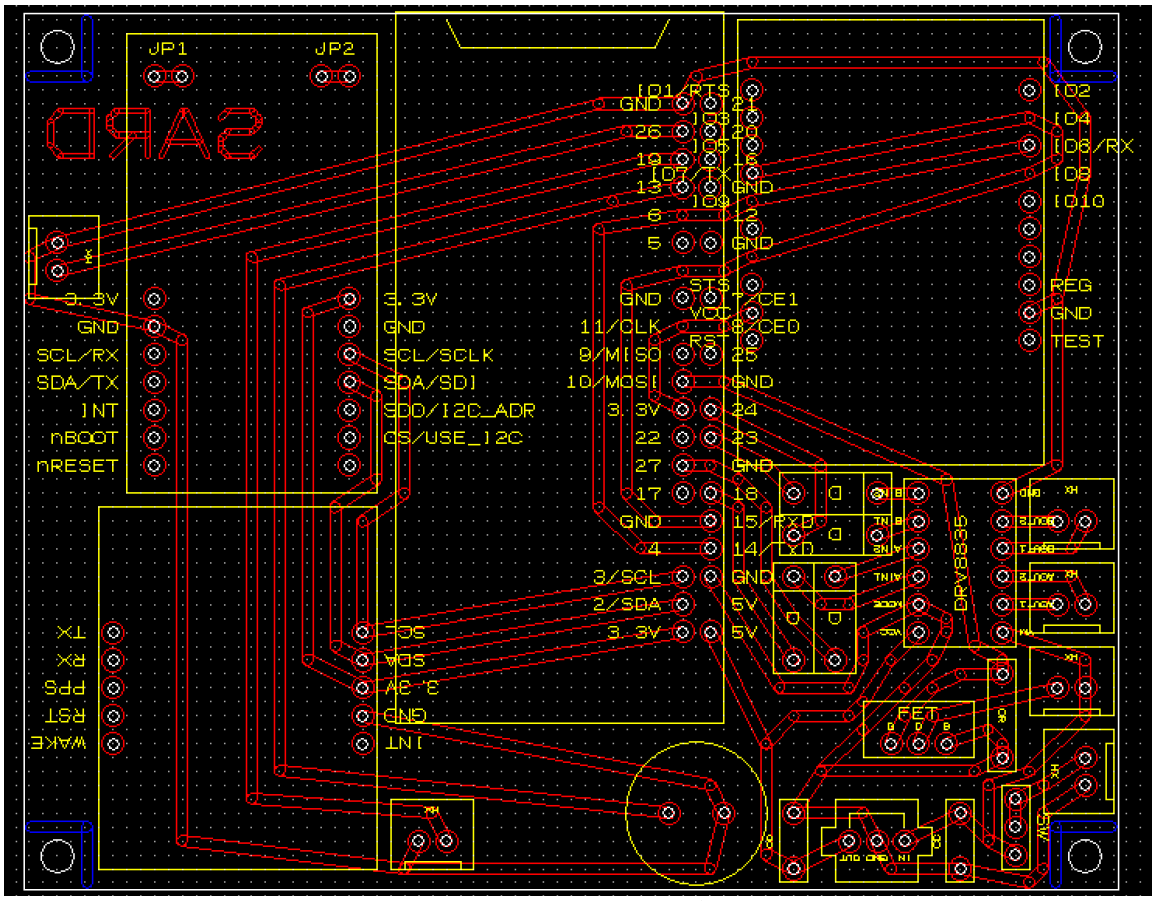


図 4.1.1　機体基板回路図

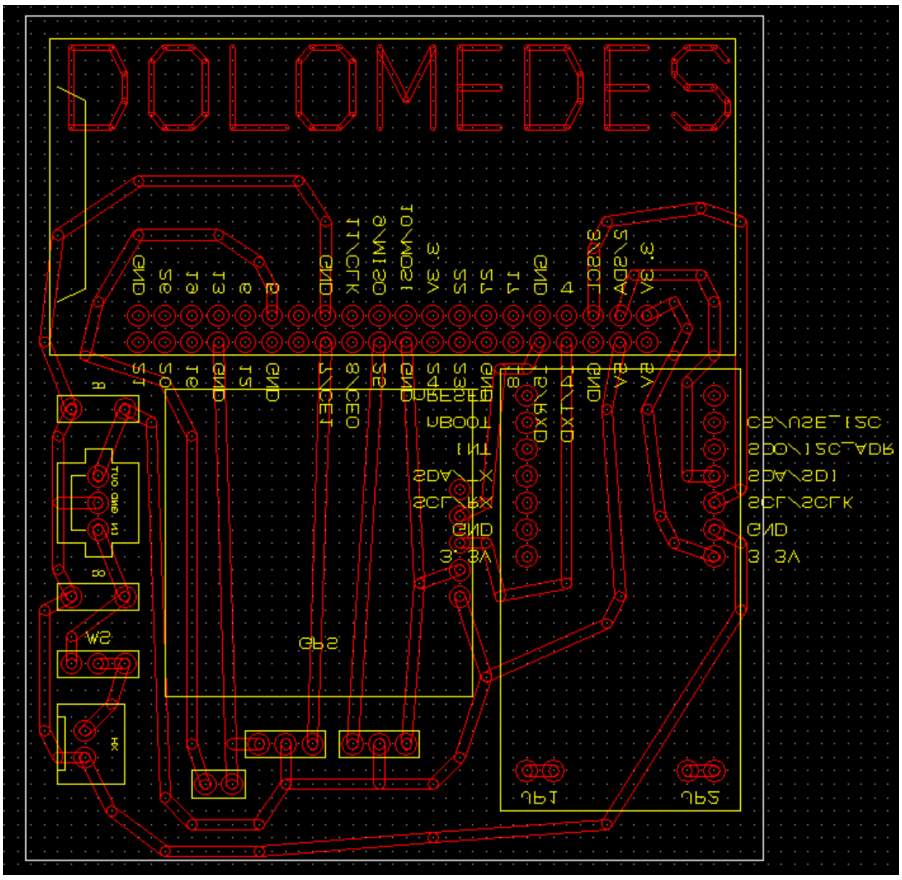


図 4.1.2　パラフォイル制御基板回路図

## 2. CanSat 外観/質量/サイズ

表 4.1 機体諸元(誤差の制限から許容できる値)

| | |
|---|---|
| 全長[mm] | 181(171.5～190.5) |
| 高さ[mm] | 130(123.5～136.5) |

図 4.2.1-4 に機体の実測時の写真を示す.

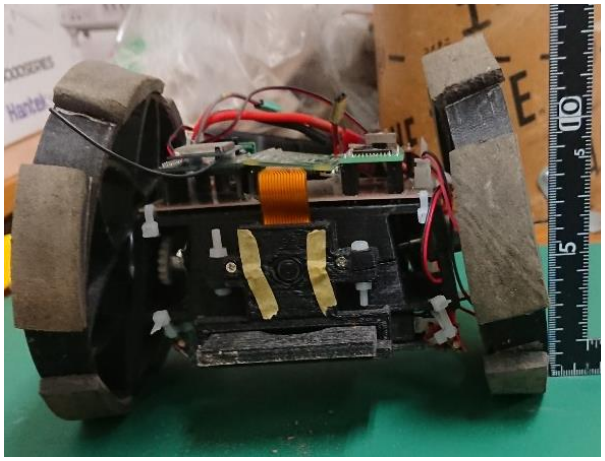

図 4.2.1 機体高さ

図 4.2.2 機体全長

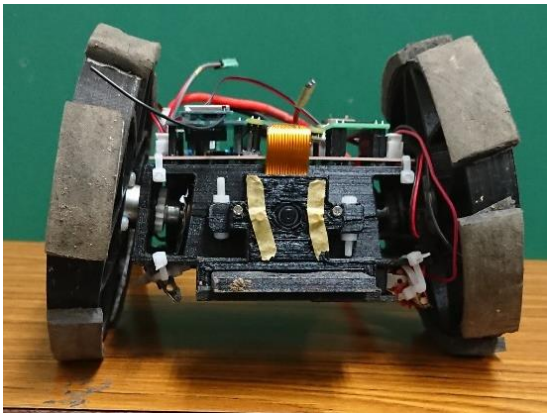

図 4.2.3 CanSat 外観図

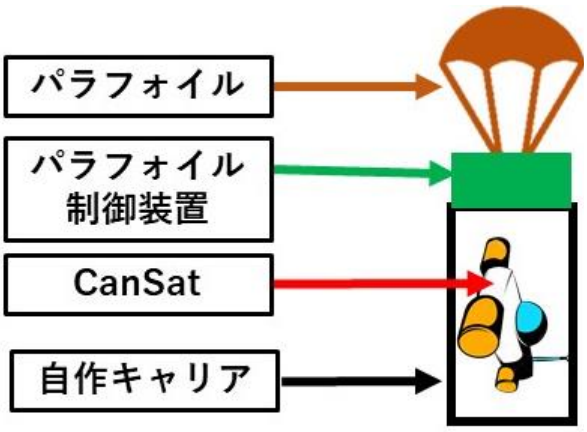


図 4.2.4 CanSat 全体図

機体は次のようにボイド管に収まっている.

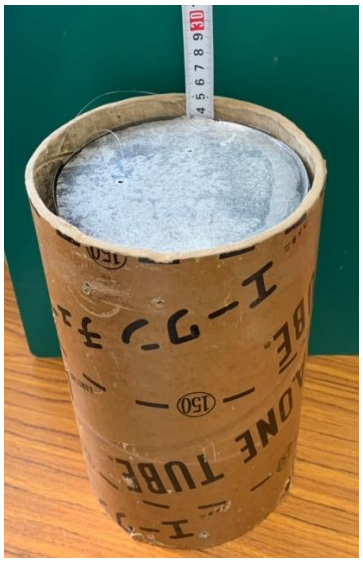

図 4.2.5 収納時の様子

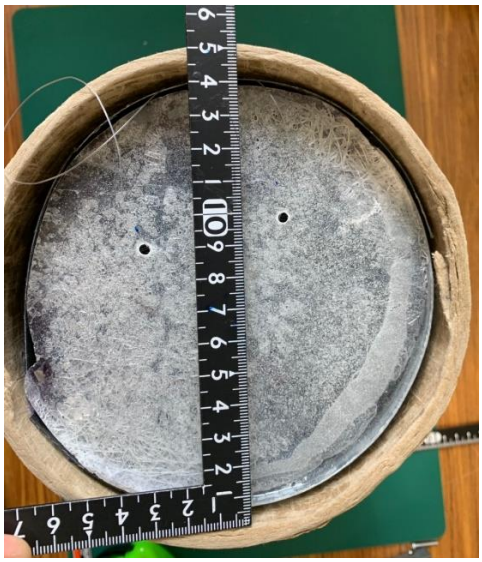

図 4.2.6 収納時の様子

図 4.2.7 収納時の様子

## 3. CanSat 内観・機構/電力

（図や動画を用いて機体の基本的な機能や仕組み、パラシュートの展開・分離/翼の展開などの仕組みを説明、一回の打ち上げで使用する電力とバッテリー要領の計算結果などを記載）

CanSat の大きな特徴はタイヤにキャンバー角(ネガティブキャンバー：タイヤをハの時に傾けること)を設け，走破性を高める機構にした点である．キャンバー角を設けることで生じるメリットは，旋回性能の向上・コーナリング時のグリップ性能の上昇である，これはタイヤの接地面積がキャンバー角を設けたことにより，増加して力が伝達しやすくなっているためである．また，キャンバー角のデメリットは，直進進行時の走行安定性が弱くなること，タイヤの偏摩耗である(タイヤが傾くことで左右の接地度合いが変わるため)．しかし，本機体では接地する部分のみを地面と平行にすることで，前に進むと内側に向かう力が働いて直進状態を維持出来る．以上より，キャンバー角のデメリットを無くし，メリットをそのまま生かすことが可能となった．

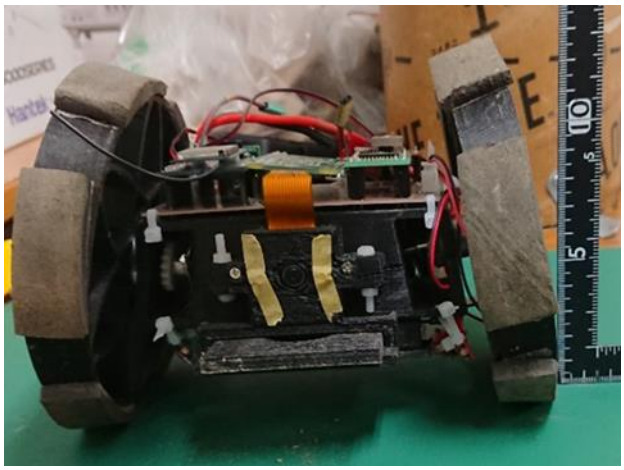

図 4.3.1 キャンバー角のタイヤ

また，モーターをキャンバー角に合わせて傾けて取り付けをする．これにより車軸に掛かる機体に対して真横からの衝撃を軽減できる．

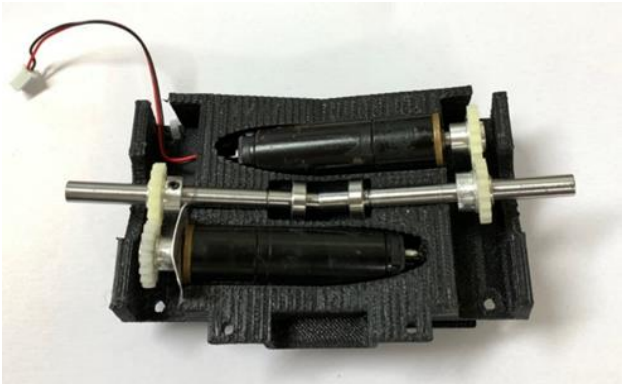

図 4.3.2 モーター取り付け部外観

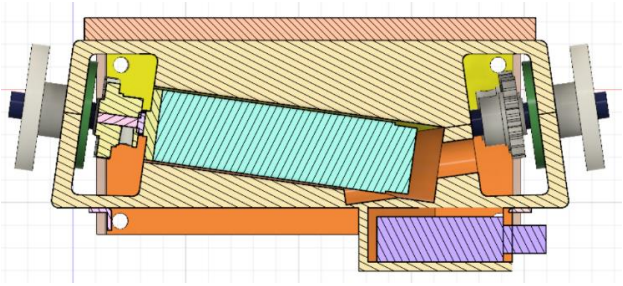

図 4.3.3 モーター取り付け部断面図

バンパーはタッチセンサーに連結されており，バンパーとの接触でカメラだけでは困難な 0m 判定を行う．

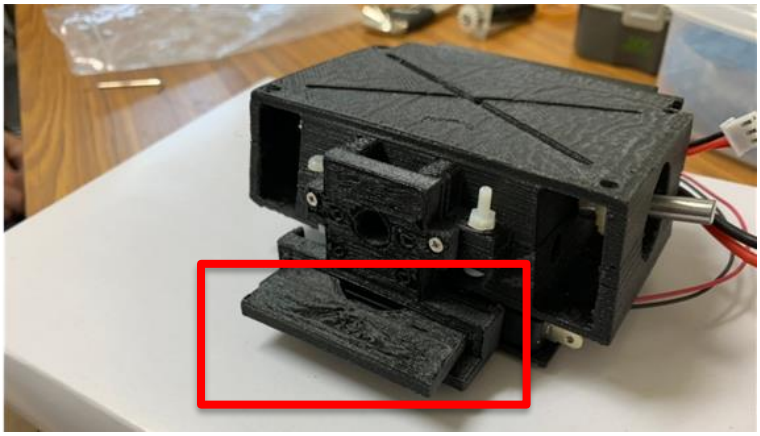

図 4.3.4 バンパー

※バンパーの稼働する様子の動画： https://youtu.be/svbfeBKU0ok

また，タイヤについてはタイヤの中心部分を樹脂・外側を 2 種類の固さの異なるゴムを使用することで，衝撃吸収と走行性能を両立する．また，中心部分は楕円形を利用した形で十分な荷重に耐えることができる．能代宇宙イベント時にタイヤの破損を受け現在上記を元に修正中である．

## パラフォイル

パラフォイルを用いた制御を行う．「参考にした翼型，パラフォイル・コードの諸元・制御方法」を以下に示す．

表 4.2　パラフォイル諸元

| 参考にした翼型 | N-10 |
|---|---|
| Max thickness | 11.2% at 30% chord. |
| Max camber | 3.6% at 40% chord |
| Source | UIUC Airfoil Coordinates Database |

図 4.3.5 パラフォイル外観

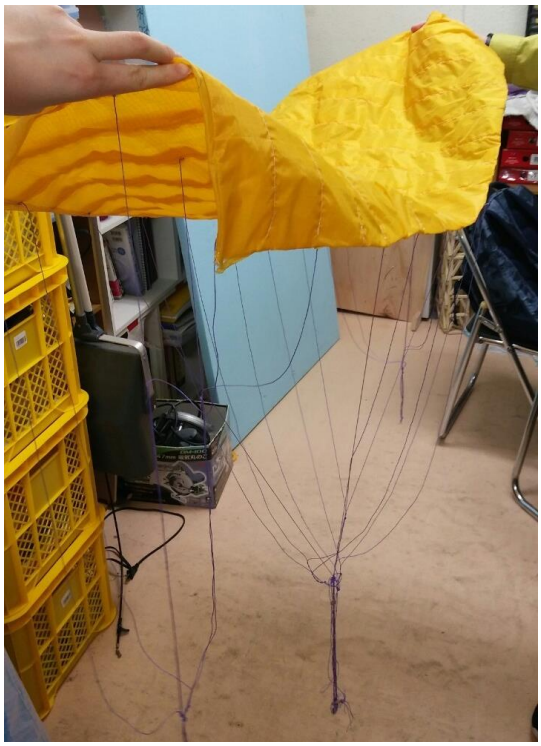

図 4.3.6 パラフォイル外観

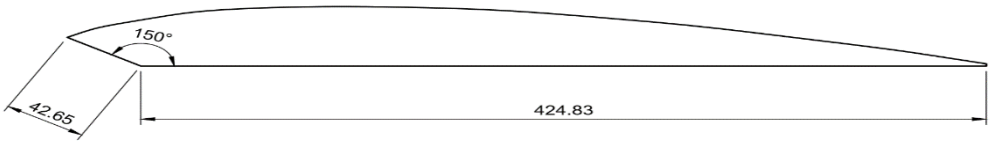

図 4.3.7 今回採用するパラフォイルの翼型

図 4.3.8 パラフォイル外観

パラフォイル・シュラウドラインの諸元を表 4.3 に示す.

表 4.3　パラフォイル・シュラウドラインの諸元

| | | |
|---|---|---|
| **パラフォイルの諸元** | 揚抗比 | 31.9 |
| | 有効面積 | 0.514m² |
| | AR 比 | 2.4 |
| **シュラウドラインの諸元** | 本数 | 22 本 |
| | 1 本の長さ | 1.66m |
| | 材料 | ナイロン製糸 |

**制御方法**

パラフォイルのブレークコード操作にはサーボモーター２個を使用する。モーメントアームを長くするためにサーボモーターをアームに取り付ける。アームに取り付けられた紐はブレークコードとしてパラフォイル後縁とつながっている。サーボモーターによってこのコードのうちどちらか一方が引かれることで、その方向へ旋回することとなる.

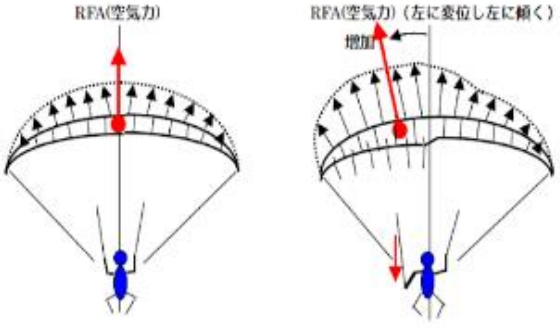


図 4.3.9 パラフォイルの制御原理

参考　http://www23.tok2.com/home/MMPGC/study/turn.pdf

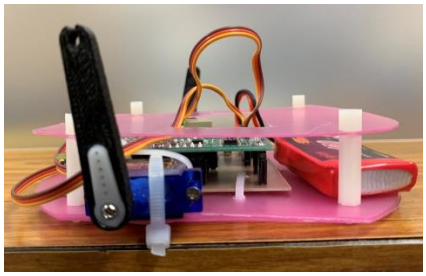

図 4.3.10 パラフォイル制御用ボックス

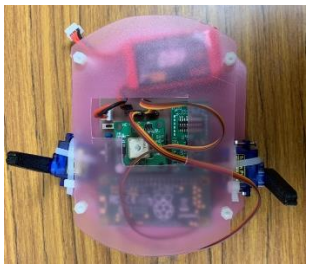

図 4.3.11 パラフォイル制御用ボックス

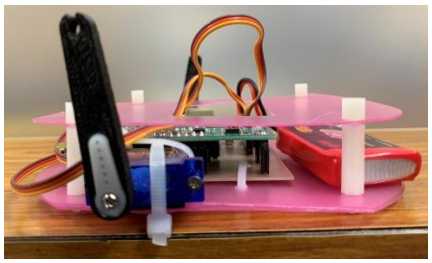

図 4.3.12 パラフォイル制御用ボックス

また，CanSat を収納かつ衝撃吸収から守るためのキャリアを用意した．グラスファイバーと PP(ポリプロピレン)　シートを用いた．また，曲げ剛性を保つために，3D プリンタで PLA 樹脂製の格子を製作して固定した．

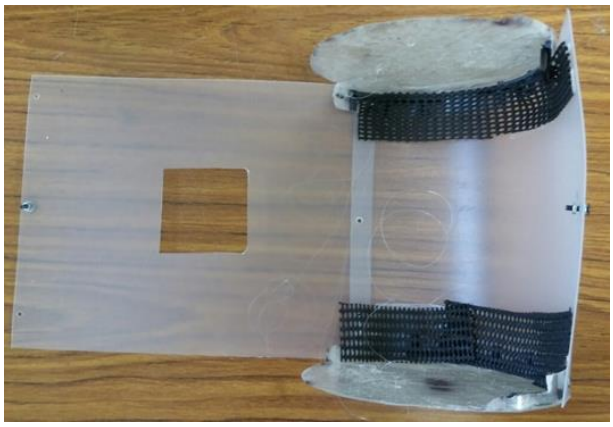

図 4.3.13 キャリア外観

**【電力】**

**「機体」**

電流：約 1~1.5A,

実行時間：120 分

電圧：7.2V

使用電力：7.2V *1~1.5A  *2h = 14.4~21.6Wh

**「パラフォイル制御部」**

電流：約 0.5A

実行時間：15 分

電圧：7.4V

使用電力：

0.5A * 0.25h * 7.4V = 0.925Wh

バッテリー：450mAh * 7.4V = 3.33 Wh

# 4. 使用部品

<<**電子系**>>

| 分類 | 名称・型番 | 入手先・参考情報等 | 備考 |
|---|---|---|---|
| マイコン | Raspberry Pi Zero WH | akizukidenshi | ローバー基板 |
| カメラ | Raspicamra V2 | akizukidenshi | ローバー基板 |
| モータードライバ | DRV8835 | akizukidenshi | ローバー基板 |
| 加速度+気圧センサ (BNO055+BME280) | ROKUENDIP-002 | switch-science | ローバー基板 |
| 無線モジュール | IM920c | akizukidenshi | ローバー基板 |
| GPS | SFE-GPS-14414 | switch-science | ローバー基板 |
| DC-DC コンバータ | MURATAPS-OKI-78SR-5 | switch-science | ローバー基板 |
| MOSFET | 2SK2232 | akizukidenshi | ローバー基板 |
| 圧電スピーカー | PKM13EPYH4000-A0 | akizukidenshi | ローバー基板 |
| マイコン | Raspberry Pi Zero WH | switch-science | 空中制御基板 |
| 加速度+気圧センサ (BNO055+BME280) | ROKUENDIP-002 | switch-science | 空中制御基板 |
| GPS | AE-GYSFDMAXB | akizukidenshi | 空中制御基板 |
| DC-DC コンバータ | MURATAPS-OKI-78SR-5 | switch-science | 空中制御基板 |

<<**動力系**>>

| 分類 | 名称・型番 | 入手先・参考情報等 | 備考 |
|---|---|---|---|
| Li イオンバッテリー | 18650 | Trust Fire Direct | Li イオンバッテリー |

<<**構造系**>>

| 分類 | 材質・型番 | 入手先・参考情報等 | 備考 |
|---|---|---|---|
| アナログテスター | NSFHRS-140-TA55-T855 | ミスミ | |
| 深溝玉軸受 | SB6901zz | ミスミ | |
| シャフト | STHRB6-MB | ミスミ | |
| 小径玉軸受 | SMF126zz | NSK_MICRO | |
| 3mm 穴　16 歯 | 453909430404658 | レインボープロダクツ | |
| 6mm 穴　16 歯 | 453909430404689 | レインボープロダクツ | |

## 5. 製作時に使用した機材・サービス

| 分類 | 名称・型番 | 入手先・参考情報等 | 備考 |
|---|---|---|---|
| 3D プリンタ | ダヴィンチ Jr. 1.0 w | XYZPrinting | |
| プリント基板加工機 | 不明 | 学内施設の利用 | |

※3D プリンタや CNC などの近年発達の著しい機材や外部サービス、特殊な機材を使用した場合は記入してください。一般的な工具類は記入不要です。

## 6. プログラム・アルゴリズム

使用言語:
Python
詳細はシーケンスの補足文章に記載している.

## 7. 会計

表 4.3　金額内訳

| 内訳 | 金額 |
|---|---|
| 機体構造 | ¥34,284 |
| 機体電装 | ¥34,696 |
| パラフォイル | ¥25,082 |
| パラフォイル電装 | ¥34,764 |
| その他(試験用治具など) | ¥14,264 |
| **総額** | **¥143,090** |

# 第5章 試験項目設定（項目別試験、結合試験、EndtoEnd 試験）

| 番号 | 検証項目名 | 対応する自己審査項目の<br>要求番号（複数可） | 実施日 |
|---|---|---|---|
| V1 | 質量試験 | R1 | 7/8 |
| V2 | キャリア収納試験 | R1, R9 | 7/8 |
| V3 | 準静的荷重試験 | R2 | 7/10 |
| V4 | 振動試験 | R3 | 7/16 |
| V5 | 衝撃試験 | R4 | 7/12 |
| V6 | 通信試験 | R5, R6 | 7/7 |
| V7 | 通信機電源 ON/OFF 試験 | S2 | 7/11 |
| V8 | 通信周波数変更試験 | R7 | 6/29 |
| V9 | 落下試験 | R8, S1 | 7/15 |
| V10 | 分離試験 | S3 | 7/15 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| V11 | ゴール検知試験 | S7 | 7/15 |
| V12 | 減速機構制御試験 | R8, S1,S12,S13 | 7/15 |
| V13 | 制御履歴レポート作製試験 | S8 | 7/15 |
| V14 | End to End 試験 | R1, S4～S7, S9～S10 | 7/15 |

# 第6章 実施試験内容

## 1. 質量試験

- 目的
  質量がレギュレーションを満たしていることを確認する
- 試験/解析内容
  全モジュールを電子秤で計測し，1050g 以下であることを確認する.
- 結果

図 6.1.1-4 に各部品の重量を示す.

図 6.1.1 総質量 1 枚目

図 6.1.2　総質量 2 枚目

図 6.1.3　パラフォイル＋自作キャリア

図 6.1.4　機体本体のみ

計測時，合計重量と各部品の重量合計を比較すると 0.5g のずれが生じているが，計測誤差であると判断した.

表 6.1 に機体諸元を述べる.

表 6.1 機体諸元

| | |
|---|---|
| 全長[mm] | 181 |

| | |
|---|---|
| 高さ[mm] | 130 |
| 重量[g] | 1003 |

以上よりレギュレーションを満たすことが確認された.

## 2. キャリア収納試験

- 目的

  CanSat 及び減速機構がキャリア内に収納でき，自重で落下できることを確認する

- 試験/解析内容

  全モジュールを内径 146mm のボイド管に収納し，自重で落下できることを確認する

- 結果

  機体は次のようにボイド管に収まっている.

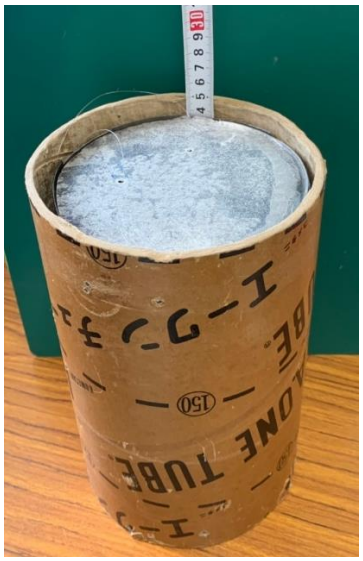

図 6.2.1 収納時の様子

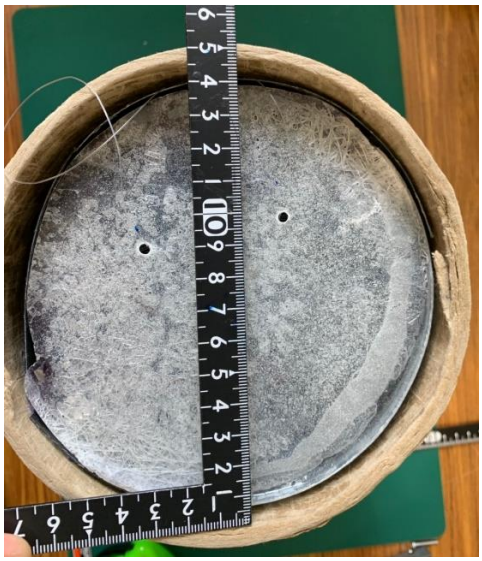

図 6.2.2 収納時の様子

図 6.2.3 収納時の様子

表 6.2 に放出試験の結果を示す.

表 6.2 放出試験結果

| 実験 | 結果 | URL |
|---|---|---|
| 1 回目 | ○ | https://youtu.be/MZb4Q3YLskg |
| 2 回目 | ○ | https://youtu.be/2ftq_OFoz-U |
| 3 回目 | ○ | https://youtu.be/Md7GmacOLbc |

以上より機体がレギュレーションの要求項目を満たし，放出ができることが示された.

## 3. 準静的荷重試験

- 目的

  CanSat がロケット打ち上げ時に掛かる静荷重を受けた後，走行機能を有していることを実証する.

- 試験/解析内容

ロケットによる静荷重を再現するため,紐を繋いだ袋に CanSat 機体・電装部・分離機構を含むキャリアを袋に収納し，ロケット搭載状態を再現する．キャリアを入れハンマー投げの要領で袋を回転させた.レギュレーションより静的荷重はキャリアの高さ方向に 10G である．よって，静的荷重 10G を 10 秒間以上機体に与えた.その後,走行機能の確認をするため,自作キャリアから放出し,キャリア内部から走行開始までを行い確認する.実験の様子は以下の URL の映像で示す.また，静的荷重は以下の式から導出した．機体を袋に入れ，振り回すため向心方向の加速度が生じる．r[m]を腕の長さ，$\omega$[rad]を角速度として向心方向の加速度は r=1.5[m]，$\omega$=3$\pi$[rad](10 秒間に 15 回転)

$$a = \frac{r\omega^2}{9.81} = \frac{1.5 \times (3\pi)^2}{9.81} \approx 13.6[G]$$

となり，角速度を一定にかけ続けることが出来れば，要求された静的荷重を掛け実験が行える.

- 結果

表 6.3 に実験結果を示す.

表 6.3 準静的荷重試験の結果

| 実験 | 結果 | 機体状況 | URL |
|---|---|---|---|
| 1 回目 | ○ | 機体・電装部・回収部・キャリアに破損や不具合なし | https://youtu.be/6TKOnO7NoQI |
| 2 回目 | ○ | 機体・電装部・回収部・キャリアに破損や不具合なし | https://youtu.be/rE98NA593DU |
| 3 回目 | ○ | 機体・電装部・回収部・キャリアに破損や不具合なし | https://youtu.be/2m5vOWQzVLI |

また，取得した加速度のデータを図 6.3.1-3 で示す.

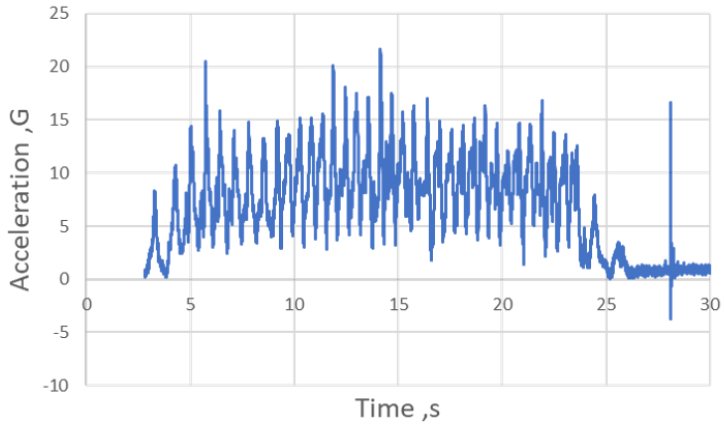


図 6.3.1 1 回目

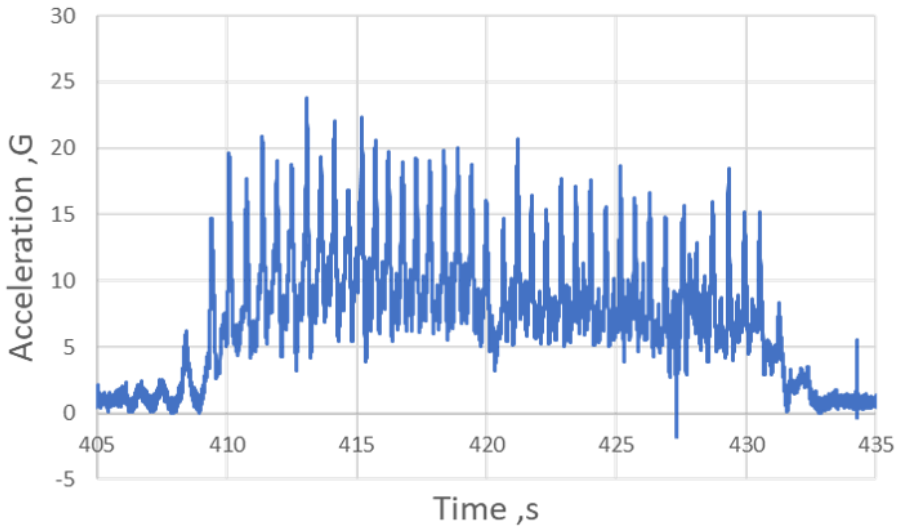


図 6.3.2 2 回目

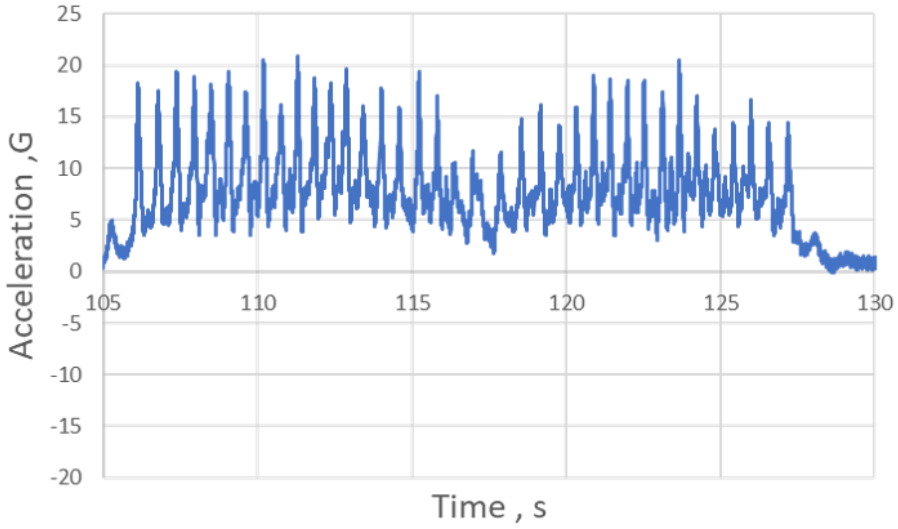


図 6.3.3 3 回目

以上よりレギュレーションの準静的荷重を掛けることができ，荷重を掛けても機体が走行することが示された.

# 4. 振動試験

- 目的

  CanSat がロケット打ち上げ時に掛かる振動及び荷重に耐え，その後 CanSat に破損がないことを確認する.

- 試験/解析内容

  振動試験機を用いて CanSat 及び減速機構を加振する．その後，CanSat を自作キャリから取り出し CanSat の破損がないことを確認する.実験の様子は以下の URL の映像で

示す.また，加振条件はレギュレーションに準拠し 30～2000[Hz]のランダム振動，15G の振動加速度を掛ける.

- 結果

室蘭工業大学松本研究室の加振機(IMV Coporation VE-3202)で振動実験を行った．結果を表 6.4 に示す.

- 表 6.4　振動試験結果

| 実験 | 結果 | 機体状況 | URL |
|---|---|---|---|
| 1 回目 | ○ | 機体・電装部・回収部・キャリアに破損や不具合なし | https://youtu.be/eU7bHhWyt70 |

実験より得られた加速度のデータを図 6.4.1 で示す．結果で示す加速度$a$は，次の式で表すことができる.

- $a = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2}$ [G]

$a_x$：x 軸方向の加速度[G]，$a_y$：y 軸方向の加速度[G]，$a_z$：z 軸方向の加速度[G]

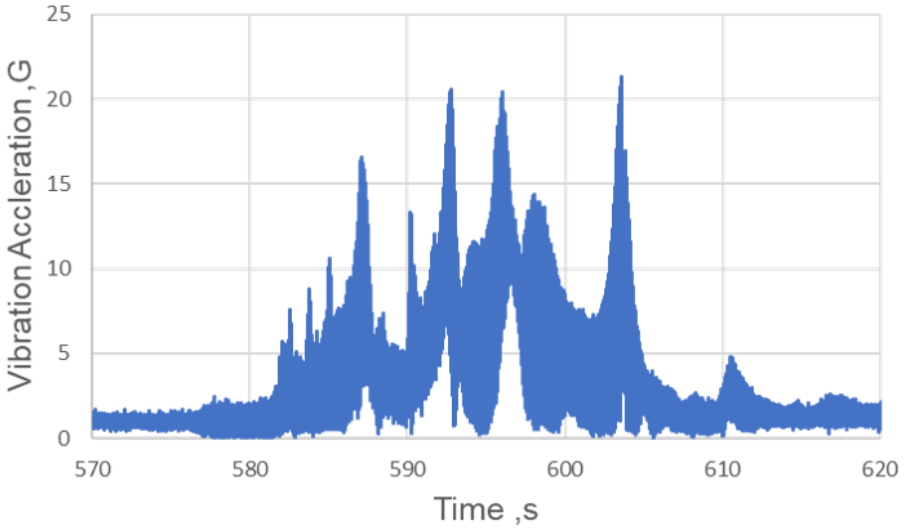


図 6.4.1　振動加速度のデータ

以上より加振しても機体に損傷が見られないことが確認できた.

## 5. 衝撃試験

- 目的

CanSat がロケットから空中に放出後，開傘・着地する際に掛かる衝撃に耐えることを示す．そして，試験後に CanSat が走行機能を有していることを確認する.

- 試験/解析内容

【開傘】CanSat をボイド管に収納し，紐でボイド管をくくる．その後 2.5m 程度の高さから投下して着地する寸前にひもを引っ張り，開傘衝撃を模擬する.

【着地】本実験では v=7.0[m/s]を終端速度として用いる．本実験では，以下の式から導出した高さから自由落下させ，パラフォイル切り離しまでのシーケンスを実行する．自由落下させる高さはエネルギー保存則より

$$h = \frac{v^2}{2g}[m]$$

である．したがって，v=7.0[m/s],g:重力加速度:g=9.81[m/s^2]より

$$h = 2.50[m]$$

と求められた．

この高さから自由落下を行い，着地衝撃試験を行う．複数回実験を行い CanSat が着地衝撃に耐え，破損なくその後のシーケンスを実行できれば，着地衝撃に耐久性を有しているといえる．

- 結果

【開傘】表 6.5.1 に実験結果を示す．

表 6.5.1 減速開始時に想定される荷重に対する実験結果

| 実験 | 結果 | 機体状況 | URL |
|---|---|---|---|
| 1 回目 | ○ | 破損なし・走行ができている | https://youtu.be/j-XVySYxBBQ |
| 2 回目 | ○ | 破損なし・走行ができている | https://youtu.be/VM3C9nrbXps |

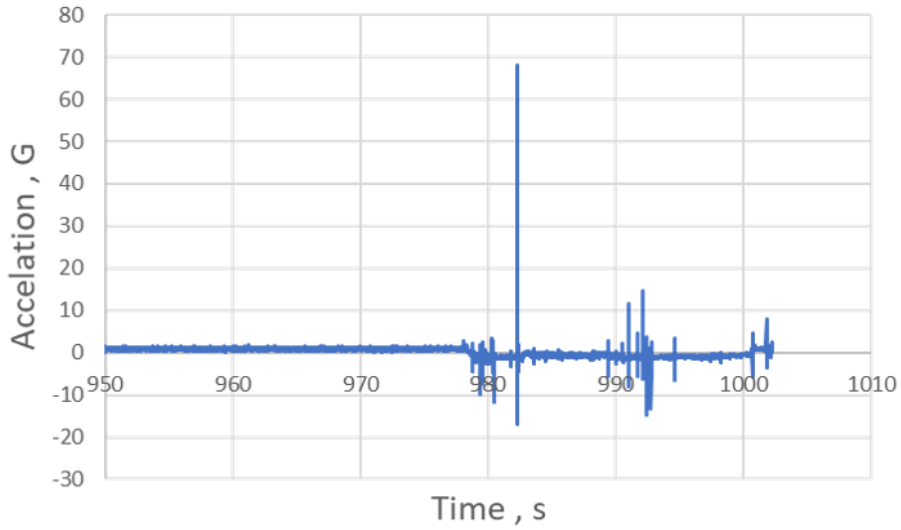


図 6.5.1　1 回目

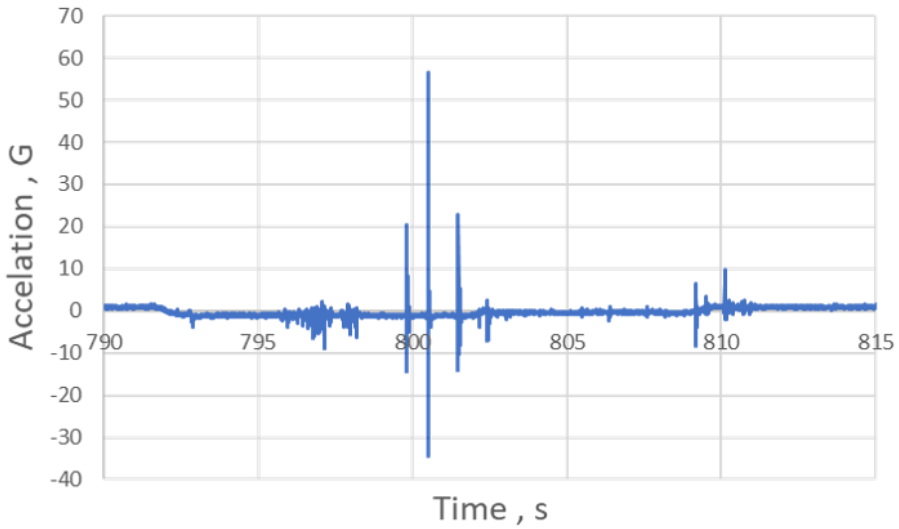


図 6.5.2　2 回目

レギュレーションでは開傘衝撃が 40G とされているので，この結果より機体は開傘衝撃を加えても走行できることが示された.

【着地】表 6.5.2 に実験結果を示す.

表 6.5.2 着地時に想定される荷重に対する実験結果

| 実験 | 結果 | 機体状況 | URL |
|---|---|---|---|
| 1 回目 | ○ | 破損なし・走行ができている. | https://youtu.be/j-XVySYxBBQ |
| | | | https://youtu.be/VM3C9nrbXps |

以上より落下衝撃を加えても機体が走行できることが示された.

# 6. 通信試験

- 目的

  ローバーのロスト対策として長距離通信が可能であることを確認する.

- 試験/解析内容

  無線モジュール(IM920c)を用いて，長距離からの受信が可能かどうかの確認を行う. 実験方法は，送信用の無線モジュール(IM920c)から受信用の無線モジュール(IM920c)に GPS データを送信する．そのデータと受信器の GPS データと比較し無線が届く距離を算出する.

図 6.6.1 送信機外観

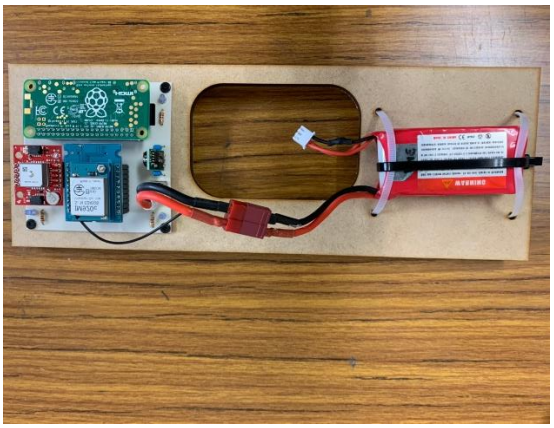

図 6.6.2 受信機外観

また，本試験はイタンキ浜と白鳥大橋で行った．以下の実験の様子を示す．

図 6.6.3 実験の様子 in イタンキ浜
（送信機側）

図 6.6.4 実験の様子 in 白鳥大橋
（送信機側）

図 6.6.5 実験の様子 in イタンキ浜
（受信機側）

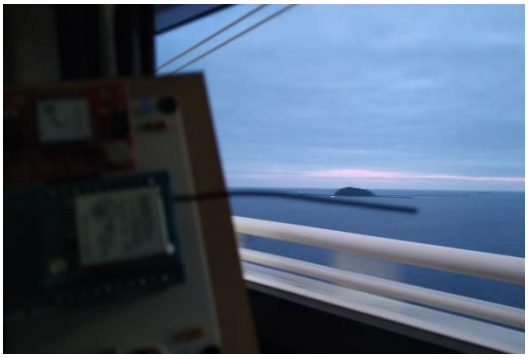

図 6.6.6 実験の様子 in 白鳥大橋
（受信機側）

- 結果

以下のプロットした点は以下のように色分けをしている．

紫：受信機

青：送信機

(イタンキ浜)無線通信可能距離 1.80km

※これ以上の通信は可能であったが，地形的にこれ以上の距離を見込めないため，下記の白鳥大橋に移動して実験を行った.

図 6.6.7 GPS データのプロットと通信可能距離 in イタンキ浜

(白鳥大橋)無線通信可能距離 2.48km

また，受信機側は車内からデータを取得しているので，本番の機体捜索時を再現できている.

図 6.6.8 GPS データのプロットと通信可能距離 in 白鳥大橋

パラフォイルの落下分散 X は諸元より揚抗比 31.9，高度 4000[m]と仮定して以下の式で計算できる.

$$X = \frac{4000[\mathrm{m}]}{31.9} = 125.39185 \approx 125.3[\mathrm{m}]$$

以上より通信距離と落下分散の関係から落下地点を予測しておけば，十分に通信可能かつ追跡可能であると判断できる.

また，ロスト対策としてパラフォイルの色は空中で見つけやすく、画像検知で支障をきたさないようにオレンジ系統を選定した.（カメラで赤色検知を行うため）

**結論**

無線モジュールを用いて 2 km以上の通信距離を確保できた．また，取得した GPS データからローバーの位置を把握することができる.

## 7. 通信機電源 ON/OFF 試験

- 目的

ロケット搭載時から放出時まで無線の電源が OFF，放出時以降に ON になることを示す.

- 試験/解析内容

今回通信機電源の ON/OFF を行うために，パラシュート展開時に抜けるフライトピンと気圧センサーによる高度情報を用いる．地上時及びロケット搭載時ではスリープモードで通信電波 OFF 状態になっており，以下のいずれかまたは両方の条件を満たすことで通信機電源が ON になる設定をした.

1. フライトピンが抜けた
2. 気圧センサーが一定高度(本試験では 15m，当日は 15m)を超えた後に，一定高度以下(本試験では 3m，当日は 5m 程度)になった

以上の機能を証明するために，以下の通りの実験を行う.

1. 実際に CanSat に搭載する基板を本学サークル棟 1 階から本学サークル棟 3 階(約 10m)まで持っていく.
2. その後,地上に向けて投下し気圧センサーのプログラムの作動を確認する
3. 上記とは別に，電源 OFF の状態からフライトピンを抜きプログラムの作動を確認する

- 結果

表 6.7 に通信機電源 ON/OFF 試験の結果を示す.

表 6.7 通信機電源 ON/OFF 試験結果

| 実験 | 結果 | 内容 | URL |
|---|---|---|---|
| 1 回目 | ○ | フライトピンが抜けたことによる作動確認 | https://youtu.be/RIRj9hneQYU |
| 2 回目 | ○ | 高度による作動検知 | https://youtu.be/VTtvzDJsuTk |

以上より無線通信機の電源が高度やフライトピンによって ONOFF を切り替えられることが示された.
また,以下に試験動画より抜粋した試験時の受信(右)送信(左)の log を図 6.7.1-2 で示す.

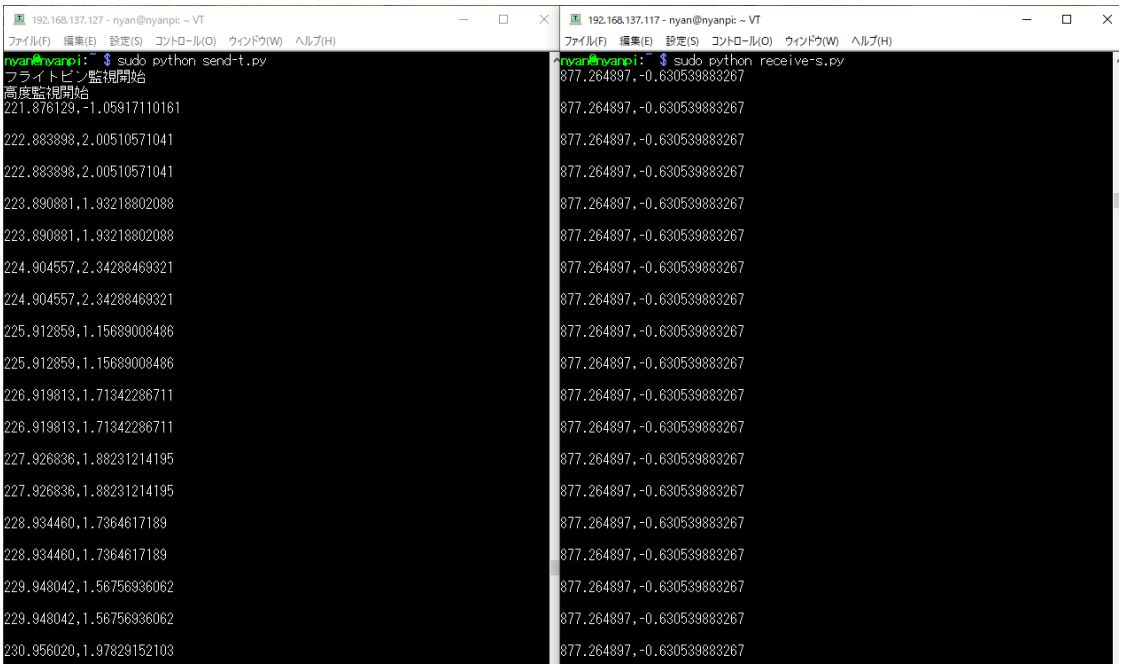

図 6.7.1 フライトピンによる作動確認時

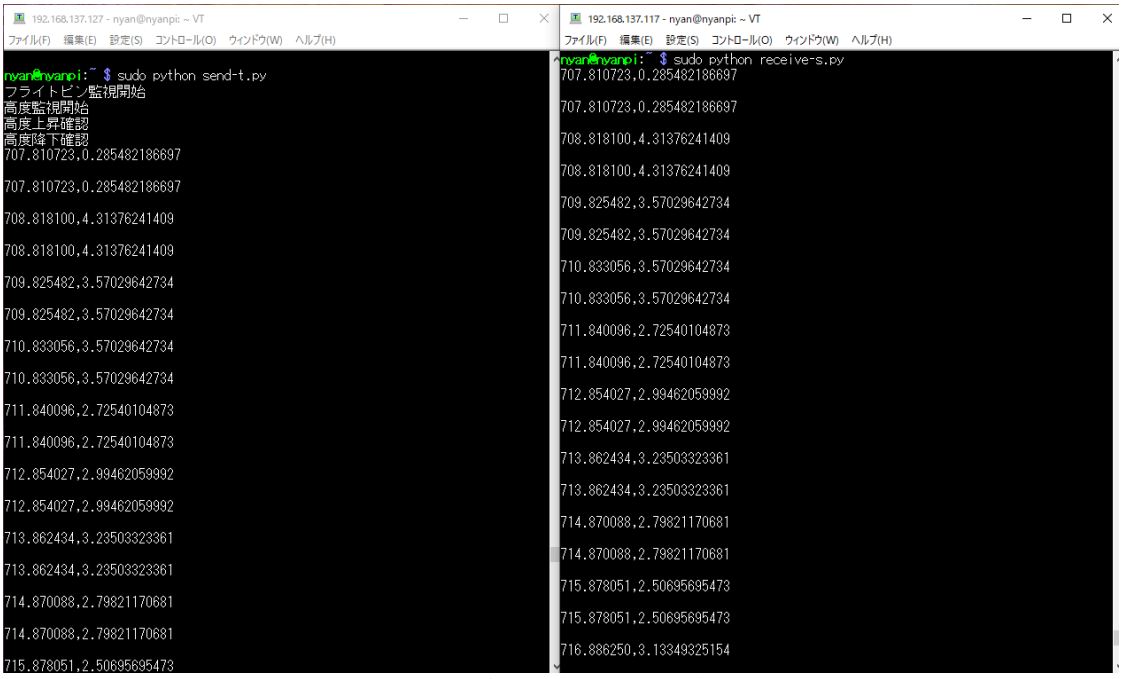

図 6.7.2 高度による作動確認時

Log の数字列が実際に送受信しているデータである.

試験動画より,フライトピン及び高度が条件を満たすまで通信機の電波は OFF であり,送信も受信も行われないことが分かり,また,条件を満たすと通信が開始されることが分かる.
以上試験により、通信機電波が搭載時に OFF、放出時 ON となることを確認できた.

## 8. 通信周波数変更試験

- 目的

  無線のチャンネル変更に応じる意思があり,実際に変更可能であることを示す.

- 試験/解析内容

  今回使用する予定の無線モジュール(interplan im920c)と PC を,USB インターフェイスを用いて接続し, シリアルインターフェイスからコマンドを用いて,実際にチャンネル変更を行った.
  以下に試験時の PC と無線モジュールの接続(図 6.8.1)を示す.

図 6.8.1 PC と無線モジュールの接続

無線のチャンネル変更には以下のコマンドを用いる.(表 6.8.1)

表 6.8.1　使用コマンドとその機能

| コマンド | 機能 |
|---|---|
| ENWR | パラメータ保存許可 |
| STCH | 無線チャンネル設定 |
| RDCH | 無線チャンネル読み出し |
| DSWR | パラメータ保存禁止 |

コマンドの送信には Tera Term を用いた.

実際にチャンネル変更を行った結果を以下に示す.(図 6.8.2)

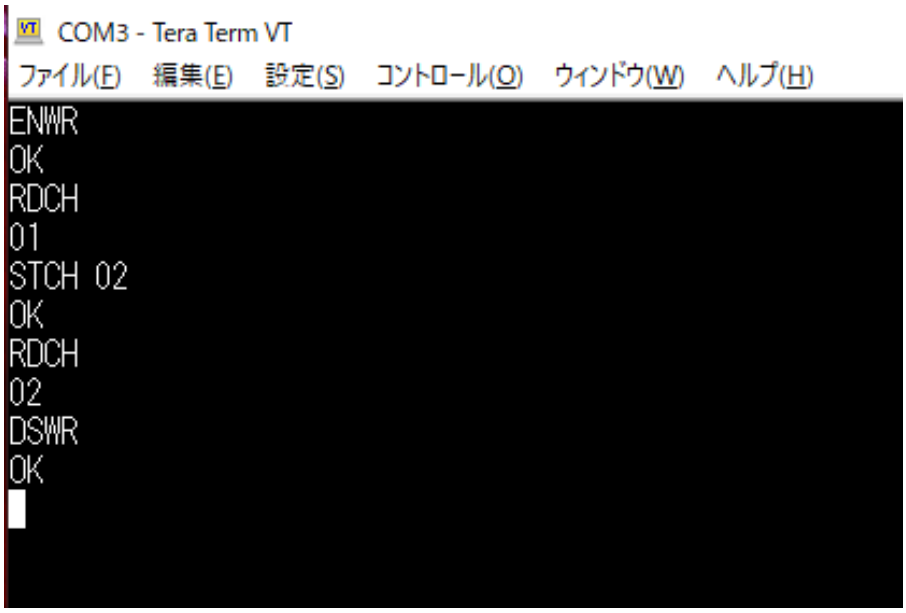


図 6.8.2 チャンネル変更結果

1 行目 ENDR コマンドでパラメータ保存許可リクエスト送信
2 行目 パラメータ保存許可→OK
3 行目 RDCH コマンドで現在の無線チャンネルを読み出し
4 行目 現在のチャンネルを表示→01 チャンネル
5 行目 STCH コマンドで無線チャンネルを 02 に設定
6 行目 無線チャンネル変更→OK
7 行目 RDCH コマンドで現在の無線チャンネルを読み出し
8 行目 現在のチャンネルを表示→02 チャンネル
9 行目 DSWR コマンドでパラメータ保存禁止リクエスト送信
10 行目 パラメータ保存禁止→OK
9,10 行目補足：チャンネル変更実施後,変更したチャンネルパラメータが変動しないように以降のパラメータの変更を禁止する.

以上より，今回使用する無線では 01～15 までの 15 チャンネル(920.6MHz～923.4MHz)の変更が可能である.

- 結果

  無線(im920c)のチャンネル変更について,コマンドにより正常にチャンネル変更を行えることを確認できたため，無線のチャンネル変更が可能である.

## 9. 落下試験

- 目的

  減速機構のパラフォイルが適切に開傘し，終端速度に達することを確認する.

- 試験/解析内容

本学 K 棟の 7 階（高さ：25.2m）からパラフォイルを開傘させた状態で投下する．パラフォイルには，機体重量を疑似した 900ｇの錘を接続し投下する．落下の動画から終端速度や飛行の特性を求める．また，適切なパラフォイルの畳み方を知る．

また，今回パラフォイルの設計は終端速度と落下分散を事前に設定し，それに合わせたパラフォイルの面積を計算することで行う．したがって，その計算が適切か否かを判断する．

- 結果

表 6.9 でパラフォイルによる投下実験の実験動画 URL を添付する．投下地点の高度は約 25ｍである．また，今回パラフォイルによる空中制御を行うため，開傘したことが確認できれば成功としている．パラフォイルはパラシュートと異なり，空気取り入れ口が片面（非対称）にしかないため，空気力に偏りが出やすい．したがって,落下軌道はその場の風向・風速によるため，以上の条件で成功とみなしている．

表 6.9 投下実験結果

| 回数 | 結果 | URL |
|---|---|---|
| 1 | ○ | https://youtu.be/WjwRntGkIRs |
| 2 | × | https://youtu.be/d2gc54OvW9E |
| 3 | ○ | https://youtu.be/Yt8bnPpbeOO |
| 4 | × | https://youtu.be/BO-3hazbx_g<br>https://youtu.be/JMHoLcmgR9I<br>（別視点） |
| 5 | ○ | https://youtu.be/z7VKET-yLIE |
| 6 | ○ | https://youtu.be/1swgoHcvvDO |
| 7 | ○ | https://youtu.be/4Uh2QDBvRq4<br>（別視点） |

失敗した原因はパラフォイルの畳み方が不適切であったためである．修正したことで他の動画では改善されている．それを以下に記載する．

【不適切な折りたたみ方】

・パラフォイルのセルに平行かつコード側に折る

→パラコード同士が絡まってしまう

・二つ折りの時にパラフォイルの前縁と後縁が外側になるように折る

→開傘しない

・全体を蛇腹折りにして、キャリアに収納できるようにまとめる

→パラフォイル、コードが絡まる

２５ｍ以内に開傘しない

【改善後】

・パラフォイルの空気取り込み口と垂直に２つ折り

・パラフォイルの両端から中央に向かって三角形に蛇腹折り

・紐は 15cm 程度になるようにまとめる

また，終端速度は 7m/s と設定し，図 6.9.1 と以下の計算より要求項目を満たしていることが分かる.

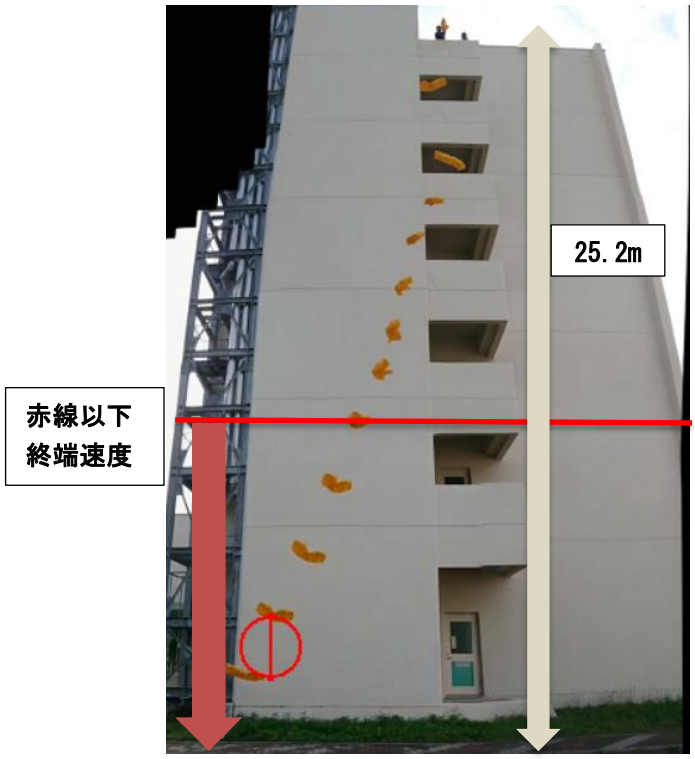

図 6.9.1 実験場所と終端速度の導出方法

- 撮影した動画からパノラマ画像を作成した．写真の時間間隔は 0.2s である．距離測定ソフトを用いて，赤い補助円の直径を求めると，約 1.39m である．赤線以下から終端速度に達したことが確認できた．これらより終端速度は約 7m/s に達する．したがって，要求項目を満たす.

## 10. 分離試験

- 目的

  パラフォイルと CanSat を搭載したキャリアが適切に分離し，パラフォイルに絡まることなく走行を開始できることを確認する.

- 試験/解析内容

  電熱線により CanSat を包む自作キャリアを縛るコードを切断する．その後，キャリアを展開させパラフォイルに絡まることなく走行を開始することを目視で確認する．図 6.10.1-2 で示す.

図 6.10.1 結び目

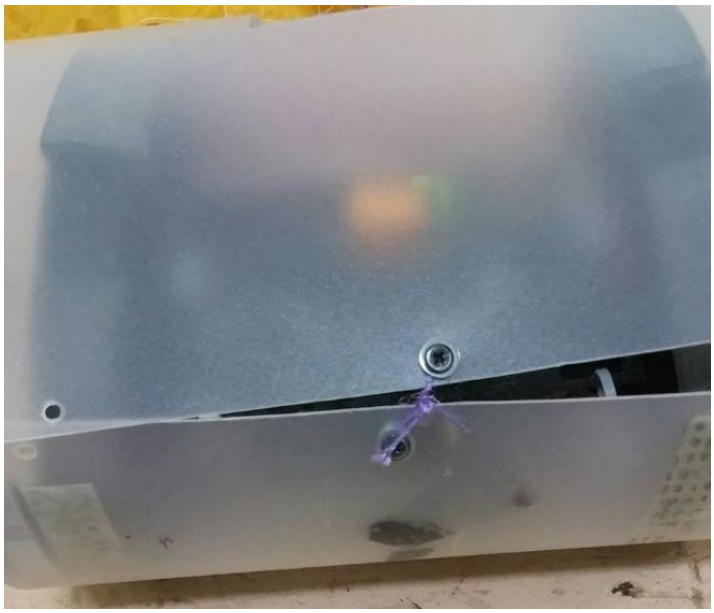

図 6.10.2 結び目

- 結果

表 6.10 に実験結果を示す.

表 6.10　分離試験結果

| 実験 | 結果 | URL |
|---|---|---|
| 1 回目 | ○ | https://youtu.be/P_4BOuSIDLU |
| 2 回目 | ○ | https://youtu.be/xeDydKCuxCA |
| 3 回目 | ○ | https://youtu.be/ITYPqDfQjis |

以上よりパラフォイルと CanSat が分離できることが示された.

## 11. ゴール検知試験

- 目的

本機体に搭載するゴール検知用のタッチセンサーが適切に作動することを確認する. ここでいう適切な動作とは, コーンに触れた時ブザーが鳴りゴール判定を下すことが確認できることである.

- 試験/解析内容

GPS でゴール付近に近づいたことをプログラムで解析する. 3m 以内になったところでカメラによってゴールを検知し, ゴールまでの距離が 0m になるように CanSat を走行させる. また,冗長性を確保するためにタッチセンサーでゴールコーン触れた時, ゴールまでの距離が 0m と判定するプログラムを導入する. したがって, 画像認識とタッチセンサーの両方が 0m と判断した場合, ゴールをしたと判定する. 本試験ではこれらの機能が適切に作動するか確認する. コーンから 5m 程度離れた位置から CanSat を走行させ, ゴール検知プログラムが作動するか確認する.

- 結果

表 6.11 に実験結果を示す.

表 6.11　ゴール検知試験の結果

| 実験 | 結果 | URL |
|---|---|---|
| 1 回目 | ○ | https://youtu.be/cP035-NajG8 |
| 2 回目 | ○ | https://youtu.be/ZcBepQ6JFYU |

以上よりタッチセンサーによりゴール検知ができることが示された.

## 12. 減速機構制御試験

- 目的

パラフォイルの制御により，飛行経路を変更できることを確認する．また，制御に使用するサーボモーターのトルクが充分であるかを確かめる．サーボモータ(SG92R)のトルクは仕様書より 2.5[kgf・cm]である.

- 試験/解析内容

パラフォイルを開傘した状態で 50mの高さから投下をする．ゴール地点は投下地点よりも充分に離れた場所に設定しておく．パラフォイルが投下されてから着地するまでの間にブレークコードを引くことでパラフォイルがゴール地点の方向へ旋回できるかを確認する．確認方法は目視及び制御履歴を使用する.

- 結果

表 6.12 に実験結果を示す．図 6.12.1-2 で制御ログと履歴を示す.

表 6.12 減速機構制御試験結果

| 実験 | 結果 | 状況 | URL |
|---|---|---|---|
| 1 回目 | × | 風にサーボのトルクが負けて流された | https://www.youtube.com/watch?v=9kr0oJk5KLM |

能代宇宙イベントで試験を行った．プログラムは機能していたが(図 6.12.1)，風に煽られパラフォイルが回転する，力負けしていることが分かった．サーボではアームが短いため，紐をサーボに直接取り付けるのではなく図 6.12.1-2 で示すようなプーリを用いてコードを引っ張る．これにより巻取りが容易になり，巻取りの際に紐が絡まない効果を生むようになります.

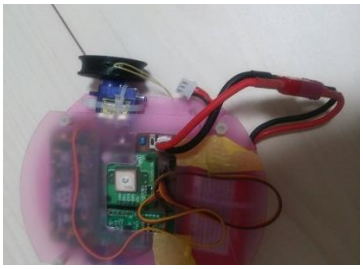

図 6.12.1　上から

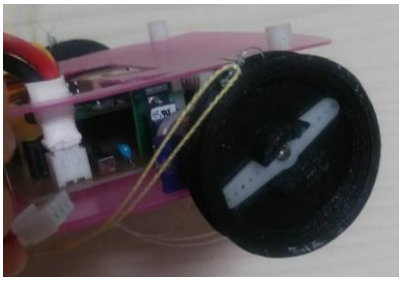

図 6.12.2　側面から

| Column1 | Column2 | Column3 | Column4 |
|---|---|---|---|
| 11.832451 | ========== | | |
| 11.834413 | プログラム開始 | | |
| 11.837263 | 高度監視 | | |
| 517.576492 | 高度上昇開始 | | |
| 517.58759 | 現在の高度 | 32.703311 | |
| 520.594951 | 現在の高度 | 32.732554 | |
| 523.602628 | 現在の高度 | 35.253309 | |
| 526.609988 | 現在の高度 | 36.832845 | |
| 529.617853 | 現在の高度 | 39.254032 | |
| 532.63503 | 現在の高度 | 40.936908 | |
| 535.642063 | 現在の高度 | 42.692654 | |
| 538.648901 | 現在の高度 | 44.653773 | |
| 541.656357 | 現在の高度 | 46.90458 | |
| 544.663447 | 現在の高度 | 47.922187 | |
| 547.670844 | 現在の高度 | 47.705848 | |
| 550.678085 | 現在の高度 | 46.85157 | |
| 553.684912 | 現在の高度 | 48.188457 | |
| 556.691587 | 現在の高度 | 46.737732 | |
| 559.693771 | 高度降下確認 | | |
| 559.704117 | 高度降下監視開始 | | |
| 570.904556 | 空中制御開始 | | |
| 570.909489 | ゴール座標取得 | 40.142698 | 139.98743 |
| 570.922267 | 自機座標取得 | 40.142483 | 139.987137 |
| 570.924812 | 距離取得 | 34.675795 | |
| 570.931272 | 高度取得 | 31.084443 | |
| 570.936614 | ゴール方角を取得 | 53.760247 | |
| 570.940725 | 自機の向きを取得 | 335.6875 | |
| 570.942555 | 左折 | | |
| 572.459885 | 自機座標取得 | 40.142455 | 139.987125 |
| 572.461073 | 距離取得 | 37.621322 | |
| 572.467558 | 高度取得 | 23.685799 | |
| 572.473959 | ゴール方角を取得 | 51.416641 | |
| 572.477885 | 自機の向きを取得 | 349.3125 | |
| 572.479992 | 左折 | | |
| 573.998055 | 自機座標取得 | 40.142543 | 139.98727 |
| 573.998915 | 距離取得 | 22.047483 | |
| 574.004198 | 高度取得 | 13.143078 | |
| 574.006108 | ゴール方角を取得 | 45.90938 | |
| 574.01038 | 自機の向きを取得 | 351.75 | |
| 574.012077 | 左折 | | |
| 575.528913 | 自機座標取得 | 40.142587 | 139.987325 |
| 575.531715 | 距離取得 | 15.35791 | |
| 575.539487 | 高度取得 | 3.240802 | |
| 575.545427 | 目標高度到達 | | |

図 6.12.3 パラフォイルの制御ログ

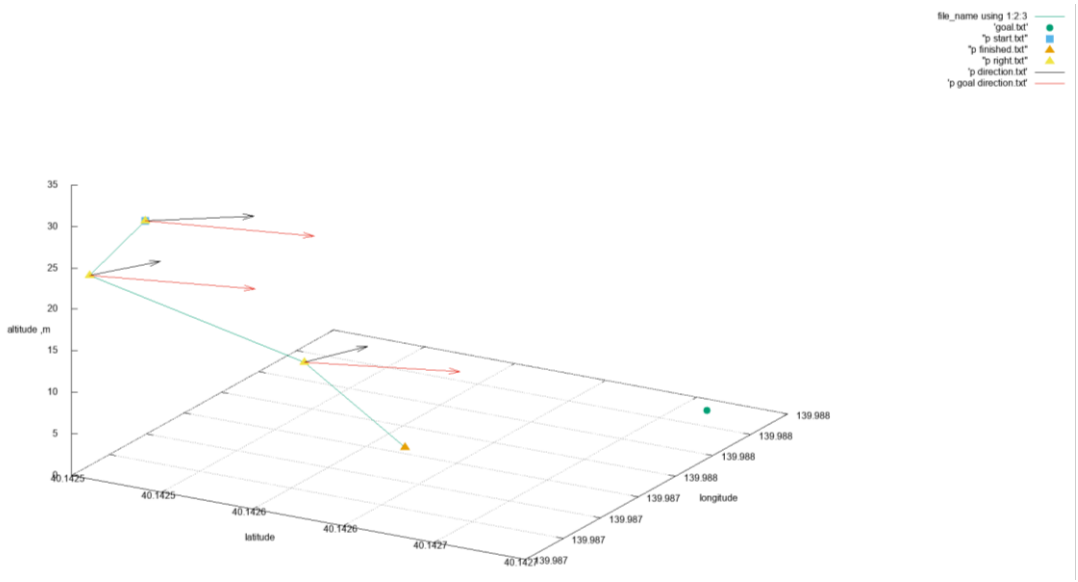


図 6.12.4 パラフォイルの制御履歴

## 13. 制御履歴レポート作製試験

- 目的

  ミッション終了時に CanSat からログデータを取得し，制御履歴レポートを作成できるか確認する.

- 試験/解析内容

  End to End 試験より得られたデータをもとにレポートを作成する．今回示すデータは能代宇宙イベントで得られたデータを使用する.

- 結果

  図 6.13.1-2 で制御履歴と GPS 座標より移動経路と機体の向きをプロットしたものを示す．1 列目は時間[s]，2 行目はコマンド開始や動作の宣言である．また，ログはすべて載せることはできないため，一部抜粋したものを示す.

| Column1 | Column2 | Column3 | Column4 |
|---|---|---|---|
| 3481.738382 | プログラム開始 | | |
| 3481.744105 | フライトピン監視開始 | | |
| 3481.744696 | 高度監視開始 | | |
| 3974.825564 | 高度上昇確認 | 34.704419 | |
| 4071.631971 | フライトピン待機時間経過 | | |
| 4071.634742 | ニクロム線ON | | |
| 4076.55111 | ニクロム線OFF | | |
| 4079.363419 | 勢いつけのバック | | |
| 4084.28333 | 前進 | | |
| 4096.94541 | 誘導開始 | | |
| 4096.947861 | ゴール座標取得 | 40.142664 | 139.987759 |
| 4099.965538 | 自機座標取得 | 40.142585 | 139.987316 |
| 4099.966452 | 距離取得 | 37.718342 | |
| 4099.967245 | ゴール方角を取得 | 79.831574 | |
| 4099.96926 | 自機の向きを取得 | 145.0625 | |
| 4099.969864 | 左折 | | |

図 6.13.1　制御ログ(一部抜粋)

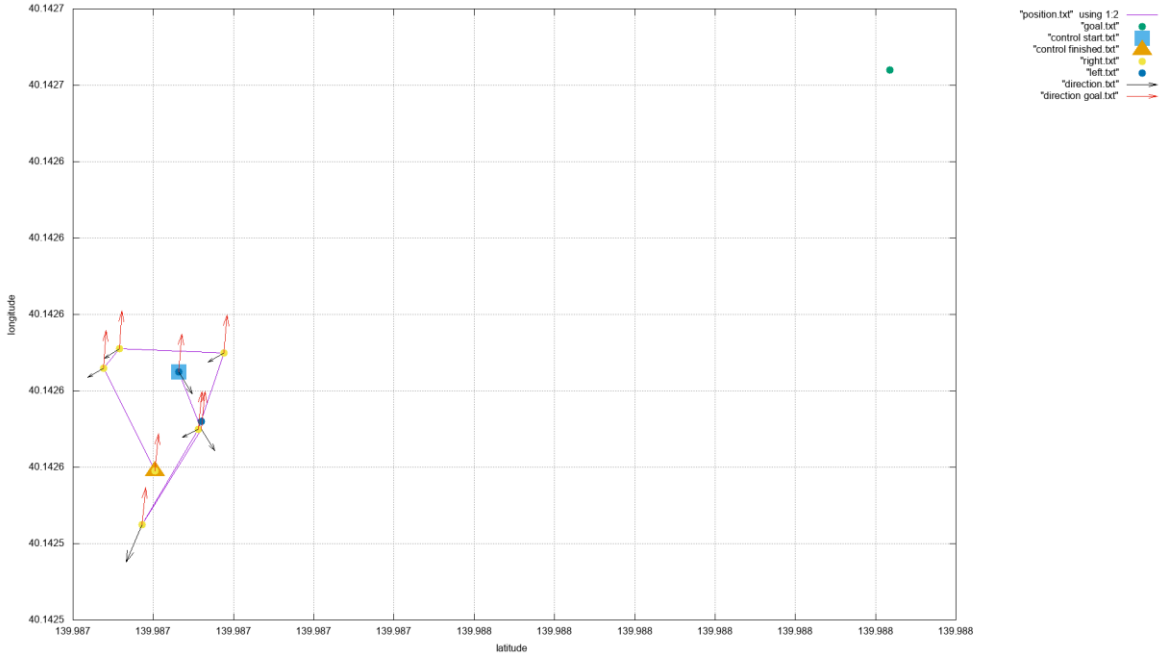


図 6.13.2　GPS 座標より移動経路と機体の向き

凡例は右上に記載した通り．赤矢印はセンサーから導いたゴールの方向．黒矢印はその時点での機体の向きである．この差を埋めるように機体は回転し走行する．また，黄色丸は右折，青丸は左折を示す．

以上より取得したデータから制御履歴レポートを作成することができた．

## 14. End to End 試験

- 目的

ミッション要求をすべて満たしたCanSatを用いて，ロケットへの搭載からゴール後の回収を模擬したEnd to End試験を行い，すべてのシーケンスにおいて自律制御が行えることを確認する.

- 試験/解析内容

「CanSat放出→着地→パラシュートからの離脱→目的地まで自律走行→ゴール判定」の一連の流れが実行可能であることを確認する。

- 結果

表6.14よりEndtoEndの結果を示す．なお，EndtoEndを行える試験環境が近隣になく可能な限り行った.

表6.14　EndtoEndの結果

| 実験 | 結果 | URL |
|---|---|---|
| 投下 | 電熱線が切れなかった. | https://youtu.be/XOJFSyuPLdE |
| 分離 | 上記理由から手動で切断（不可であるとは認知済み） | https://youtu.be/PPvrHAuExss |
| 走行開始 | 走行開始した | https://youtu.be/oh1W2bJPo1Y |
| 走行開始→ゴール検知 | ゴール検知はしたが，0mに至らず | https://youtu.be/9Kq4EPEvQJg |

以上より完全ではないが，一連のシーケンスを実行することができることを示すことができた.

また，能代宇宙イベントでEndtoEndを兼ねた試験を行った．表6.15で結果を示す.

表6.15　能代宇宙イベントでのEndtoEndの結果

| 実験 | 結果 | URL |
|---|---|---|
| 1回目 | タイヤ破損による走行機能の喪失によるリタイア | https://www.youtube.com/watch?v=9kr0oJk5KLM |
| 2回目 | 電熱線が自作キャリを分離できず，走行開始に至らずリタイア | https://www.youtube.com/watch?v=JuUK278JxQs |

以上の結果より，タイヤはCanSat内観で述べたようにゴムを重ねておくことで衝撃吸収機能を持たせることとする．タイヤの破損は今回が初であるが，理由としてPLA製であるので固く脆い性質が強く出てしまったことが挙げられる．電熱線はプログラムは作動していたため，ニクロム線の結び方などが弱かったことが考えられるため，より強固な結び方に変更する対策を施している.

# 第7章 工程管理、ガントチャート（スプレッドシートを推奨）

## 1. チーム内・審査会等

表 7.1　スケジュール

| | 3月 | 4月 | 5月 | 6月 | 7月 | 8月 | 9月 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 構想開始および決定の時期 | | | | | | | |
| 要求仕様決定の時期 | | | | | | | |
| 設計開始および設計図完成の時期 | | | | | | | |
| 製作開始および終了時期 | | | | | | | |
| 最終試験の時期 | | | | | | | |

## 2. 各担当（ハード・ソフト・全体などの進行状況・予定を記入）

https://docs.google.com/spreadsheets/d/1Et_RpOYJKpYWqdI_oMcfbVXWzkF1NJA3nEkbdOgGCFk/edit#gid=1459551028

チーム全体としての作業日を週に 2 回設け，互いの進捗の認知を図る．

また，以下の URL は実際のスケジュールと作業日を記入した．上記の URL は作業の試験予定日を比較対象として，そのままにしてある．

https://docs.google.com/spreadsheets/d/1jM12CIUNNG2gWrYR6KYl7vp4p-V5EzkR8pnRsbN-BUU/edit#gid=1459551028

# 第8章 大会結果

## 1. 能代宇宙イベント

- 目的

ARLISS に向けた End to End 試験を行うため．特にパラフォイルの制御は高度を必要とするため，その制御試験も兼ねている．

- 結果

表 8.1　サクセスクライテリア結果

| | 内容 | 1 回目 | 2 回目 |
|---|---|---|---|
| Minimum success | 機体が損傷せずに着地 | × | ○ |
| | パラフォイルを巻き込まず、CanSat と分離 | × | × |
| | 分離後、走行を開始することができる | × | × |
| Middle success | スタックした場合にスタックを検知して抜け出すことができる | × | × |
| | パラフォイルの制御が出来、飛行経路の変更ができる | × | × |
| Full success | 目標地点(ゴールから 0m)に到着する | × | × |
| Advanced success | パラフォイル制御でゴール | × | × |

表 8.2 で結果を示す．

表 8.2　能代宇宙イベントでの EndtoEnd の結果

| 実験 | 結果 | URL |
|---|---|---|
| 1 回目 | タイヤ破損による走行機能の喪失によるリタイア | https://www.youtube.com/watch?v=9kr0oJk5KLM |
| 2 回目 | 電熱線が自作キャリを分離できず，走行開始に至らずリタイア | https://www.youtube.com/watch?v=JuUK278JxQs |

成功した点は結果から分かるようにサクセスクライテリアを満たしていないのでない．失敗については故障解析の項に記載している．

- 取得データ

➢ 以下に制御履歴として提出した 1 回目の記録を記載する.

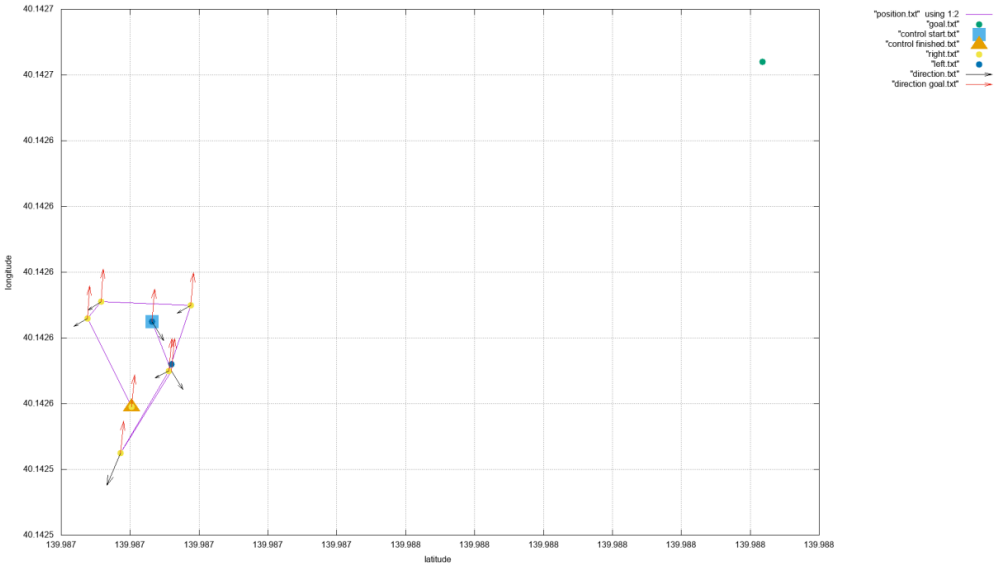


図 8.1.1　機体の制御履歴

➢ 記録上では移動しているように見えるが，実際は自作キャリアから CanSat は分離していないため，計測誤差によるものである．凡例の説明をする．上から順に，線(紫)：移動経路，点(緑)：ゴール地点，四角(水色)：制御開始地点，三角(オレンジ)：制御終了地点，点(黄色)：左折判定，点(青)：右折判定，矢印(黒)：機体の向き，矢印(赤)：ゴール地点の向き(地磁気センサーから導出)である．また，機体が制御できているかの判断は，「ゴールと機体の向きに対して，右折左折判定が適切に下されているか」である．実際に見てみると，判定は向きに対して適切であるため，制御自体は適切に作動しているが，機体は動いていないため，この履歴はあまり意味のないものである．

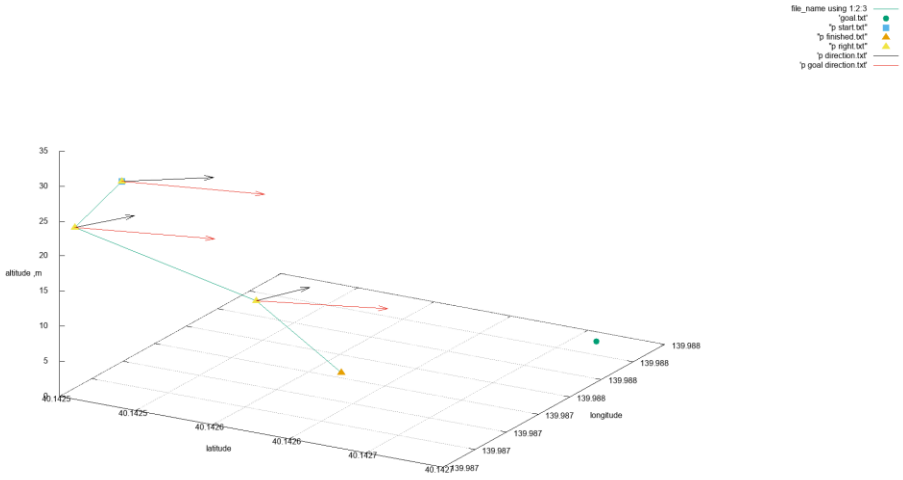


図 8.1.2　パラフォイルの制御記録

- 凡例の説明をする．上から順に，線(緑)：移動経路，点(緑)：ゴール地点，四角(水色)：制御開始地点，三角(オレンジ)：制御終了地点，三角(黄色)：右折判定，矢印(黒)：機体の向き，矢印(赤)：ゴール地点の向き(地磁気センサーから導出)である．制御の可否については，機体の判定と同様である．それを踏まえて見ると，ゴールに近づいてはいるものの最上部の点に関しては制御と真逆の挙動を示している．つまり，制御して接近しているのではなく，風に流されて接近しているだけである．これより制御機構が要件通りに作動していないことが分かった．

- 故障原因解析・解決手段等

【1 回目】

落下衝撃によってタイヤに亀裂が入り，タイヤが空転し走行不能になった．原因としてはフィラメントの積層方向に剥がれていること，赤丸に示すように荷重伝達部が小さいことが考えられる．また，過去の落下試験では破損することがなく，今回が初めての破損だったため，複数回の衝撃による疲労が原因とも考えられる．

図 8.1.3 破損個所

図 8.1.4 破損個所

やるべき試験については，タイヤ部分の強度の定量的な設計が甘かったとされるので，引張試験を用いたタイヤの圧縮試験を行い，破壊される荷重を図り，剛性を評価することが考えられる．しかし，これだけでは静荷重の検討しかできないため，衝撃に対する定量的な試験方法が考えられる(ひずみエネルギーを用いた変位計測など)．

【2 回目】

オレンジ丸部分に自作キャリアを縛る紐とニクロム線で出来た紐を縛るワイヤーがある．着地判定後，電流を流しニクロム線を加熱することで紐を切断する．しかし，この部分が作動しなかった．プログラム上では指示が送られているが，実際は切断されていなかった．このことから，紐の結びが甘く，紐を十分に焼き切る電流が流れなかったことが原因とされる．

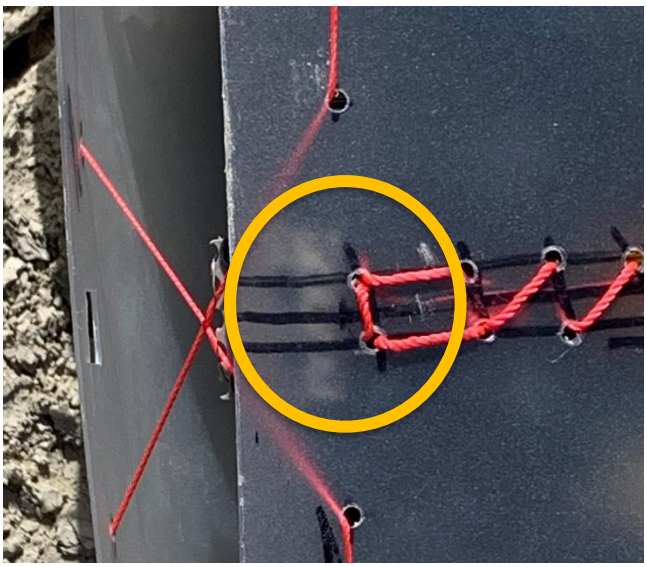

図 8.1.5　分離部拡大図

図 8.1.6　全体図

**これに対する追加試験は次の通り．複数の結び方を試し，確実に動作する物を選ぶ．その後，それを再度用いて複数回試験を行い，確度を確かめる．**

## 2.　ARLISS（上記能代と同様に記載してください）

- **目的**

CanSat 製作を 3 年間行い，製作のノウハウや獲得や技術が向上したため，実力を試すために参加した．他は能代宇宙イベントの参加理由と同じである．

- **結果**

表 8.3　サクセスクライテリア結果

| | 内容 | 1 回目 | 2 回目 |
|---|---|---|---|
| Minimum success | 機体が損傷せずに着地 | ○ | × |
| | パラフォイルを巻き込まず、CanSat と分離 | × | × |
| | 分離後、走行を開始することができる | × | × |
| Middle success | スタックした場合にスタックを検知して抜け出すことができる | × | × |
| | パラフォイルの制御が出来、飛行経路の変更ができる | × | × |
| Full success | 目標地点(ゴールから 0m)に到着する | × | × |
| Advanced success | パラフォイル制御でゴール | × | × |

- **取得データ**

データは「機体本体」「パラフォイル」に分かれているため，個別に記載する．

「機体本体」

【1 回目】

以下に取得したログを添付する．

| | | |
|---|---|---|
| 13.124685 | プログラム開始 | |
| 13.129438 | フライトピン監視開始 | |
| 13.131316 | 高度監視開始 | |
| 1768.395348 | 高度上昇確認 | 3418.510674 |
| 1783.373798 | プログラム開始 | |

図 8.2.1　ログ 1 回目

後述するが，これ以降は再起動と強制シャットダウンが繰り返し起こり，「プログラム開始」の履歴が繰り返し表示されるだけであったため，添付は行っていない．

また，センサーは作動して値を取得していたが，CanSat がその場から移動していないため，上記の様なログが見受けられたため，センサー値によるグラフは作成していない．

【2 回目】

| | |
|---|---|
| 13.158669 | プログラム開始 |
| 13.164914 | フライトピン監視開始 |
| 13.166820 | 高度監視開始 |

図 8.2.2　ログ 2 回目

後述するが，衝撃で電源ケーブルが外れたため，そもそも機能しなかったためログはこれ以上の進行はない．また，センサーは作動して値を取得していたが，CanSat がその場から移動していないため，上記の様なログが見受けられたため，センサー値によるグラフは作成していない．

「パラフォイル」

【1 回目】

後述の原因から制御が行えていないことが分かっているので，省略する．

【2 回目】

取得したデータをまとめ，以下の図に示した．

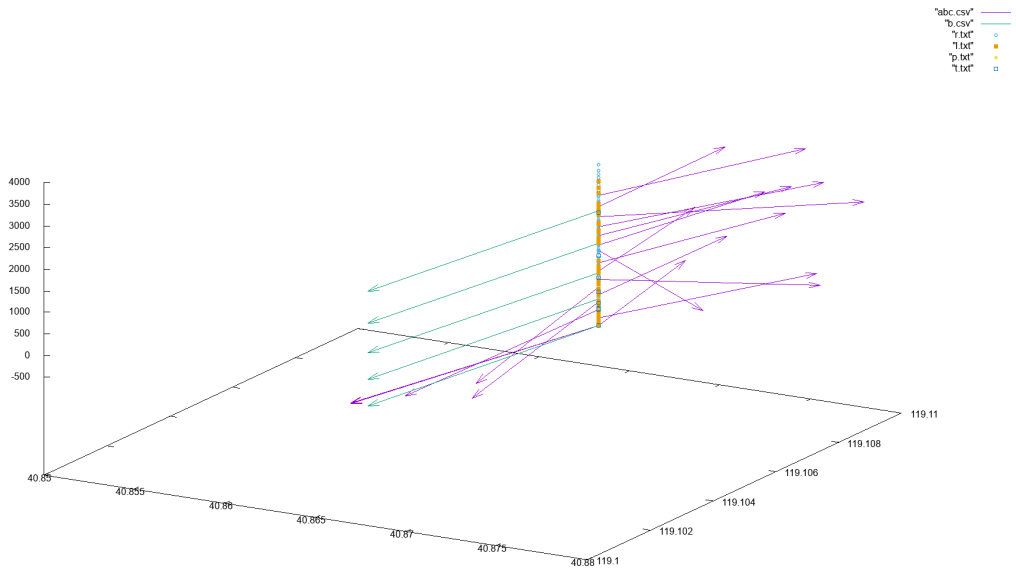


図 8.2.3　パラフォイルの移動経路と向き

凡例について説明する．矢印(紫)：パラフォイルの向き，矢印(緑)：ゴールの方向，点(水色)：右折判定，点(オレンジ)：左折判定，点(黄色)：ゴール地点，四角(水色)：直進判定である．

ログの値のみで判断すると，機体の位置は一切動いていない．ゴール方向に関しては，常に一定の向きを指しているが，目視で確認したところ定常滑空を行い，センサーが物理的に大き

く動いていないので，ある程度の信頼性があるといえる．また，自機向きとゴール方向から左折右折判定を行うフェーズに関しては，各地点で正常に作動している．

しかし，後述するが高度のセンサー値が負になる，その後 30m まで上昇している等現実ではありえない挙動になっているため，センサー異常が考えられる．

- **故障原因解析・解決手段等**

「機体」

【1 回目】

CanSat については特になし．しかし，自作キャリアを結ぶ紐を電熱線による切断を行う際，電熱線であるニクロム線が細く許容電流を超える電流が回路内に流れ，保護回路が機能したことで強制的にシャットダウンをした．その後再起動が掛かり，同じようにシーケンスを行うが同様の理由によりシャットダウンと再起動を繰り返したため，リタイアした．

【2 回目】

バッテリーケースとバッテリーをつなぐ線の半田が落下衝撃によって剥がれたことで，機体に電力が供給されず，走行不能になった．原因としては 1 回目の投下で破損しかかっているところを無理に補強したため，従来の強度を担保できなかったことが考えらえる．また，同時に電源供給するコードも外れていたため，走行は出来ないことが分かった．

これに対し，行うべき試験は次の通り．ニクロム線の抵抗値は「巻き数・ニクロム線の断面積・ニクロム線の長さ」のパラメータに依存するものである．したがって，各種パラメータを変更して切断機能を維持できるものを探して採用する．そして，複数の動作試験を行い，確度を確かめる．

バッテリーケースの方については，そもそも修復を行う際，破断している部分を無理やりはんだで接合したため，通常以下の強度になった．故に改善するのであれば，予備部品を持参していくことが必要である．荷重や振動に対する強度を計測するのであれば，安全率を計算しつつやや負荷を掛けた条件で振動試験や衝撃試験を行うべきである．事実，今回は機体の強度については評価することが出来たが，電装部や接続部に対する評価は不十分であった．その点では，周波数特性なども検討する必要があるので，より高精度・高機能な試験機を用いて試験すべきである．

「パラフォイル」

【1 回目】

パラフォイルが落下時にロール方向に回転し，シュラウドラインがねじれた．その為，シュラウドラインを引っ張る力が十分伝達されず空中制御が出来なかった．

【2 回目】

高度が負になった・その後高度が急上昇した原因として考えられるのが，キャリブレーションの不具合(気圧センサーによる判定を行うので，キャリブレーションのする高さで変わる)または，落下・開傘衝撃によるリセットやデータが飛んだこと．が考えられる．

**総評**

複数試験を繰り返したことによるフィードバックは大きかったが，その分普段考慮しない「疲労」という項目の存在に気づけなかった．また，3D プリンタの製作上の癖や特徴(今回は積層方向の荷重の検討が足りなかった)もより深く検討すべきであった．また，高度を必要とする試験項目についても事前の力学的な計算に基づいた定量的な評価や地上(低高度)で可能な試験をより検討し実行すべきであった．

# 第9章 まとめ

## 1. 工夫・努力した点（ハード、ソフト、マネジメント面すべて）

【ハード】

・パラフォイルのシュラウドライン部分に円環の PP シートを挿入したことでシュラウドライン同士のねじれ・絡まりがなくなり，定常滑空することが出来た．

・モーターを機体で十分に把持することができ，軸受け部やシャフトに影響が出ない設計を行ったこと．

【ソフト】

・設計及び完成が 5 月段階で完了したこと．調整・試験に時間を取ることがその分出来た．

【マネジメント】

・口頭による説明だけでは，記憶の不確実さで認識の齟齬を起こす可能性があるので，あらゆる報告は口頭による説明と LINE に報告し確実に「いつ・どこで・誰が・何をしたか」をすべて把握するように徹底した．

## 2. 良かった点・課題点

【良かった点】
　仕様変更前ではあるが，試験回数を複数回行うことが出来たこと．
【課題点】
　仕様変更後の実験数が足りず，ウィークポイントの洗い出しが上手くいかなかったこと．その原因として，試験は行ったとしても検討が行き届いていなかった，事前の強度設計や計算を軽視している部分があった．特にシミュレーションや簡易的な力学的な計算を十分に行える人間が少なく，チーム内の開発方針がひたすら実験をする．というものになっていた．また，実験をしたとしても本番の環境に近いものを再現(実験条件を緩くしていないか)が怪しい部分がある．PM の感想としては，その点の重要性を十分に伝えきれなかったことが悔やまれる．事実，PM はあまり製作に携わる機会が少なくシミュレーションや計算に力点を置いた活動を行っていた．その点において，制作においてメンバーからの信用性が薄く，計算やシミュレーションの事前検討における意義を説明しても実験ありき(間違いとは言わない)といわれ，今思えば定量的ではなく，結果ありきの無意味な実験を繰り返していた．
　つまり，実験と通じて検討するにしても適切な評価法を理解すべきと痛感した．また，それをメンバーに理解させるだけの説明力も求められると知った．

## 3. チームのマネジメント等、プロジェクト全体でのよかった点、反省点

【良かった点】
・例年に比べ，少しではあるが複数回の実験に基づいた定量的な評価を全体的に行えた．
・個人で作業せず，頻繁に集まって面と向かって作業しモチベーションの維持につながった．
【課題点】
・他人に作業を依頼する際に，その人を信頼しすぎた故に作業を丸ごと放り投げることが散見された．依頼する際は当然だが，要求項目やコンフィギュレーションをはっきりさせた上で依頼すべきである．
・メンバーで話す際，万人に言えるが，疑問に思えばすぐに話を止めてでも話す．他人の意見に意固地にならずに耳を貸す．などの信頼と疑問の両立を行うべきである．その人に専門性があっても聞くべき意見は存在し，知識の無い者はまず，否定せず話を聞くべきである．

以上を以て本団体の技術報告書とする．